

捷联惯导系统静基座初始对准精度分析及仿真

严恭敏, 秦永元

(西北工业大学自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘要 在利用卡尔曼滤波器对捷联惯导系统(SINS)进行静基座初始对准中, 由于系统的不完全可观测性, 使得有些状态没有滤波效果, 有些状态的估计精度受到限制。对 SINS 静基座初始对准卡尔曼滤波方程进行了可观测性分析, 提出了状态降阶的处理方法, 并得到了各状态估计的极限精度公式。最后进行了软件仿真, 仿真结果表明: 降阶滤波器和全降阶滤波器的估计精度基本相同, 但是前者计算量更小, 并且在滤波计算中能够消除不可观测状态的不利影响。

关键词 捷联惯导系统; 初始对准; 卡尔曼滤波; 可观测性; 仿真

中图分类号: V249.3 文献标识码: A

Initial Alignment Accuracy Analysis and Simulation of Strapdown Inertial Navigation System on a Stationary Base

YAN Gong - min , QIN Yong - yuan

(Department of Automation Control , Northwestern Polytechnical University , Xi 'an Shanxi 710072 , China)

ABSTRACT In the process of initial alignment for an inertial navigation system(SINS) on a stationary base via Kalman filter , some states have no filtering effect as the system is not completely observable. Moreover , the accuracy of the states which have filtering effect are limited to some extend for the poor observability. In this paper , the observability for the initial alignment equations of SINS on a stationary base is analyzed , and the reduced - order Kalman filter is established with each state estimating accuracy limitation proposed. Simulation results show that the reduced - order Kalman filter has the some accuracy as the traditional full - order estimation method , but the former has less calculating consumption and is not sensitive to the bad effect of the unobservable states.

KEYWORDS : Strapdown inertial navigation system (SINS); Initial alignment ; Kalman filtering ; Observability ; Simulation

1 引言

捷联惯导系统(SINS)初始对准的目的是为了获得载体坐标系相对于导航坐标系的坐标变换矩阵, 即姿态矩阵, 对准精度将直接影响着惯导系统的导航精度。准确性和快速性是初始对准的两个重要指标。SINS 静基座初始对准通常可分为粗对准和精对准两个阶段。在粗对准阶段, 利用地球自转角速度和重力加速度作为参考量, 通过惯性器件的测量输出建立粗略的导航计算坐标系; 在精对准阶段, 假设导航计算坐标系和真实导航坐标系间的失准角误差为小角度误差矢量, 建立失准角误差模型, 利用加速度计的输出, 通过卡尔曼滤波估计出失准角, 从而获得准确的姿态矩阵。

在 SINS 静基座初始对准卡尔曼滤波器中, 水平加速度计常值零偏和东向陀螺常值漂移是不可观测的, 因而它们没有滤波效果, 同时也使得姿态角误差、北向和天向陀螺常值漂移的估计精度受到限制。本文对卡尔曼滤波方程可观测性进行了分析, 去除方程中不可观测的状态, 提出了降阶初始对准卡尔曼滤波方程, 并对滤波器状态的估计精度进行了分析。最后给出了软件仿真结构图和效果图, 仿真结果表明: 降阶滤波器和全降阶滤波器的估计精度基本相同, 但是前者计算量更小, 并且能够消除不可观测状态对滤波器的不利影响。

2 SINS 静基座初始对准模型

首先给出一些文中用到的坐标系的定义: 地心惯性坐标系记为 i 系, 地球坐标系记为 e 系, 选取东 - 北 - 天(ENU)地

理坐标系为导航参考坐标系,记为 n 系,导航计算坐标系记为 n' 系,载体坐标系记为 b 系,其三坐标轴分别平行与载体横轴、纵轴和立轴,选右-前-上为正向。

2.1 初始对准状态方程

用 C_b^n 表示姿态矩阵,则 SINS 姿态矩阵微分方程为:

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{nb}^b \quad (1)$$

式中 Ω_{xy}^z 表示由矢量 ω_{xy}^z 构成的反对称矩阵。用 $\tilde{\Omega}_{nb}^b$ 表示 Ω_{nb}^b 的测量值,定义测量值和真实值之间的误差为:

$$\delta\Omega_{nb}^b = \tilde{\Omega}_{nb}^b - \Omega_{nb}^b \quad (2)$$

假设 n 系至 n' 系的转动为小角度,由姿态角误差矢量 φ^n 表示,则有等式成立:

$$C_b^{n'} = (I_{3 \times 3} - (\varphi^n \times)) C_b^n$$

即

$$C_b^{n'} = I_{3 \times 3} - (\varphi^n \times) \quad (3)$$

其中 $(\varphi^n \times)$ 表示由 φ^n 构成的反对称矩阵, $C_b^{n'}$ 表示姿态矩阵计算值。类似于(1)式,姿态矩阵计算值 $C_b^{n'}$ 应当满足微分方程:

$$\dot{C}_b^{n'} = C_b^{n'} \tilde{\Omega}_{nb}^b \quad (4)$$

将(2)式和(3)式代入(4)式得:

$$-(\varphi^n \times) C_b^n + (I_{3 \times 3} - (\varphi^n \times)) \dot{C}_b^n = (I_{3 \times 3} - (\varphi^n \times)) C_b^n (\Omega_{nb}^b + \delta\Omega_{nb}^b) \quad (5)$$

展开上式,并略去关于 φ^n 和 $\delta\Omega_{nb}^b$ 的二阶小量,得:

$$(\varphi^n \times) C_b^n = -C_b^n \delta\Omega_{nb}^b$$

即

$$(\varphi^n \times) = -C_b^n \delta\Omega_{nb}^b C_b^n \quad (6)$$

根据反对称阵相似变换性质,上式写成矢量形式为:

$$\dot{\varphi}^n = -C_b^n \delta\omega_{nb}^b \quad (7)$$

另外,有矢量之间的和式关系:

$$\omega_{ib}^b = \omega_{ie}^b + \omega_{en}^b + \omega_{nb}^b \quad (8)$$

在静基座初始对准中,不考虑导航坐标系相对地球坐标系的转动,即有 $\delta\omega_{en}^b = 0_{3 \times 1}$,因而对(8)式求误差并代入(7)式得:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}^n &= -C_b^n (\delta\omega_{ib}^b - \delta\omega_{ie}^b) \\ &= -C_b^n [\delta\omega_{ib}^b - (C_{n'}^b \omega_{ie}^n - \omega_{ie}^n)] \\ &= -C_b^n \delta\omega_{ib}^b + C_{n'}^n \omega_{ie}^n - \omega_{ie}^n \\ &= -\delta\omega_{ib}^n + \varphi^n \times \omega_{ie}^n \end{aligned} \quad (9)$$

假设陀螺测量误差 $\delta\omega_{ib}^b = \tilde{\omega}_{ib}^b - \omega_{ib}^b$ 由常值漂移误差 ε^b 和随机误差 w_g^b 组成,即 $\delta\omega_{ib}^b = \varepsilon^b + w_g^b$,并记 $\varepsilon^n = C_b^n \varepsilon^b$ 和 $w_g^n = C_b^n w_g^b$,则展开(9)式得:

$$\dot{\varphi}_E^n = \omega_U \varphi_N^n - \omega_N \varphi_U^n - \varepsilon_E^n - w_{gE}^n \quad (10a)$$

$$\dot{\varphi}_N^n = -\omega_U \varphi_E^n - \varepsilon_N^n - w_{gN}^n \quad (10b)$$

$$\dot{\varphi}_U^n = \omega_N \varphi_E^n - \varepsilon_U^n - w_{gU}^n \quad (10c)$$

式中 $\omega_N = \omega_{ie} \cos L$, $\omega_U = \omega_{ie} \sin L$, L 表示当地地理纬度。

至此,由(10)式,并考虑到关于陀螺测量误差和加速度计测量误差(见2.2小节)的假设,可得 SINS 静基座初始对准状态方程为:

$$\dot{X} = FX + w \quad (11)$$

其中 $X = [\phi_E^n \quad \phi_N^n \quad \phi_U^n \quad \varepsilon_E^n \quad \varepsilon_N^n \quad \varepsilon_U^n \quad \nabla_E^n \quad \nabla_N^n]^T$

$$F = \begin{bmatrix} 0 & \omega_U & -\omega_N & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_U & 0 & 0 & -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0 & 0 & 0 \\ \omega_N & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0_{5 \times 8} & & & & & & & \end{bmatrix}$$

$$w = [-w_{gE}^n \quad -w_{gN}^n \quad -w_{gU}^n \quad 0_{5 \times 1}]^T$$

$$E[u(t)] = 0_{8 \times 1} \quad E[u(t)w^T(\tau)] = \begin{bmatrix} Q_{wg}^n & 0_{3 \times 5} \\ 0_{5 \times 8} \end{bmatrix} \delta(t - \tau)$$

假设陀螺随机误差 w_g^b 的方差阵为 $Q_{wg}^b = E[w_g^b(t)w_g^{bT}(\tau)] = \text{diag}[q_{gx} \quad q_{gy} \quad q_{gz}] \delta(t - \tau)$,则 $w_g^n = C_b^n W_g^b$ 的方差阵为 $Q_{wg}^n = E[w_g^n(t)w_g^{nT}(\tau)] = C_b^n Q_{wg}^b C_b^n \delta(t - \tau)$ 。

2.2 初始对准测量方程

在静基座初始对准中,加速度计输出的是重力加速度的测量值,不考虑任何误差时理论上应当有:

$$-g^n = C_b^n f^b \quad (12)$$

其中 $g^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T$, g 为重力加速度大小, f^b 为加速度计的比力输出。由于加速度计测量误差和姿态矩阵的计算误差,实际上加速度计的输出在 n' 系的投影为:

$$f^{n'} = C_b^{n'} \tilde{f}^b \quad (13)$$

将(3)式代入上式展开,并略去关于 φ^n 和加速度计测量误差

$\delta f^b = \tilde{f}^b - f^b$ 的二阶小量,得:

$$\begin{aligned} f^{n'} &= (I_{3 \times 3} - (\varphi^n \times)) C_b^n (f^b + \delta f^b) \\ &\approx -g^n + \varphi^n \times g^n + C_b^n \delta f^b \end{aligned} \quad (14)$$

假设加速度计测量误差 δf^b 由常值零偏 ∇^b 和随机误差 v_a^b 组成,即 $\delta f^b = \nabla^b + v_a^b$,并记 $\nabla^n = C_b^n \nabla^b$ 和 $v_a^n = C_b^n v_a^b$,由于天向比力测量分量和水平姿态角误差耦合很弱,因此不考虑天向分量,展开(14)式取前两分量可得:

$$f_E^{n'} = -g \phi_N^n + \nabla_E^n + v_{aE}^n \quad (15a)$$

$$f_N^{n'} = -g \phi_E^n + \nabla_N^n + v_{aN}^n \quad (15b)$$

至此,由(15)式,可得 SINS 静基座初始对准测量方程为:

$$Z = HX + v \quad (16)$$

其中 $Z = [f_E^{n'} \quad f_N^{n'}]^T$

$$H = \begin{bmatrix} 0 & -g & 0_{2 \times 4} & I_{2 \times 2} \\ g & 0 & 0_{2 \times 4} & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}$$

$$v = [v_{aE}^n \quad v_{aN}^n]^T$$

$$E[v(t)] = 0_{2 \times 1}$$

$$E[v(t)v^T(\tau)] = \begin{bmatrix} (Q_{va}^n)_{11} & (Q_{va}^n)_{12} \\ (Q_{va}^n)_{21} & (Q_{va}^n)_{22} \end{bmatrix} \delta(t - \tau)$$

假设加速度计随机误差 v_a^b 的方差阵为 $Q_{va}^b = E[v_a^b(t)v_a^{bT}(\tau)]$

$= \text{diag}[q_{ax} \quad q_{ay} \quad q_{az}]^2 \mathcal{R}(t, \tau)$, 则 $v_a^n = C_b^n v_a^b$ 的方差阵为 $Q_{va}^n = E[v_a^n(t) v_a^{nT}(\tau)] = C_b^n Q_{va}^b C_n^b \mathcal{R}(t, \tau)$ (Q_{va}^n)_{ij} 表示矩阵 Q_{va}^n 的第 i 行第 j 列元素。

综上所述 (11) 式和 (16) 式就是 SINS 静基座初始对准卡尔曼滤波的数学模型。

3 初始对准精度分析及滤波方程简化

对 (11) 式和 (16) 式的系统模型 F 阵和 H 阵作观测性分析可知, 其观测矩阵的秩为 5, 因此系统中有三个不可观测状态 (或状态的线性组合)。文献 [1] 指出, 在 ϕ_N^n 和 ∇_E^n 、 ϕ_E^n 和 ∇_N^n 、 ϕ_U^n 和 ε_E^n 三对状态中, 每对状态中均有一个是不可观测的。初始对准的目标主要是估计出姿态角误差, 因此通常选取 ∇_E^n 、 ∇_N^n 和 ε_E^n 为不可观测状态。

3.1 可观测性和精度分析

本小节中暂且不考虑陀螺和加速度计的随机误差, 从 (10a) 式和 (15) 式将 ϕ_E^n 、 ϕ_N^n 和 ϕ_U^n 分别移到等式左边, 可得:

$$\phi_U^n = \frac{1}{\omega_N} (-\dot{\phi}_E^n + \omega_U \phi_N^n - \varepsilon_E^n) \quad (17a)$$

$$\phi_N^n = \frac{1}{g} (-f_E^{n'} + \nabla_E^n) \quad (17b)$$

$$\phi_E^n = \frac{1}{g} (f_N^{n'} - \nabla_N^n) \quad (17c)$$

再将 (17c) 和 (17b) 代入 (17a), 可得:

$$\phi_U^n = -\frac{1}{g\omega_N} f_N^{n'} - \frac{\tan L}{g} f_E^{n'} + \frac{\tan L}{g} \nabla_E^n - \frac{\varepsilon_E^n}{\omega_N} \quad (18)$$

另外, 由 (10b) 和 (10c) 式将 ε_N^n 和 ε_U^n 分别移到等式左边, 可得:

$$\varepsilon_N^n = -\dot{\phi}_N^n - \omega_U \phi_E^n \quad (19a)$$

$$\varepsilon_U^n = -\dot{\phi}_U^n + \omega_N \phi_E^n \quad (19b)$$

再将 (17b) 式、(17c) 式和 (18) 式代入 (19) 式, 可得:

$$\varepsilon_N^n = \frac{1}{g} (\dot{f}_E^{n'} - \omega_U f_N^{n'} + \omega_U \nabla_N^n) \quad (20a)$$

$$\varepsilon_U^n = \frac{1}{g} \left(\frac{1}{\omega_N} \ddot{f}_N^{n'} + \tan L \cdot \dot{f}_E^{n'} + \omega_N f_N^{n'} - \omega_N \nabla_N^n \right) \quad (20b)$$

令状态变换关系:

$$\hat{\phi}_N^n = \phi_N^n - \frac{\nabla_E^n}{g} \quad (21a)$$

$$\hat{\phi}_E^n = \phi_E^n + \frac{\nabla_N^n}{g} \quad (21b)$$

$$\hat{\phi}_U^n = \phi_U^n + \frac{\varepsilon_E^n}{\omega_N} - \frac{\tan L}{g} \nabla_E^n \quad (21c)$$

$$\hat{\varepsilon}_N^n = \varepsilon_N^n - \frac{\nabla_N^n}{g} \omega_U \quad (21d)$$

$$\hat{\varepsilon}_U^n = \varepsilon_U^n + \frac{\nabla_N^n}{g} \omega_N \quad (21e)$$

在 (17b)、(17c)、(18)、(20) 式中, 把等式右边与比力无关项移到左边, 并利用 (21) 式进行状态替换, 可得:

$$\hat{\phi}_N^n = -\frac{1}{g} f_E^{n'} \quad (22a)$$

$$\hat{\phi}_E^n = \frac{1}{g} f_N^{n'} \quad (22b)$$

$$\hat{\phi}_U^n = -\frac{1}{g\omega_N} (\dot{f}_E^{n'} + \omega_U f_E^{n'}) \quad (22c)$$

$$\hat{\varepsilon}_N^n = \frac{1}{g} (\dot{f}_E^{n'} - \omega_U f_N^{n'}) \quad (22d)$$

$$\hat{\varepsilon}_U^n = \frac{1}{g\omega_N} (\ddot{f}_N^{n'} + \omega_U \dot{f}_E^{n'} + \omega_N^2 f_N^{n'}) \quad (22e)$$

由于比力 $f_E^{n'}$ 和 $f_N^{n'}$ 是可直接测量得到, 也就是可观测的, 在 (22) 各式中 $\hat{\phi}_E^n$ 、 $\hat{\phi}_N^n$ 、 $\hat{\phi}_U^n$ 、 $\hat{\varepsilon}_N^n$ 和 $\hat{\varepsilon}_U^n$ 只和比力及其各阶导数有关, 因此它们均是可观测的。如果认为 ∇_E^n 、 ∇_N^n 和 ε_E^n 不可观测, 并且假设 (22) 各式左边变量能得到准确估计, 则从 (21) 式可得到各状态估计的理论极限精度, 即为 ϕ_N^n 为 $\frac{\nabla_E^n}{g}$ 、

$$\phi_E^n \text{ 为 } -\frac{\nabla_N^n}{g}、\phi_U^n \text{ 为 } -\frac{\varepsilon_E^n}{\omega_N} + \frac{\tan L}{g} \nabla_E^n、\varepsilon_N^n \text{ 为 } \frac{\nabla_N^n}{g} \omega_U、\varepsilon_U^n \text{ 为 } -\frac{\nabla_N^n}{g} \omega_N。$$

文献 [2] 研究指出, 卡尔曼滤波的状态协方差阵可用来判断滤波效果, 协方差阵的特征值越大, 其对应状态 (或一些状态的线性组合) 的方差就越大, 滤波效果就越差, 反之亦然。惯导初始对准系统可以认为是一个线性定常系统, 文献 [3] 通过系统观测矩阵的奇异值分解, 定量分析了各状态可观测度的大小。本文由 (17) 式和 (19) 式定性分析各状态的收敛速度快慢。在 (17b) 式和 (17c) 式中 ϕ_N^n 和 ϕ_E^n 可直接由比力求解, 它们收敛速度较快; 在 (17a) 式和 (19a) 式中 ϕ_U^n 和 ε_N^n 的收敛取决于 ϕ_E^n 和 ϕ_N^n 的收敛, 并且 ϕ_U^n 对 ϕ_E^n 的变化敏感, ε_N^n 对 ϕ_N^n 的变化敏感, 也就是 ϕ_E^n 和 ϕ_N^n 的平稳收敛决定了 ϕ_U^n 和 ε_N^n 的收敛, 因而 ϕ_E^n 和 ϕ_N^n 的收敛速度相对较慢。文献 [4] 提出了采用低通滤波的方法以减少 ϕ_U^n 震荡, 缩短初始对准过程; 在 (19b) 式中 ϕ_U^n 的平稳收敛决定了 ε_U^n 的收敛, 因此 ε_U^n 的收敛速度最慢。另外, 基于估计高阶导数需要比估计低阶导数需要更多的信息的事实, 从 (22) 式中各量与比力观测测量及其各阶导数的关系式, 同样也能定性得到上述的状态收敛速度快慢的对比结果。由此可见, 初始对准完成时, 估计出 ϕ_U^n 的同时, 通常 ε_N^n 也可以获得较好的估计, 但是 ε_U^n 的估计需要一个更长的过程。

3.2 初始对准模型简化

将 (21) 式代入 (10) 式和 (15) 式, 并去掉加速度计常值零偏和东向陀螺常值漂移状态项, 可得:

$$\dot{f}_E^{n'} = -g \hat{\phi}_N^n + v_{aE}^n \quad (23a)$$

$$\dot{f}_N^{n'} = g \hat{\phi}_E^n + v_{aN}^n \quad (23b)$$

$$\dot{\hat{\phi}}_E^n = \omega_U \hat{\phi}_N^n - \omega_N \hat{\phi}_U^n - w_{gE}^n \quad (23c)$$

$$\dot{\hat{\phi}}_N^n = -\omega_U \hat{\phi}_E^n - \varepsilon_N^n - w_{gN}^n \quad (23d)$$

$$\dot{\hat{\phi}}_U^n = \omega_N \hat{\phi}_E^n - \varepsilon_U^n - w_{gU}^n \quad (23e)$$

$$\hat{\varepsilon}_N^n = 0 \quad (23f)$$

$$\hat{\varepsilon}_U^n = 0 \quad (23g)$$

因此 SINS 静基座初始对准模型可降阶简化为：

$$\hat{\dot{X}} = \hat{F}\hat{X} + \hat{w} \quad (24a)$$

$$\hat{Z} = \hat{H}\hat{X} + \hat{v} \quad (24b)$$

$$\text{其中 } \hat{X} = [\hat{\phi}_E^n \quad \hat{\phi}_N^n \quad \hat{\phi}_U^n \quad \hat{\varepsilon}_E^n \quad \hat{\varepsilon}_N^n]^T$$

$$\hat{F} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_U & -\omega_N & 0 & 0 \\ -\omega_U & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \omega_N & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\hat{w} = [-w_{gE}^n \quad -w_{gN}^n \quad -w_{gU}^n \quad 0_{1 \times 2}]^T$$

$$E[\tilde{u}(t)] = 0_{5 \times 1} \quad E[\tilde{u}(t)\tilde{w}^T(\tau)] = \begin{bmatrix} Q_{wg} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{2 \times 5} \end{bmatrix} \delta(t-\tau)$$

$$\hat{Z} = Z$$

$$\hat{H} = \begin{bmatrix} 0 & -g & 0_{2 \times 3} \\ g & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\hat{v} = v$$

4 初始对准仿真

SINS 静基座初始对准仿真可以分为四个步骤(见图1)：

① 生成惯性器件信息,即在静基座条件下仿真生成陀螺的角速率输出和加速度计的比力输出。先根据坐标变换关系产生理想的惯性器件输出,再加上适当的误差量。② 进行姿态更新和卡尔曼滤波器量测量构造,在姿态更新中不必考虑导航

坐标系相对于地球坐标系的转动,实际应用中姿态更新可以隔离载体角晃动的影响。由实时姿态矩阵对加速度计输出进行变换,即可得到卡尔曼滤波所需要的量测量。③ 进行卡尔曼滤波,估计出姿态角误差、北向和天向陀螺常值漂移。④ 计算卡尔曼滤波估计误差,定义卡尔曼滤波估计误差为状态估计输出与对应状态真实值之差。

仿真中主要参数值设置如下:俯仰角 $\theta = -5^\circ$ 、横滚角 $\gamma = 2^\circ$ 、航向角 $\psi = 235^\circ$ 、姿态角误差 $\varphi^n = [10 \quad 10 \quad 60]^\top$ 、陀螺常值漂移 $\varepsilon^b = [0.01 \quad 0.01 \quad 0.01]^\top / h$ 、陀螺噪声方差阵 $Q_{wg}^b = \text{diag}([1 \quad 1 \quad 1] \times 10^{-3} / h)^2$ 、加速度计常值零偏 $\nabla^b = [100 \quad 100 \quad 100]^\top \mu g$ 、加速度计噪声方差阵 $Q_{va}^b = \text{diag}([10 \quad 10 \quad 10] \times \mu g)^2$,卡尔曼滤波器中系统噪声方差阵 $Q = \begin{bmatrix} Q_{wg}^{n'} & 0_{3 \times 2} \\ 0_{2 \times 5} \end{bmatrix}$ (其中 $Q_{wg}^{n'} = C_b^{n'} Q_{wg}^b C_b^{n'}$)、量测噪声方差阵 $R = \begin{bmatrix} (Q_{va}^{n'})_{11} & (Q_{va}^{n'})_{12} \\ (Q_{va}^{n'})_{21} & (Q_{va}^{n'})_{22} \end{bmatrix}$ (其中 $Q_{va}^{n'} = C_b^{n'} Q_{va}^b C_b^{n'}$)、滤波初始值 $\hat{X}_0 = 0_{5 \times 1}$ 、滤波初值方差阵 $P_0 = 100 \times \text{diag}([10' \quad 10' \quad 60' \quad 1 \times 10^{-3} / h \quad 1 \times 10^{-3} / h])^2$ 。

仿真时间 1200s,结果见图2,其中实线为卡尔曼滤波估计误差,虚线为理论极限精度。从图中可以看出各状态滤波估计误差和理论极限精度两者之间相差为:东向姿态角误差约 0.1'、北向姿态角误差约 0.07'、天向姿态角误差约 1—2'、北向陀螺常值漂移约 0.002°/h、天向陀螺常值漂移滤波还未收敛。如果增加仿真时间,可知大约在 50min 之后天向陀螺常值漂移估计开始收敛。进一步仿真表明,如果减小初始姿态角误差,则可以降低滤波估计误差和理论极限精度之间的差别,因此在滤波估计的同时,应当利用估计结果进行适当的姿态误差角反馈修正。

值得指出的是,在 SINS 静基座初始对准中,由于缺少东向陀螺常值漂移的估计结果,即使北向和天向陀螺常值漂移得到精确估计,它们也只能用于修正等效的北向和天向陀螺常值漂移,而不能够对实际的陀螺输出实行校正。但是,在某些特殊情况下可以近似得到有些陀螺的常值漂移,例如当载体坐标系某个轴近似指向北时,这时其它两个轴的陀螺对等效北向陀螺常值漂移的贡献很小,可以近似认为估计出的等效北向陀螺常值漂移就是该轴的陀螺常值漂移。另外,如文献[5]所述,在水平姿态角较小情况下,可利用双位置对准方法达到水平陀螺测漂的目的。

作为比较,文中还对第2节中的全阶初始对准卡尔曼滤波器进行了仿真,结果见图3,图中东向陀螺常值漂移和加速度计常值零偏直接为卡尔曼滤波估计结果,其它小图

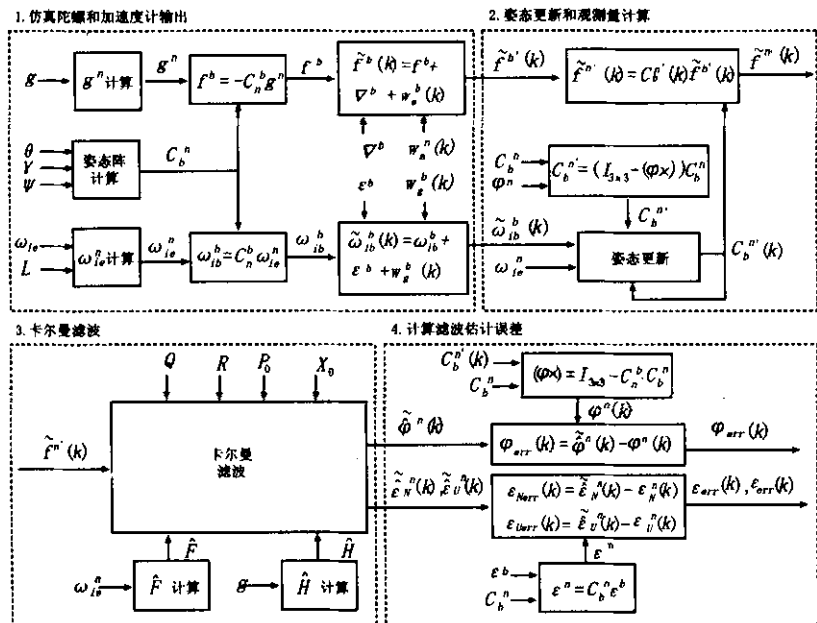


图1 捷联惯导静基座初始对准仿真框图

中实线为卡尔曼滤波估计误差,虚线为理论极限精度。从图中可以看出,东向陀螺常值漂移和加速度计常值零偏基本没有滤波估计效果,其它小图的结果和降阶滤波的结果大致相同,但是从水平姿态角误差可见,降阶滤波的结果略微好于

全阶滤波的结果。从而证明了,SINS 静基座初始对准可以不考虑不可观测状态的影响,对滤波器作降阶处理,不但能够减小计算量,还能够消除不可观测状态对滤波器的不利影响。

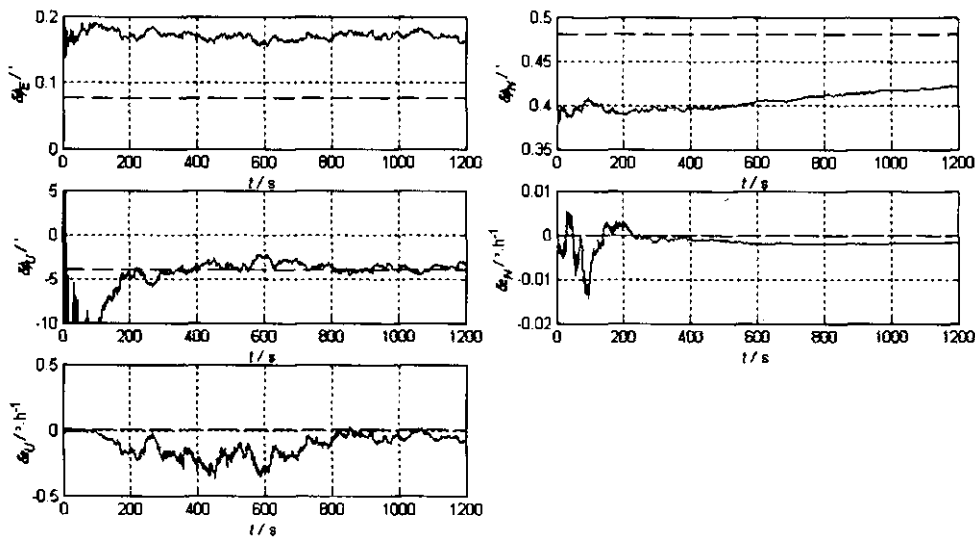


图2 捷联惯导静基座初始对准仿真结果(降阶)

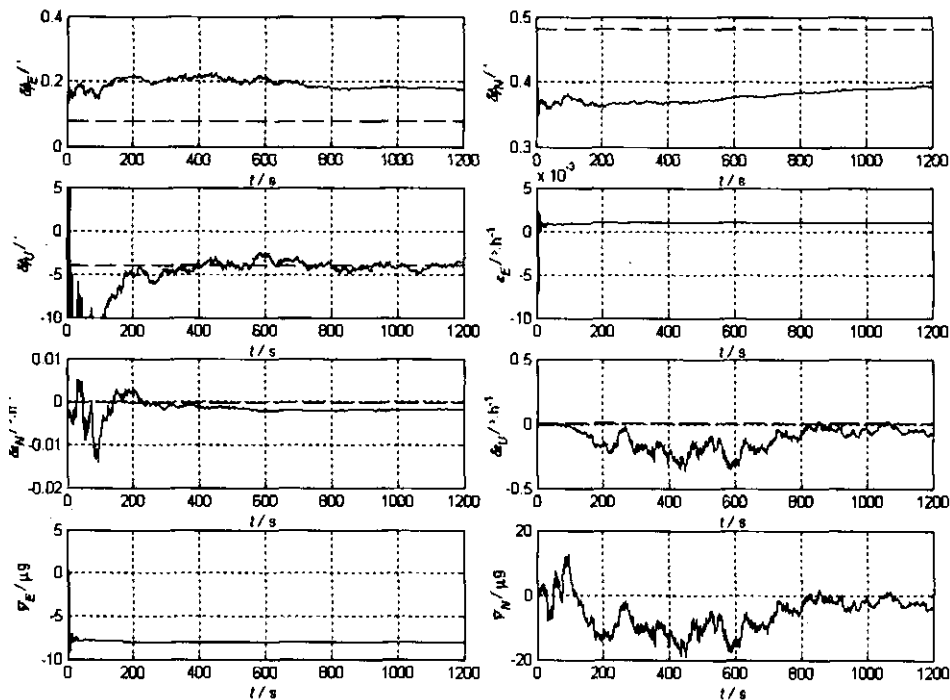


图3 捷联惯导静基座初始对准仿真结果(全阶)

5 结论

SINS 静基座初始对准是一个不完全可观测的系统,文中对该系统观测性进行了分析,根据初始对准的目标,选取加速度计常值零偏和东向陀螺常值漂移为不可观测状态,提出

了降阶初始对准卡尔曼滤波方程,并对滤波器状态的估计精度进行了分析。最后给出了软件仿真结构图和效果图,仿真结果表明,降阶滤波器和全阶降滤波器的估计精度基本相同,但是前者计算量更小,并且能够消除不可观测状态对滤波器的不利影响。因此,在实际 SINS 静 (下转第 60 页)

如:设 $H1$ 为激光发射点海拔高度, $H2$ 为激光照射目标点海拔高度, $Range$ 为激光发射点到激光照射目标点的斜距离, 原美国大气软件计算的透过率数据为 $P1$ (模型未知), 自行编制的大气模型软件计算的透过率数据为 $P2$ 。在条件相同、输入相同的情况下, 自编软件与美国所编软件所得仿真输出结果基本一致(见表1)。

表1 激光大气透过率仿真结果对照表

激光发射点 (km)	目标点 (km)	斜距离 Range(km)					
		3.0(km)		4.0(km)		5.0(km)	
H1	H2	P1	P2	P1	P2	P1	P2
1.5	0.0	0.8459	0.8459	0.8000	0.8000	0.7567	0.7566
2.0	0.0	0.8597	0.8597	0.8175	0.8175	0.7773	0.7773
2.5	0.0	0.8726	0.8726	0.8339	0.8339	0.7969	0.7969
3.0	0.0	0.8841	0.8841	0.8486	0.8486	0.8145	0.8145
1.5	1.0	0.8784	0.8789	0.8413	0.8419	0.8057	0.8065
2.0	1.0	0.8903	0.8907	0.8565	0.8569	0.8241	0.8245
2.5	1.0	0.9021	0.9023	0.8717	0.8720	0.8422	0.8426
3.0	1.0	0.9124	0.9126	0.8849	0.8852	0.8583	0.8586
3.0	1.0	0.9124	0.9126	0.8849	0.8852	0.8583	0.8586
3.5	3	0.9629	0.9628	0.9508	0.9508	0.9389	0.9388
4.0	3	0.9676	0.9676	0.9570	0.9570	0.9466	0.9466
4.5	3	0.9716	0.9716	0.9623	0.9623	0.9531	0.9531
5.0	3	0.9750	0.9750	0.9668	0.9668	0.9587	0.9587
6.5	5	0.9893	0.9893	0.9857	0.9857	0.9822	0.9822
7.0	5	0.9898	0.9898	0.9864	0.9864	0.9831	0.9831
7.5	5	0.9904	0.9904	0.9872	0.9872	0.9841	0.9841
8.0	5	0.9911	0.9911	0.9882	0.9882	0.9852	0.9852
8.5	7	0.9944	0.9944	0.9925	0.9925	0.9907	0.9907
9.0	7	0.9950	0.9950	0.9933	0.9933	0.9916	0.9916
9.5	7	0.9954	0.9954	0.9939	0.9939	0.9924	0.9924
10.0	7	0.9958	0.9958	0.9945	0.9945	0.9931	0.9931

注:上表为中纬度夏季乡村模式下(其他模式类似)的仿真结果,由于篇幅所限,这里不做详细说明。

(上接第40页)

基座初始对准中应当首选降阶滤波器,并可利用文献[4]中的方法加快初始对准速度。

参考文献:

[1] Y F Jiang , Y P Lin. Error Estimation of INS Ground Alignment Through Observability Analysis[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1992 28(1) 92 - 97.

[2] F M Ham. Observability , eigenvalues and Kalman filtering[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1983 , 19(2) 156 - 219.

[3] 冯绍军,袁信. 观测度及其在卡尔曼滤波器设计中的应用[J]. 中国惯性技术学报,1999 7(2):18 - 21.

[4] J C Fang , D J Wan. A fast initial alignment method for a strapdown inertial navigation system on a stationary base[J].

3 结束语

以上提出的校核方法既有课题组在项目研制过程中的研究结果,又有在长期从事仿真工作中所积累的经验。这些方法能够较好地指导仿真模型算法和软件的校核,无疑是提高建模与仿真可信度的有效措施。

参考文献:

[1] 周启煌,单东升. 坦克火力控制系统[M]. 北京:国防工业出版社,1997.

[2] 李鹏波,张金槐. 仿真可信性的研究综述[J]. 计算机仿真, 2000 17(4):12 - 14.

[3] 陶化成,史爱芬. 离散事件决策系统仿真建模研究[J]. 南京理工大学学报,2000 24(增刊):52 - 55.

[4] 王广耀,等. C³I系统仿真评价环境与方法研究[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术,2005 27(2):35 - 38.

[5] 刘飞,杨明. 分布式仿真逼真度研究[J]. 计算机仿真,2005 , 22(6):49 - 52.

[6] 刘庆鸿,等. 建模与仿真校核、验证与确认综述[J]. 系统仿真学报,2003 15(7) 925 - 930.



[作者简介]

史爱芬(1963 -)女(汉族),河南省新乡市人,博士生,高工,主要研究方向:建模与仿真、火力控制与指挥控制。

吴祈宗(1947 -)男(汉族),北京市人,管理与经济学院教授,博导,主要研究方向:运筹学,建模与仿真、决策方法。

武智晖(1979 -)男(汉族),山西省交城人,硕士生,工程师,主要研究方向:武器系统精度分析、仿真与控制。

郑恒(1980 -)男(汉族),广东省人,博士生,主要研究方向:仿真、决策、贝叶斯网络。

IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1996 , 32(4):1501 - 1505.

[5] 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,1998. 302 - 305.

[6] C B Zhang , W G Tian , Z H Jin. A Novel Method Improving the Alignment Accuracy of a Strapdown Inertial Navigation System on a Stationary Base[J]. Measurement Science and Technology. 2004 , 15 765 - 769.



[作者简介]

严恭敏(1977 -)男(汉族),福建建瓯人,西北工业大学自动化学院博士研究生,主要从事捷联惯性导航算法、组合导航系统理论研究。

秦永元(1946 -)男(汉族),江苏常熟市人,西北工业大学教授,博士生导师,主要从事惯性导航技术及卡尔曼滤波理论的研究。