基于预测滤波的捷联惯导任意双位置对准方法

宫晓琳 房建成

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083)

摘 要：针对捷联惯性导航系统(SINS,Strapdown Inertial Navigation System)在大失准角情况下的初始对准问题，建立基于加性四元数误差模型的非线性滤波方程，并提出一种基于模型预测滤波(MPF, Model Predictive Filter)与扩展卡尔曼滤波(EKF, Extended Kalman Filter)相结合的地面任意双位置初始对准方法.该方法将部分惯性器件误差作为模型误差，在线实时估计并修正系统模型，提高了状态估计的精度，并克服了将模型误差假设为高斯白噪声的局限性.半物理仿真结果表明，该方法有效提高了SINS姿态误差角的估计精度，而且也降低了系统状态变量的维数，提高了对准解算的实时性.

关 键 词：惯性导航系统；对准；预测；非线性滤波

中图分类号：V 249.32^{+}2

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)05-0533-04

Method of any two-position alignment based on predictive filter for SINS

Gong Xiaolin Fang Jiancheng

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aiming at the initial alignment of strapdown inertial navigation system(SINS) with a large azimuth misalignment angle, the nonlinear mathematics model based on additive quaternion error(AQE) equations was established. And any two-position alignment method based on model predictive filter(MPF) and extended Kalman filter(EKF) was proposed. In this method, parts of inertial element errors were regarded as the model error, and estimated as part of the solution. The model error was not limited to Gaussian noise characteristics, and the algorithm could be implemented on-line to both filter noisy measurements and estimate state trajectories. The results of tests show that this method has better precision and faster convergence of all misalignment angles especially the azimuth one than that of EKF. Furthermore, this method improves the alignment's real time by reducing the number of states.

Key words: inertial navigation systems; alignment; prediction; nonlinear filtering

地面初始对准是捷联惯性导航系统(SINS, Strapdown Inertial Navigation System)的关键技术之一.以往双位置对准方法需专门的转向机构，来实现两个位置间准确的转角，工程应用极为不便.文献[1]提出一种任意双位置对准的数值计算方法，实验表明，该方法需计算反正弦函数，加之器件误差等，使得计算结果不稳定，无法保证对准的精度.除数值计算以外，还可采用滤波技术进行初始对准.通常滤波使用的线性误差方程的前提是姿态失准角为小量.然而为实现快速对准，需在失准角较大的情况下滤波.此时，系统方程不再是线性方程，必须采用非线性滤波技术.目前研究较多的Unscented卡尔曼滤波其精度优于扩展卡尔曼滤波(EKF, Extended Kalman Filter)，但需计算大量统计样本，工程应用困难.粒子滤波同样存在运算实时性及状态初始概率选取的问题[2].文献[3]将模型预测滤波(MPF, Model Predictive Filter)用于平台惯导的静基座对准与空中匀速运

收稿日期：2007-05-11

基金项目：国家863基金资助项目(2006AA12A108)；国家自然科学基金资助项目(60602047)

作者简介：宫晓琳(1980—)，女，新疆昌吉人，博士生，gongxiaolin@sina.com.

动对准.文中用欧拉角描述失准角,只能处理方位误差角较大而水平误差角为小量的情况.此外,SINS在静基座时可观测性差,而匀速运动时的可观测性与静基座时基本相同[4].由于改变SINS的位置能够改善系统的可观测性,而且改变航向比改变俯仰和横滚的效果更好[4-6].因此,本文提出将MPF与EKF相结合的任意双位置对准方法应用到SINS在大失准角时的地面初始对准中,并在滤波过程中,改变SINS的位置(无需转向机构)来提高系统的可观测性,从而提高滤波精度.

本文首先建立基于加性四元数的SINS非线性误差方程,然后采用MPF与EKF相结合的方法,将部分惯性器件误差作为模型误差,在线估计并修正系统模型,克服了将模型误差假设为高斯白噪声的不足;同时也降低了系统的维数,提高了对准的实时性.半物理仿真结果进一步表明,该方法能够在大失准角下,提高初始对准的精度.

1 模型预测滤波基本算法

非线性模型预测滤波的基本思想是通过比较量测输出与预测输出来估计相应的模型误差,进而修正滤波器状态,实现对真实状态量的估计[7-9].假设一个非线性系统状态估计和预测输出估计的关系如下:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{x}}}(t)=f(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)+\boldsymbol{G}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\boldsymbol{d}(t) \tag{1}$$

$$\hat{\boldsymbol{y}}(t)=h(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t) \tag{2}$$

其中,$f\in\mathbf{R}^n$为连续可微的非线性函数;$\hat{\boldsymbol{x}}(t)\in\mathbf{R}^n$为状态变量估计;$\boldsymbol{d}(t)\in\mathbf{R}^q$为模型误差向量;$\boldsymbol{G}\in\mathbf{R}^{n\times q}$为模型误差分布矩阵;$\hat{\boldsymbol{y}}(t)\in\mathbf{R}^m$为量测变量估计.

记$h(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)$的第$i$个分量为$h_i$,$i=1,2,\cdots,m$.取小的时间间隔$\Delta t$,对式(2)进行连续微分,记$\boldsymbol{d}(t)$的任何分量第1次出现在$h_i$的微分中的最低阶数为$p_i$.将式(2)的第$i$个分量展开成$p_i$阶泰勒级数,并忽略高阶项,得到

$$\hat{y}_i(t+\Delta t)\approx\hat{y}_i(t)+\Delta t\frac{\partial h_i}{\partial\hat{\boldsymbol{x}}}[f(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)+\boldsymbol{G}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\cdot\boldsymbol{d}(t)]+\frac{\Delta t}{2!}\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial h_i}{\partial t}\right)+\cdots+\frac{\Delta t^{p_i}}{p_i!}\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial^{p_i-1}h_i}{\partial t^{p_i-1}}\right) \tag{3}$$

根据李导数定义k阶李导数$L_f^k(h_i)$为

$$\left.\begin{aligned}&L_f^0(h_i)=h_i\\&L_f^k(h_i)=\frac{\partial L_f^{k-1}(h_i)}{\partial\hat{\boldsymbol{x}}}f(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\quad k\geqslant 1\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

由于$\boldsymbol{d}(t)$的任何分量第1次出现在h_i的微分中的最低阶数为p_i,故当微分阶数低于p_i时,有$\frac{\partial h_i}{\partial\hat{\boldsymbol{x}}}\boldsymbol{G}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\boldsymbol{d}(t)=0$,式(3)可以写为

$$\hat{y}_i(t+\Delta t)\approx\hat{y}_i(t)+\Delta tL_f^1(h_i)+\frac{\Delta t}{2!}L_f^2(h_i)+\cdots+\frac{\Delta t^{p_i}}{p_i!}L_f^{p_i}(h_i)+\frac{\Delta t^{p_i}}{p_i!}\frac{\partial L_f^{p_i-1}(h_i)}{\partial\hat{\boldsymbol{x}}}\boldsymbol{G}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\boldsymbol{d}(t) \tag{5}$$

分别求出$i=1,2,\cdots,m$时$\hat{y}_i$的形如式(5)的泰勒展开式,并将其合写成矩阵形式,得到

$$\hat{\boldsymbol{y}}(t+\Delta t)\approx\hat{\boldsymbol{y}}(t)+\boldsymbol{Z}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),\Delta t)+\boldsymbol{\Lambda}(\Delta t)\boldsymbol{U}(\hat{x}(t))\boldsymbol{d}(t) \tag{6}$$

其中$\boldsymbol{\Lambda}(\Delta t)\in\mathbf{R}^{m\times m}$为对角阵,对角元素为

$$\lambda_{ii}=\Delta t^{p_i}/p_i!\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{7}$$

$\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{x}}(t))\in\mathbf{R}^{m\times q}$为灵敏度矩阵,表达式为

$$\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{x}}(t))=\begin{bmatrix}L_{g1}L_f^{p_1-1}(h_1)&\cdots&L_{g_q}L_f^{p_1-1}(h_1)\\L_{g1}L_f^{P_2-1}(h_2)&\cdots&L_{g_q}L_f^{p_2-1}(h_2)\\\vdots&&\vdots\\L_{g_1}L_f^{p_m-1}(h_m)&\cdots&L_{g_q}L_f^{p_m-1}(h_m)\end{bmatrix} \tag{8}$$

其中$L_{g_j}L_f^k(h_i)$为标量函数$L_f^k(h_i)$关于向量场g_j($\boldsymbol{G}$的第j列)的一阶李导数,表达式为

$$L_{g_j}L_f^k(h_i)=\frac{\partial L_f^k(h_i)}{\partial\hat{\boldsymbol{x}}}g_j(\hat{\boldsymbol{x}}(t),t)\qquad j=1,2,\cdots,q \tag{9}$$

$\boldsymbol{Z}(\hat{\boldsymbol{x}}(t),\Delta t)$为$m$维列向量,其各分量为

$$Z_i(\hat{\boldsymbol{x}}(t),\Delta t)=\sum_{k=1}^{p_i}\frac{\Delta t^k}{k!}L_f^k(h_i)\qquad i=1,2,\cdots,m \tag{10}$$

定义性能指标函数:

$$J(\boldsymbol{d}(t))=\frac{1}{2}[\boldsymbol{y}(t+\Delta t)-\hat{\boldsymbol{y}}(t-\Delta t)]^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{-1}\cdot[\boldsymbol{y}(t+\Delta t)-\hat{\boldsymbol{y}}(t+\Delta t)]+\frac{1}{2}\boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}(t)\boldsymbol{W}\boldsymbol{d}(t) \tag{11}$$

式中,J由量测输出与预测输出间残差的加权平方和以及模型修正项的加权平方和组成;$\boldsymbol{W}\in\mathbf{R}^{q\times q}$为模型误差加权矩阵.

MPF的基本思想就是求使J最小条件下的模型误差$\boldsymbol{d}$.为了使J最小,需要满足条件$\partial J/\partial\boldsymbol{d}_k=0$.假定时间间隔为常值,则$\boldsymbol{y}(t)=\boldsymbol{y}_k$,$\boldsymbol{y}(t+\Delta t)=\boldsymbol{y}_{k+1}$.由此可以得到$[t_k,t_{k+1}]$时间区间内的模型误差估计:

$$\hat{\boldsymbol{d}}_k=-\{[\boldsymbol{\Lambda}(\Delta t)\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{x}}_k)]^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{R}^{-1}[\boldsymbol{\Lambda}(\Delta t)\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{x}}_k)]+\boldsymbol{W}\}^{-1}[\boldsymbol{\Lambda}(\Delta t)\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{x}}_k)]^{\mathrm{T}}\cdot$$

$$\boldsymbol{R}^{-1}[\boldsymbol{Z}(\hat{\boldsymbol{x}}_k,\Delta t)-\boldsymbol{y}_{k+1}+\hat{\boldsymbol{y}}_k] \tag{12}$$

2　基于 MPF 与 EKF 的对准方法设计

2.1　大失准角下的 SINS 非线性误差方程

在姿态更新算法中,四元数法计算简单、精度高,而且利用四元数的计算误差,可以推导出 3 个姿态误差角均为大角度时的四元数误差方程[10].因此,本文建立基于加性四元数误差的 SINS 误差方程.导航系为东北天地理系.姿态误差方程为

$$\delta\dot{\boldsymbol{Q}}=\frac{1}{2}\langle\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}\rangle\delta\boldsymbol{Q}-\frac{1}{2}[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}]\delta\boldsymbol{Q}+\frac{1}{2}(\boldsymbol{U}\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}-\boldsymbol{Y}\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}) \tag{13}$$

其中,$\delta\boldsymbol{Q}=[\delta q_0\quad\delta q_1\quad\delta q_2\quad\delta q_3]^{\mathrm{T}}$ 为计算四元数与真实四元数的差;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$为载体系相对惯性系的旋转角速度在载体系上的投影;$\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$为陀螺的测量误差;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}$为导航系相对惯性系的旋转角速度在导航系上的投影;$\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}$为 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}$的误差;

$$\langle\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}\rangle=\begin{bmatrix}0&-\omega_x&-\omega_y&-\omega_z\\ \omega_x&0&\omega_z&-\omega_y\\ \omega_y&-\omega_z&0&\omega_x\\ \omega_z&\omega_y&-\omega_x&0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{U}=\begin{bmatrix}-\hat{q}_1&-\hat{q}_2&-\hat{q}_3\\ \hat{q}_0&-\hat{q}_3&\hat{q}_2\\ \hat{q}_3&\hat{q}_0&-\hat{q}_1\\ -\hat{q}_2&\hat{q}_1&\hat{q}_0\end{bmatrix}$$

$$[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{in}}^{\mathrm{n}}]=\begin{bmatrix}0&-\omega_{\mathrm{E}}&-\omega_{\mathrm{N}}&-\omega_{\mathrm{U}}\\ \omega_{\mathrm{E}}&0&-\omega_{\mathrm{U}}&\omega_{\mathrm{N}}\\ \omega_{\mathrm{N}}&\omega_{\mathrm{U}}&0&-\omega_{\mathrm{E}}\\ \omega_{\mathrm{U}}&-\omega_{\mathrm{N}}&\omega_{\mathrm{E}}&0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{Y}=\begin{bmatrix}-\hat{q}_1&-\hat{q}_2&-\hat{q}_3\\ \hat{q}_0&\hat{q}_3&-\hat{q}_2\\ -\hat{q}_3&\hat{q}_0&\hat{q}_1\\ \hat{q}_2&-\hat{q}_1&\hat{q}_0\end{bmatrix}$$

速度误差方程为

$$\delta\dot{\boldsymbol{V}}^{\mathrm{n}}=-2[\hat{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}]\times\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}(\hat{\boldsymbol{Q}})\delta\boldsymbol{Q}+2\hat{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}\hat{\boldsymbol{Q}}^{\mathrm{T}}\delta\boldsymbol{Q}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}(\delta\boldsymbol{Q})\boldsymbol{U}(\delta\boldsymbol{Q})\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}-(2\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}+\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}})\times\boldsymbol{V}^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{V}^{\mathrm{b}}-(2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}})\times\delta\boldsymbol{V} \tag{14}$$

其中,$\delta\boldsymbol{V}$ 为速度误差,不考虑高度通道;$\hat{\boldsymbol{C}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$ 为载体系到导航系转换矩阵的计算值;$\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}$ 为加速度计的测量值;$\boldsymbol{V}^{\mathrm{b}}$ 为加速度计的测量偏差;$\hat{\boldsymbol{Q}}$ 为计算四元数;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$为地球系相对惯性系的旋转角速度在导航系的投影;$\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$为 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$的误差;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$为导航系相对地球系的旋转角速度在导航系的投影;$\delta\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$为 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$误差;$\boldsymbol{V}^{\mathrm{n}}$ 为载体相对地球的速度在导航系中的投影.

由于 $\Delta\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$ 的存在,当姿态误差角较大时速度误差方程对 $\delta\boldsymbol{Q}$ 是非线性的.其中非线性项的表达式为

$$\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}(\delta\boldsymbol{Q})\boldsymbol{U}(\delta\boldsymbol{Q})\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}\delta q_0^2+\delta q_1^2-\delta q_2^2-\delta q_3^2&2(\delta q_1\delta q_2-\delta q_0\delta q_3)&2(\delta q_1\delta q_3+\delta q_0\delta q_2)\\ 2(\delta q_0\delta q_3+\delta q_1\delta q_2)&\delta q_0^2-\delta q_1^2+\delta q_2^2-\delta q_3^2&2(\delta q_2\delta q_3-\delta q_0\delta q_1)\\ 2(\delta q_1\delta q_3-\delta q_0\delta q_2)&2(\delta q_0\delta q_1+\delta q_2\delta q_3)&\delta q_0^2-\delta q_1^2-\delta q_2^2+\delta q_3^2\end{bmatrix}\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}$$

2.2　基于 MPF 与 EKF 的 SINS 初始对准滤波设计

由于单纯采用 MPF 方法,将 SINS 所有的惯性器件误差作为模型误差进行建模时,灵敏度矩阵的后 3 列全为 0,无法估计陀螺误差.因此,将 MPF 与 EKF 相结合,仅将加速度计误差作为模型误差,用 MPF 来估计;而将陀螺误差作为状态变量,用 EKF 进行估计.这样,既克服了 MPF 无法估计陀螺漂移而导致较大状态估计误差的问题,又能解决 EKF 在系统模型不准时滤波精度下降的问题.

2.2.1　SINS 初始对准状态方程

SINS 系统状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},t)+\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{d}}\boldsymbol{d}+\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{w}}\boldsymbol{w} \tag{15}$$

其中,$\boldsymbol{x}=[\delta V_{\mathrm{E}}\quad\delta V_{\mathrm{N}}\quad\delta q_0\quad\delta q_1\quad\delta q_2\quad\delta q_3\quad\varepsilon_x\quad\varepsilon_y\quad\varepsilon_z]^{\mathrm{T}}$ 为系统状态变量;$\varepsilon_x,\varepsilon_y,\varepsilon_z$ 为载体系 3 个轴上的陀螺漂移,有 $\varepsilon_x=\varepsilon_y=\varepsilon_z=0$;模型误差向量 $\boldsymbol{d}=[\nabla_x\quad\nabla_y]^{\mathrm{T}}$,$\nabla_x$和$\nabla_y$分别为载体系 x 和 y 轴上的加速度计偏置;$\boldsymbol{w}$ 为系统噪声,方差阵为 $\mathrm{E}\{\boldsymbol{w}\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\}=\boldsymbol{Q}$;模型误差分布矩阵 $\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{d}}$ 和过程噪声矩阵 $\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{w}}$ 的表达式分别为

$$\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{d}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}11}^{\mathrm{n}}&\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}12}^{\mathrm{n}}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}21}^{\mathrm{n}}&\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}22}^{\mathrm{n}}\\ &\boldsymbol{0}_{7\times2}\end{bmatrix}\qquad\boldsymbol{G}_{\boldsymbol{w}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{2\times3}\\ \frac{1}{2}\boldsymbol{U}(\hat{\boldsymbol{Q}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}})\\ \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

2.2.2　SINS 初始对准量测方程

选取速度误差作为量测值,量测方程为

$$\boldsymbol{y}=\boldsymbol{h}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{v} \tag{16}$$

其中,$\boldsymbol{y}=[\delta V_{\mathrm{E}}\quad\delta V_{\mathrm{N}}]^{\mathrm{T}}$ 为量测变量;$\boldsymbol{h}=[\boldsymbol{I}_{2\times2}\quad\boldsymbol{0}_{2\times7}]$为量测矩阵;$\boldsymbol{v}=[v_{V_{\mathrm{E}}}\quad v_{V_{\mathrm{N}}}]^{\mathrm{T}}$ 为量测噪声,并假定其为零均值的高斯白噪声,其协方差为 $\mathrm{E}\{\boldsymbol{v}\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}\}=\boldsymbol{R}$.

MPF与EKF相结合的滤波流程如下：

1）令采样时间间隔为 Δt，由 t_k 时刻系统的状态估值 $\hat{\boldsymbol{x}}_k$ 计算系统的输出估值 $\hat{\boldsymbol{y}}_k$；

2）由式(7)、式(8)、式(10)计算MPF需要的参数 $\boldsymbol{Z}_{2\times1}(\hat{\boldsymbol{x}}_k,\Delta t)$，$\boldsymbol{\Lambda}_{2\times2}(\Delta t)$ 和 $\boldsymbol{U}_{2\times5}(\hat{\boldsymbol{x}}_k)$；

3）由式(12)估计 $[t_k,t_{k+1}]$ 内的模型误差 $\hat{\boldsymbol{d}}_k$；

4）计算状态一步转移矩阵：

$$\boldsymbol{\Phi}_{k+1,k}\approx\boldsymbol{I}+\left.\frac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},t)}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}=\hat{\boldsymbol{x}}_k}\cdot\Delta t$$

5）设计EKF滤波流程，用步骤3）估计的模型误差 $\hat{\boldsymbol{d}}_k$ 来修正EKF的状态一步预测值.

3 半物理仿真

为验证基于MPF与EKF的任意双位置对准方法的有效性，将SINS置于转台上，进行了半物理仿真试验.

试验采用挠性SINS，采样频率为80 Hz. 陀螺常值、随机漂移均为0.1(°)/h，加计常值、随机偏置均为 10^{-4} g. 初始位置为东经116°，北纬40°，高度45 m. 初始方位角为30°，俯仰角和横滚角均为0°. 方位角、俯仰角和横滚角的初始误差分别为20°，10°和10°. 速度量测噪声为0.01 m/s. 将初始位置作为第1位置，从此位置顺时针旋转30°到第2位置，采集SINS从位置1到位置2的输出数据，每一位置停留5 min. 在陀螺和加速度计的理论输出上叠加真实噪声，进行半物理仿真.

表1比较了滤波结束前30 s内采用MPF+EKF，EKF和KF方法时，方位角、俯仰角和横滚角估计误差 $\delta\varphi$，$\delta\theta$，$\delta\gamma$ 的均值.

表1 不同滤波方法任意双位置对准精度比较

滤波方法	$\delta\varphi$/(″)	$\delta\theta$/(″)	$\delta\gamma$/(″)
MPF+EKF	228.54	51.71	42.87
EKF	4 655.58	83.77	62.50
KF	发散	发散	发散

从表1可以看出，当3个姿态误差角均为大角度时，采用非线性滤波方法能够获得优于线性滤波方法的对准精度. 其中MPF与EKF相结合时能够获得更好的对准精度，并且将系统维数由11维降至9维，减少了计算量.

方位角、俯仰角和横滚角估计误差 $\delta\varphi$，$\delta\theta$，$\delta\gamma$ 的曲线如图1～图3所示.

从图1～图3可以看出，3个姿态角误差的收敛速度较快，而且SINS位置的改变明显改善了姿态角误差的估计效果，提高了估计精度.

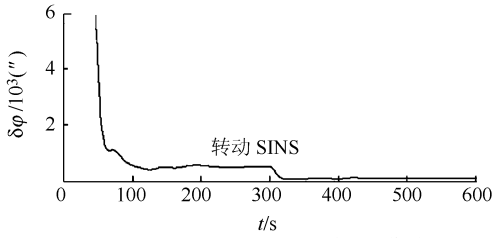


图1 MPF+EKF滤波 $\delta\varphi$ 曲线

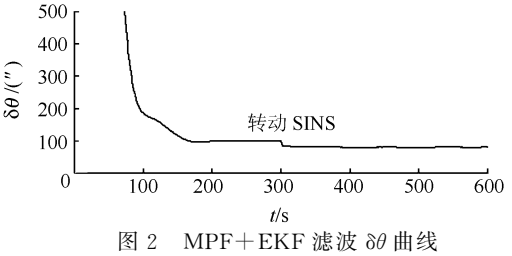


图2 MPF+EKF滤波 $\delta\theta$ 曲线

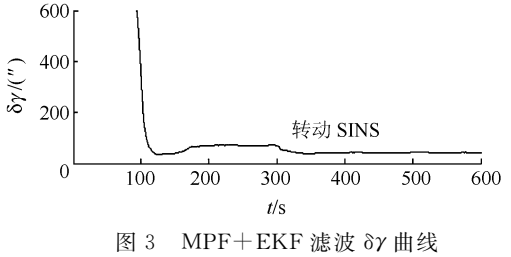


图3 MPF+EKF滤波 $\delta\gamma$ 曲线

4 结 论

本文针对捷联惯性导航系统在大失准角情况下的初始对准问题以及捷联惯性导航系统在实际工程应用中安装的特殊性，将基于MPF与EKF的任意双位置初始对准方法应用于SINS的地面初始对准中. 半物理仿真结果表明，该方法将加速度计偏置作为模型误差，在线实时估计并修正系统模型，提高了状态估计的精度，并克服了将其假设为高斯白噪声的局限性. 在滤波过程中，通过改变SINS的航向提高了系统状态变量的可观测度，从而进一步提高了SINS姿态误差角的估计精度. 与EKF相比，该方法还降低了系统的维数，提高了对准的实时性.

参考文献（References）

[1] Liu B Q, Fang J C. Double any-position alignment without rotatable device for SINS[C]//Fang J C, Wang Z Y. Sixth International Symposium on Instrumentation and Control Technology (Vol 6357, part two of two parts). Washington: SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2006: 63575H1－63575H5

(下转第563页)