

# GPS/INS 相对导航鲁棒扩展卡尔曼滤波方法

王东， 李国林

(海军航空工程学院, 山东, 烟台 264001)

**摘要：**针对绕飞模式下追踪器与合作目标间的 GPS/INS 组合相对导航问题, 考虑追踪器的惯量阵存在不确定性, 为提高相对导航系统的精确性和稳定性, 提出了一种 GPS/INS 组合相对导航的鲁棒扩展卡尔曼滤波算法。该算法采用近似线性化方法将相对导航系统中的非线性函数进行泰勒级数展开, 并将线性化引起的模型误差作为不确定项来处理, 结合鲁棒卡尔曼滤波算法, 设计了 GPS/INS 组合相对导航的鲁棒扩展卡尔曼滤波算法。仿真结果表明, 该方法相对位置的估计精度为 0.1 m, 相对姿态的估计精度为 0.001°, 相对导航精度很高, 且对追踪器惯量阵存在的不确定性具有很好的鲁棒性。

**关键词：**GPS/INS 组合导航; 相对导航; 鲁棒扩展卡尔曼滤波

**中图分类号：**V 249.3      **文献标志码：**A      **文章编号：**1001-0645(2014)12-1278-05

## Robust Extended Kalman Filter for GPS/INS Relative Navigation

WANG Dong, LI Guo-lin

(Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai, Shandong 264001, China)

**Abstract:** In this paper, a robust extend Kalman filter was proposed for GPS/INS integrated relative navigation systems between cooperative target and tracker in the presence of inertia uncertainties. Firstly, the first-order of Taylor series expansion was utilized to linearize the nonlinear term of the relative navigation systems approximately, while the model error caused by linearization was considered as the uncertainties of the system. Then, based on the robust Kalman filter, a robust extend Kalman filter algorithm was proposed for the GPS/INS integrated relative navigation system. Finally, the simulation result indicates that the proposed method provides relative position accuracy of 0.1 m and relative attitude accuracy of 0.001°, which manifests a high accuracy and a strong robustness against the inertia uncertainty of tracker.

**Key words:** GPS/INS integrated navigation; relative navigation; robust extended Kalman filter

航天器间的相对导航在卫星编队飞行、航天器交会对接、卫星在轨服务等领域发挥着重要的作用。随着航天技术的发展, 对航天器间相对导航系统的精确性和可靠性要求也越来越高<sup>[1]</sup>。航天器间相对导航实质是一个非线性滤波问题。在航天器间相对导航算法研究中, 最常采用的非线性滤波方法是扩展卡尔曼滤波算法(EKF)<sup>[2]</sup>。但由于 EKF 在线性化的过程中引入了模型误差, 导致滤波精度下降, 甚至会发散<sup>[3]</sup>。针对 EKF 在航天器间相对导航应用

中的不足, 文献[4–5]中将无迹卡尔曼滤波方法(UKF)应用到相对导航问题中, 该方法利用 U 变换产生一组 sigma 点去近似非线性函数的概率密度分布, 避免了 EKF 线性化过程中引入的模型误差, 从而提高了相对导航的精度。但相对导航 EKF 和 UKF 方法都假设系统模型中的干扰噪声为高斯的, 且需要了解噪声的统计特性, 并精确地建立相对导航系统的模型<sup>[6]</sup>。实际上, 由于系统模型中参数存在不确定性等因素, 很难获取精确地系统模型, 噪声

收稿日期：2014-03-17

基金项目：国家高技术研究发展计划资助项目(2010AA8012320C)

作者简介：王东(1976—), 男, 博士生, E-mail: wangdong202202@sina.com.

通信作者：李国林(1956—), 男, 教授, 博士生导师, E-mail: glinlee1955@gmail.com.

的统计特性也很可能是未知的。为提高相对导航系统的精确性,学者们提出了相对导航非线性鲁棒滤波算法。杨雪榕等<sup>[7]</sup>将系统建模的误差作为噪声来处理,采用自适应方法在线估计噪声的协方差阵以提高相对导航算法的精度。王艳东等<sup>[8]</sup>针对系统模型中的噪声统计特性未知情况,提出了一种模糊自适应的相对导航算法,通过实时在线调整过程噪声和观测噪声的协方差阵来提高相对导航算法的精可靠性。

本文主要研究了 GPS/INS 相对导航中的非线性鲁棒滤波问题。考虑 GPS/INS 组合相对导航模型中存在不确定性,为简化滤波算法设计,采用求解黎卡提方程的方法,直接设计了 GPS/INS 相对导航鲁棒扩展卡尔曼滤波算法(REKF)。该方法将相对导航系统模型线性化误差作为不确定项来处理,并引入一个松弛因子调整滤波算法的性能。与自适应滤波方法相比较,该方法不需要在线调整噪声的统计特性,算法简单,具有很好的鲁棒性。

本文的具体内容安排如下。首先给出了 GPS/INS 组合相对导航的数学模型;其次设计了 GPS/INS 组合相对导航 REKF 算法;然后通过数值仿真实验对该方法的有效性进行了验证,最后给出了本文的结论。

## 1 GPS/INS 相对导航系统模型

### 1.1 状态模型

以目标 LVLH 系为相对运动参考系,假设目标在近圆轨道上运行,则追踪器相对目标的运动可采用 Hill 方程来描述<sup>[9]</sup>

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2n\dot{y} + 3n^2x + f_{ux}, \\ \ddot{y} = -2n\dot{x} + f_{uy}, \\ \ddot{z} = -n^2z + f_{uz}. \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x, y, z$  分别为追踪器相对目标位置在相对运动坐标系中的向量; $n$  为轨道的平均轨道角速度; $f_{ux}, f_{uy}, f_{uz}$  分别为追踪器质心上的推力加速度。

追踪器相对目标的姿态动力学模型为

$$\mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{\Omega}} + \mathbf{J}_b \dot{\boldsymbol{v}} + (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{v}) \mathbf{J}_b (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{v}) + \Delta f = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d. \quad (2)$$

式中: $\mathbf{J}_b$  为追踪器惯量阵的标称值; $\mathbf{T}_c, \mathbf{T}_d \in \mathbb{R}^3$  分别为控制力矩和干扰力矩; $\boldsymbol{\omega} \in \mathbb{R}^3$  为追踪器本体系相对绕飞轨道坐标系的角速度; $\boldsymbol{\Omega}, \boldsymbol{v} \in \mathbb{R}^3$  分别为绕飞轨道坐标系相对相对运动坐标系、相对运动坐标系相对惯性系的角速度; $\Delta f$  为姿态动力学模型中

由于燃料燃烧等因素造成的不确定项,假设满足范数有界条件: $\Delta f \Delta f^T \leq N_f$ 。

采用修正罗德里格参数(MRP)来描述追踪器相对目标的姿态,则相对姿态运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{M}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{\omega}, \quad (3)$$

式中  $\mathbf{M}(\boldsymbol{\sigma}) = \frac{1}{4}(1 - \boldsymbol{\sigma}^T \boldsymbol{\sigma}) I_3 + 2[\boldsymbol{\sigma} \times] + 2\boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\sigma}^T$ 。

### 1.2 测量模型

为降低 GPS/INS 组合相对导航系统的维数,本文 GPS/INS 组合相对导航方案中,相对姿态测量则采用 GPS 载波相位差分和 INS 组合测量方案,相对位置信息仅通过 GPS 伪距差分测量得到。陀螺的测量模型为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{v} + \boldsymbol{b} + \boldsymbol{n}_g. \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{n}_g$  为陀螺量测噪声,假设为零均值的白噪声; $\boldsymbol{b}$  为陀螺常值漂移偏差,假设由白噪声驱动; $\boldsymbol{b} = \boldsymbol{n}_b$ 。

同一时刻,追踪器与目标观测同一颗卫星的伪距单差模型为

$$\Delta p^j = \sqrt{(x_s - x_g^j)^2 + (y_s - y_g^j)^2 + (z_s - z_g^j)^2} - \sqrt{(x_c - x_g^j)^2 + (y_c - y_g^j)^2 + (z_c - z_g^j)^2} + c(\delta t_s - \delta t_c) + n_s^j - n_c^j. \quad (5)$$

式中: $[x_c, y_c, z_c], [x_s, y_s, z_s], [x_g^j, y_g^j, z_g^j]$  分别为目标、追踪器和第  $j$  颗 GPS 卫星在惯性坐标系中的位置; $\delta t_c$  和  $\delta t_s$  分别为目标和追踪器接收机的钟差; $n_c^j$  和  $n_s^j$  分别表示目标接收机和追踪器接收机接收到信号的电离层、对流层延迟、多路径效应以及接收机观测噪声引起的伪距偏差之和。

追踪器上不同天线  $k, m$  接收到的 GPS 信号的载波相位差分模型为

$$\Delta \phi_{km}^j = \frac{f}{c} \mathbf{b}_{km}^T \mathbf{R}_{BI} \mathbf{e}^j + f(\delta t_k - \delta t_m) - N_{km}^j + n_{km}^j. \quad (6)$$

式中: $\mathbf{b}_{km}$  为天线  $k, m$  的基线在追踪器本体系中的向量表示; $\mathbf{e}^j$  为 GPS 卫星  $j$  单位视线矢量; $\mathbf{R}_{BI}$  为惯性系到追踪器本体系的姿态转换矩阵; $f$  为载波信号频率; $c$  为光速; $\delta t_k$  和  $\delta t_m$  分别为天线  $k$  和  $m$  的钟差校正量; $N_{km}^j$  为天线  $k$  和  $m$  的相位整周数之差。

## 2 GPS/INS 相对导航 REKF 算法

定义相对角速度误差和相对 MRP 误差分别为

$$\Delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \hat{\boldsymbol{\omega}}, \Delta \boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\sigma} \otimes \hat{\boldsymbol{\sigma}}^{-1}. \quad (7)$$

选取误差状态变量为

$$\Delta \mathbf{x} = [\Delta \boldsymbol{\rho}^T \quad \Delta \dot{\boldsymbol{\rho}}^T \quad \Delta \boldsymbol{\sigma}^T \quad \Delta \boldsymbol{\omega}^T \quad \Delta \boldsymbol{b}^T]^T,$$

采用泰勒级数展开近似线性化方法,可得误差系统状态方程为

$$\dot{\Delta x} = F \Delta x + A \beta L \Delta x - G \Delta f + G w, \quad (8)$$

式中: $\Delta F = [\Delta a^T \quad (J_b^{-1} \Delta f)^T \quad \mathbf{0}_{1 \times 3}]^T$  表示系统模型中的不确定项; $\Delta a$  表示相对运动模型中的不确定项,假设满足范数有界条件: $\Delta a \Delta a^T \leq N_a$ ; $A, \beta, L \in \mathbb{R}^{15 \times 15}$ , $A$  为缩放比例系数矩阵, $L$  为松弛变量, $\beta$  为不确定矩阵,表征相对导航系统模型线性化误差,满足范数有界条件 $\beta \beta^T \leq I_{15 \times 15}$ ;矩阵  $F, G$  的表达式分别如下所示

$$F = \begin{bmatrix} F_\rho & \mathbf{0}_{6 \times 3} & \mathbf{0}_{6 \times 3} & \mathbf{0}_{6 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & -[\hat{\omega} \times] & \frac{1}{4} I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & F_\omega & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$F_\rho = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_\omega = -J_b^{-1} [(\hat{\omega} + \hat{\Omega} + \hat{v}) \times] J_b + J_b^{-1} \{ [J_b (\hat{\omega} + \hat{\Omega} + \hat{v})] \times \}.$$

假设追踪器上配置有 3 根天线,与目标同步观

$$H_{3km}^j = \left[ -\frac{f}{c} b_{km}^T R(\hat{\sigma}) R_{FR} \frac{1}{|\rho_g^j - \rho_c - R_{IR}\hat{\rho}|} \right]$$

根据 REKF 算法原理<sup>[10]</sup>,可设计 GPS/INS 相对导航 REKF 算法,具体实现步骤如下.

### 步骤 1 时间更新.

① 相对状态一步预测:

$$\begin{bmatrix} \hat{\rho}_{k/k-1} \\ \dot{\hat{\rho}}_{k/k-1} \end{bmatrix} = (I_{6 \times 6} + F_\rho \Delta t) \begin{bmatrix} \hat{\rho}_{k-1} \\ \dot{\hat{\rho}}_{k-1} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

$$\hat{\sigma}_{k/k-1} = \hat{\sigma}_{k-1} + M(\sigma_{k-1}) \omega_{k-1} \Delta t, \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \hat{\omega}_{k/k-1} &= J_b^{-1} [\hat{T}_c - (\hat{\omega}_{k-1} + \hat{\Omega}_{k-1} + \hat{v}_{k-1}) \times \\ &\quad J_b (\hat{\omega}_{k-1} + \hat{\Omega}_{k-1} + \hat{v}_{k-1})] \Delta t - [(\hat{\Omega}_{k-1} + \hat{v}_{k-1}) \times] \hat{\omega}_{k-1} \Delta t + W_{k-1} \Delta t + \hat{\omega}_{k-1}, \end{aligned} \quad (12)$$

$$\hat{b}_{k/k-1} = \hat{b}_{k-1}. \quad (13)$$

式中: $W_{k-1} = -R(\hat{\sigma}_{k-1}) [\omega_F \times] R_{FR} [0 \ 0 \ n_d]^T$ ,

测 4 颗卫星来获取追踪器相对目标的导航信息,采用泰勒级数近似线性化方法,可得相对导航系统的测量残差模型为

$$\Delta Z = H \Delta x + C \alpha L \Delta x + n_v, \quad (9)$$

式中: $C \in \mathbb{R}^{19 \times 15}$  为缩放比例矩阵; $\alpha$  为不确定矩阵,表征测量模型线性化误差,满足范数有界条件: $\alpha \alpha^T \leq I_{15 \times 15}$ ; $H \in \mathbb{R}^{19 \times 15}$  为雅克比矩阵,具体表达式如下所示

$$\Delta Z = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta \rho_2 \\ \nabla \Delta \hat{\phi} \end{bmatrix}, \Delta \rho_2 = \begin{bmatrix} \Delta \rho^1 \\ \Delta \rho^2 \\ \Delta \rho^3 \\ \Delta \rho^4 \end{bmatrix},$$

$$\nabla \Delta \hat{\phi} = \begin{bmatrix} \nabla \Delta \hat{\phi}_{12} \\ \nabla \Delta \hat{\phi}_{13} \\ \nabla \Delta \hat{\phi}_{23} \end{bmatrix}, \nabla \Delta \hat{\phi}_{km} = \begin{bmatrix} \nabla \Delta \hat{\phi}_{km}^1 \\ \nabla \Delta \hat{\phi}_{km}^2 \\ \nabla \Delta \hat{\phi}_{km}^3 \\ \nabla \Delta \hat{\phi}_{km}^4 \end{bmatrix},$$

$$H = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_2 \\ H_3 \end{bmatrix}, H_2 = \begin{bmatrix} H_2^1 \\ H_2^2 \\ H_2^3 \\ H_2^4 \end{bmatrix},$$

$$H_3 = \begin{bmatrix} H_{312}^j \\ H_{313}^j \\ H_{323}^j \end{bmatrix}, H_{3km}^j = \begin{bmatrix} H_{3km}^1 \\ H_{3km}^2 \\ H_{3km}^3 \\ H_{3km}^4 \end{bmatrix},$$

$$H_1 = [\mathbf{0}_{3 \times 9} \quad I_{3 \times 3} \quad I_{3 \times 3}],$$

$$H_2^j = \left[ \frac{1}{\hat{\rho}_s^j} [\hat{x}_s - x_g^j] R_{IR} \quad \mathbf{0}_{1 \times 12} \right],$$

$$0_{1 \times 3} \quad \frac{4f}{c} b_{km}^T [(R(\hat{\sigma}) R_{FR} R_{RI} \hat{e}^j) \times] \quad 0_{1 \times 6} \right].$$

$$\omega_F = [0 \ 0 \ n_f].$$

② 估计误差均方差预测:

$$P_{k/k-1} = F_k (P_{k-1}^{-1} - \gamma^2 L^T L)^{-1} F_k^T + \gamma^2 A_k A_k^T + Q_k. \quad (14)$$

步骤 2 测量更新.

① 估计误差均方差更新:

$$P_k = (I - K_k H_k) (P_{k/k-1}^{-1} - \gamma^2 L^T L)^{-1} (I - K_k H_k)^T + K_k (\gamma^2 C_k C_k^T + R_k) K_k^T, \quad (15)$$

式中  $\gamma$  为给定的正数,需满足以下条件

$$\gamma^2 I - L P_k L^T > 0, \quad \gamma^2 I - L P_{k/k-1} L^T > 0.$$

② 滤波增益:

$$K_k = (P_{k/k-1}^{-1} - \gamma^2 L^T L)^{-1} H_k^T [H_k (P_{k/k-1}^{-1} -$$

$$\gamma^{-2} \mathbf{L}^T \mathbf{L})^{-1} \mathbf{H}_k^T + \gamma^2 \mathbf{C}_k \mathbf{C}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}. \quad (16)$$

③ 估计误差校正量:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_k = \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \hat{\mathbf{z}}_k]. \quad (17)$$

④ 估计校正:

相对位置和速度估计为

$$\hat{\mathbf{p}}_k = \hat{\mathbf{p}}_{k/k-1} + \Delta \hat{\mathbf{p}}_k, \quad \hat{\dot{\mathbf{p}}}_k = \hat{\dot{\mathbf{p}}}_{k/k-1} + \Delta \hat{\dot{\mathbf{p}}}_k. \quad (18)$$

相对姿态估计为

$$\begin{aligned} \hat{\boldsymbol{\sigma}}_k &= \Delta \hat{\boldsymbol{\sigma}}_k \otimes \hat{\boldsymbol{\sigma}}_{k/k-1}, \quad \hat{\boldsymbol{\omega}}_k = \hat{\boldsymbol{\omega}}_{k/k-1} + \Delta \hat{\boldsymbol{\omega}}_k, \\ \hat{\mathbf{b}}_k &= \Delta \hat{\mathbf{b}}_k + \hat{\mathbf{b}}_{k/k-1}. \end{aligned} \quad (19)$$

### 3 数值仿真实现

仿真参数设置: 目标轨道半径为 6 899 807 m, 绕飞半径为 200 m, 初始相对位置和速度为 [100.00, 0, -173.21] m, [0, 0.22, 0] m/s, 相对姿态角为 [2, 3, 5] (°), 相对角速度为 0, 陀螺常值漂移初值为 5 (°)/h. GPS 载波相位差分和伪距差分测量噪声标准差分别为 0.0028, 1.0000 m, 陀螺测量噪声和常值漂移驱动噪声标准差分别为 0.05 (°)/h, 0.03 (°)/h<sup>-1/2</sup>. 追踪器受到的干扰力矩标准差为 1 mN·m, 追踪器相对目标的加速度摄动标准差为 1 mm/s<sup>2</sup>. 假设追踪器的主轴上的 3 个惯性矩是已知的, 其余 6 个惯性积为不确定量, 仿真中取值为 0. GPS/INS 相对导航 REKF 算法的仿真结果如图 1~图 4 和表 1 所示. 为使得相对姿态估计结果形象直观, 相对姿态估计误差结果中采用 3-1-2 欧拉角姿态参数.

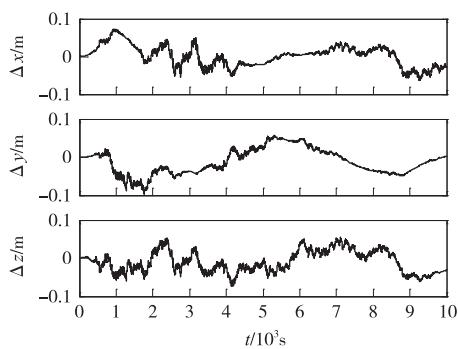


图 1 相对位置估计误差曲线

Fig. 1 Estimation errors of relative position

由图 1~图 4 可知, 相对位置、相对速度、相对姿态及角速度的估计误差曲线随着仿真时间曲线逐步收敛到 0 附近, 相对位置的 3 个分量绝对估计误差皆在 0.1 m 范围内, 相对速度的绝对估计误差皆在  $1.5 \times 10^{-4}$  m/s 范围内, 估计精度较高.

以仿真时长 4 000~10 000 s 内的仿真数据为统

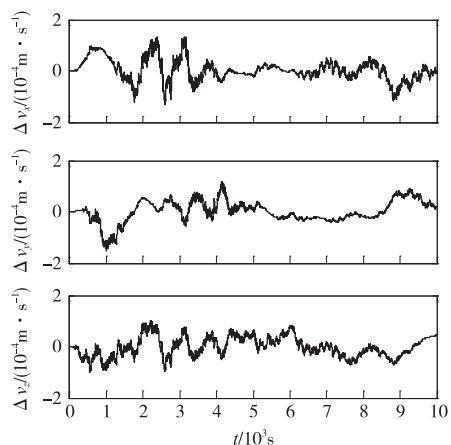


图 2 相对速度估计误差曲线

Fig. 2 Estimation errors of relative velocity

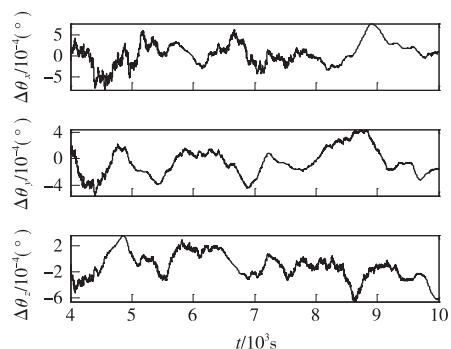


图 3 稳态相对姿态角估计误差曲线

Fig. 3 Estimation errors of relative attitude

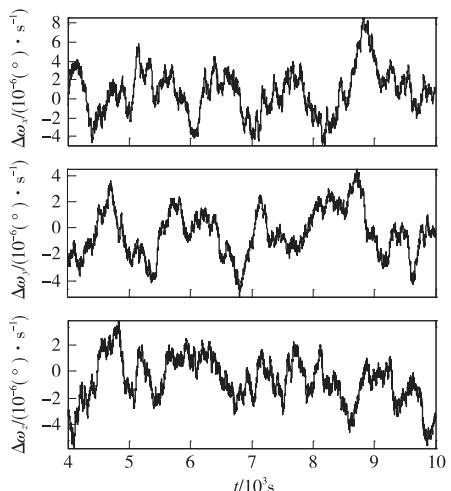


图 4 稳态相对角速度估计误差曲线

Fig. 4 Estimation errors of relative angular velocity

计对象, 稳态绝对估计误差的最大值为滤波器性能评价指标, 则相对导航 EKF 和 REKF 算法估计误差统计对比结果如表 1 所示. REKF 算法相对姿态、姿态角速度和陀螺常值漂移的估计精度分别为:  $8.170 \times 10^{-4}$  (°),  $8.660 \times 10^{-6}$  (°)/s 和  $2.269 \times 10^{-7}$  (°)/s, EKF 算法的估计精度分别为:  $1.880 \times$

$10^{-3}$ ( $^{\circ}$ )、 $1.654 \times 10^{-5}$ ( $^{\circ}$ )/s 和  $4.256 \times 10^{-7}$ ( $^{\circ}$ )/s. REKF 相对姿态的估计精度达到  $0.001(^{\circ})$ , 比 EKF

高,有效地提高了 GPS/INS 相对导航的可靠性和精确性.

表 1 惯量阵摄动大小不同时 REKF 相对姿态估计精度对比表

Tab. 1 Estimation results of REKF with different uncertainty in inertia matrix

| 惯量阵摄动 | 相对姿态/ $(10^{-3}(^{\circ}))$ |       |       | 相对角速度/ $(10^{-5}(^{\circ} \cdot s^{-1}))$ |       |       | 陀螺常值漂移/ $(10^{-7}(^{\circ}) \cdot s^{-1})$ |       |       |
|-------|-----------------------------|-------|-------|---|-------|-------|--|-------|-------|
|       | 滚转                          | 俯仰    | 偏航    | 滚转  | 俯仰    | 偏航    | 滚转   | 俯仰    | 偏航    |
| 10%   | 2.113                       | 1.512 | 1.006 | 1.829                                     | 1.634 | 1.357 | 2.777                                      | 4.115 | 5.593 |
| 30%   | 2.372                       | 1.629 | 1.378 | 2.075                                     | 1.861 | 1.539 | 3.475                                      | 5.267 | 6.223 |

追踪器惯量阵摄动大小不同时, GPS/INS 相对导航 REKF 算法稳态相对姿态的估计误差统计结果如表 1 所示. REKF 相对姿态的估计精度, 尽管随着惯量阵摄动量的增大, REKF 相对姿态的估计精度会随着下降, 但惯量阵存在不同摄动大小条件下, REKF 相对姿态的估计精度变化不大, 都能达到  $0.001(^{\circ})$  数量级, 表明 REKF 方法对追踪器惯量阵中存在的不确定性具有很好的鲁棒性, 为追踪器相对导航的精确性、可靠性、鲁棒性提供了有利的保障.

## 4 结 论

本文针对 GPS/INS 组合相对导航中的非线性鲁棒滤波问题, 在考虑追踪器惯量阵存在不确定性的条件下, 基于求解黎卡提方程的方法, 设计了 GPS/INS 组合相对导航 REKF 算法. 该方法将线性化模型误差作为不确定项来处理, 避免了线性化误差对滤波精度的影响, 滤波过程中也无需在线实时调整噪声协方差阵, 具有计算简单的优点. 仿真结果表明, GPS/INS 组合相对导航 REKF 算法相对位置和相对姿态的估计精度分别为  $0.1\text{ m}$  和  $0.001(^{\circ})$ , 有力地保证了相对导航系统的高精确性和高可靠性.

## 参考文献:

- [1] 魏喜庆. 航天器相对导航中的非线性滤波问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.  
Wei Xiqing. Research on nonlinear filtering on relative navigation of spacraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [2] Garrison J L, Axelrad P. Application of the extended Kalman filter for relative navigation in an elliptical orbit [J]. Spaceflight Mechanics, 1996;693–712.
- [3] Lee D J. Nonlinear Bayesian filtering with applications to estimation and navigation[D]. College Station, USA: Texas A & M University, 2005.
- [4] Chen L J, Seereeram S, Mehra R K. Unscented Kalman filter for multiple spacecraft formation flying [C] // Proceedings of American Control Conference. [S. l]: IEEE, 2003:1752–1757.
- [5] 楚瑞. 基于 UKF 算法的编队卫星相对导航技术研究 [J]. 电子科技, 2009, 22(7):5–8.  
Chu Rui. Relative navigation for spacecraft formation using UKF [J]. Electronic Science and Technology, 2009, 22(7):5–8. (in Chinese)
- [6] Pachter M, Chandler P R. Universal linearization concept for extended Kalman filters [J]. IEEE Transaction on Aerospace and Eletronic System, 1993, 29(3):946–961.
- [7] 杨雪榕, 梁加红, 朱俊, 等. 跟飞编队卫星相对导航自适应 EKF 算法研究[J]. 飞行器测控学报, 2011, 30(1): 74–79.  
Yang Xuerong, Liang Jiahong, Zhu Jun, et al. Adaptive relative navigation for leader-follower satellite formation [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2011, 30(1):74–79. (in Chinese)
- [8] 王艳东, 韩志华, 蔡君亮, 等. 模糊自适应方法在相对导航系统中的应用[J]. 电光与控制, 2012, 19(10):87–91.  
Wang Yandong, Han Zhihua, Cai Junliang, et al. A new fuzzy adaptive filtering for relative navigation system [J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(10):87–91. (in Chinese)
- [9] Alfriend K T, Vadali S R, Gurfil P. Spacecraft formation flying: dynamics, control, and navigation [M]. Kidlington: Butterworth-Heinemann, 2009: 83–122.
- [10] Xiong K, Wei C, Liu L. Robust extended Kalman filtering for nonlinear systems with stochastic uncertainties [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part A: Systems and Humans, 2010, 40(2):399–405.

(责任编辑:李兵)