

基于简化模型与自适应滤波的车载 SINS 静基座快速对准

王 解¹, 郭晓松²

(1. 解放军电子工程学院 608 室, 合肥 230011; 2. 火箭军工程大学, 兵器发射理论与技术国家重点实验室, 西安 710025)

摘要: 为了实现捷联惯性导航系统 (strap-down inertial navigation system, SINS) 快速初始对准, 根据已有可观测性分析结果, 通过理论分析和计算得到了扩展观测量时初始对准系统最优可观测状态量组合, 在此基础上简化了对准模型, 建立了新的系统方程; 针对车载发动机启动或其他情况导致系统噪声无法精确统计, 提出了运用基于强跟踪滤波原理的自适应卡尔曼滤波算法抑制滤波发散, 加快收敛速度; 仿真结果表明运用简化模型和自适应滤波在系统噪声不匹配时具有更快的收敛速度和更高的对准精度, 车载实验结果也表明运用简化模型和自适应滤波可以实现快速对准。

关键词: 捷联惯导; 快速对准; 简化模型; 自适应滤波

Fast Alignment of Vehicle-based SINS Based on Simplified Model and Adaptive Filtering

Wang Jie¹, Guo Xiaosong²

(1. No 608 Staff Room, Electronic Engineering Institute, Hefei 230011, China; 2. State Key Laboratory of Armament Launch Theory and Technology, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To realize fast initial alignment of SINS, according to the results of the observability analysis, state combinations with best observability are found by theoretical analysis and calculation, then the alignment model is simplified and new system function is proposed. As for system noise is unknown when engine is starting, an adaptive Kalman filtering (KF) algorithm based on strong tracking filter theory is proposed, which could restrain filtering divergence and speed up the convergence. The simulation results show that the adaptive algorithm has faster convergence speed and higher precision when the system noises mismatches. The vehicle-based experiment result also shows that fast alignment can be realized with the application of simplified model and adaptive Kalman filter.

Keywords: SINS; fast initial alignment; simplified model; adaptive filtering

0 引言

在不同的应用场合中, 对捷联惯导初始对准速度要求越来越高。文献 [1-5] 分别提出了不同方法来提高捷联惯导的初始对准速度, 其中文献 [1] 首先利用 Kalman 滤波估计出水准失准角, 然后通过一阶滤波器估计方位失准角; 文献 [2-3] 均通过扩展观测量, 改善初始对准系统可观测性来提高初始对准的速度; 文献 [4-5] 讨论了增加陀螺输出信息对系统可观测性的影响, 得出了相关结论。另一方面, 针对 Kalman 滤波对噪声统计特性过度依赖, 对动态模型敏感等问题, 各类自适应滤波和鲁棒滤波技术也被应用于捷联惯导初始对准中^[6-8], 这些算法的应用提高了滤波器的稳定性, 为在复杂环境中实现初始对准提供了有效的估计方法。对于 SINS 静基座初始对准系统, 系统噪声可以根据惯性器件输出的噪声统计确定, 但是随着车载环境的变化, 噪声的统计特性也会发生变化。对于车载系统来说, 对准时车载发动机是否工作对惯性器件的输出噪声就有很大的影响, 而对准时其他系统的工作也会

产生不同程度的影响, 这就导致系统噪声难以通过统计数据确定, 因此, 有必要通过自适应滤波避免对准发散, 加快对准的速度。本文在文献 [5] 研究的基础上, 将陀螺信息扩展为观测量的同时, 通过简化系统模型, 使系统可观测性最优; 针对车载环境的影响, 利用低通滤波器加快对准速度。

1 基于观测量扩展的捷联惯导静基座对准模型

取东、北、天地理坐标系为系统导航坐标系, 根据捷联惯导系统在静基座小失准角下的姿态误差方程和速度误差方程建立初始对准系统的状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W}$$

式中, \mathbf{A} 为状态矩阵; \mathbf{X} 为状态量, 包括初始失准角、速度误差、陀螺常值漂移和加速度计零偏; \mathbf{G} 为噪声驱动矩阵; \mathbf{W} 为惯性器件噪声包括陀螺噪声和加速度计噪声, 具体表达为:

$$\mathbf{X} = [\varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta V_U \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z \quad \nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T, \mathbf{W} = [w_{gx} \quad w_{gy} \quad w_{gz} \quad w_{ax} \quad w_{ay} \quad w_{az}]^T,$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & -C_b^f & 0_{3 \times 3} \\ A_3 & A_4 & 0_{3 \times 3} & C_b^f \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & w_{ie} \sin L & -w_{ie} \cos L \\ -w_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ w_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

收稿日期: 2016-11-19; 修回日期: 2017-02-27。

作者简介(通讯作者): 王 解(1989-), 男, 助教, 主要从事组合导航与导航对抗方向的研究。

郭晓松(1957-), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事定位定向与基准传递方向的研究。

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & -1/R_M + h & 0 \\ 1/R_M + h & 0 & 0 \\ \tan L/R_N + h & 0 & 0 \end{bmatrix}, A_3 = \begin{bmatrix} 0 & -g & 0 \\ g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_4 = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_{ie} \sin L & -2\omega_{ie} \cos L \\ -2\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ 2\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} C_b^{n'} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & C_b^{n'} \\ 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}$$

其中: ω_{ie} 为地球自转角速度; R_M 为子午圈曲率半径; R_N 为卯酉圈曲率半径; L 为当地纬度; h 为高度; g 为当地重力加速度; $C_b^{n'}$ 是载体坐标系到计算导航坐标系的转换矩阵。

根据文献 [5] 的研究将陀螺信息扩展为观测量, 建立观测方程:

$$Z = HX + V$$

式中, Z 为观测量 $Z = [\delta V; \hat{\omega}_b' - \omega_b']$, δV 是速度误差, 静基座时即为解算所得速度值, $\hat{\omega}_b'$ 是陀螺输出在计算导航坐标系的投影, $H = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ M_2 & 0_{3 \times 3} & C_b^{n'} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}$, $V = [v_{aE} \ v_{aN} \ v_{aU}]^T$ 为零均值观测噪声。

2 基于最佳可观测子空间的模型简化

记 $\epsilon^{n'} \approx C_b^{n'} \epsilon^b = [\epsilon_E \ \epsilon_N \ \epsilon_U]^T$, $\nabla^{n'} \approx C_b^{n'} \nabla^b = [\nabla_E \ \nabla_N \ \nabla_U]^T$ 分别为陀螺和加速度计在计算导航坐标系的等效零偏。根据可观测性分析可知系统可观测状态组合为:

$$s_1 = \delta V_E, s_2 = \delta V_N, s_3 = \delta V_U, s_4 = -g\varphi_N + \nabla_E,$$

$$s_5 = g\varphi_E + \nabla_N, s_6 = \nabla_U, s_7 = \omega_{ie} \sin L \varphi_E + \epsilon_N,$$

$$s_8 = \omega_{ie} \sin L \varphi_N - \omega_{ie} \cos L \varphi_U - \epsilon_E,$$

$$s_9 = \omega_{ie} \cos L \varphi_E - \epsilon_U$$

仅以速度误差为观测量的情况下, 文献 [9] 从提高姿态角误差可观测性的角度出发将 $\nabla_E, \nabla_N, \epsilon_E$ 3 个状态量确定为不可观测量, 并推导了由此产生的估计误差。但是观测量扩展系统发生变化, 尽管可观测组合的个数不变, 但是其最优可观测子空间仍需要通过相关分析确定。由于实际系统中高度通道有很强的不稳定性, 需要借助其他传感器 (如高度计) 获取高度信息, 天向速度误差作为观测量时, 仅影响 ∇_U 的可观测性, 对其他状态量的可观测性基本没有影响, 所以首先将 $\delta V_U, \nabla_U$ 从状态空间中移除, 这样更符合实际情况。

首先定性分析将 $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z, \nabla_x, \nabla_y$ 中哪 3 个状态量作为不可观测量时系统剩余状态量可观测性最优且对准精度最高。初步分析考虑以下两个因素, 并获得分析结果:

1) 要确保在去掉 3 个状态量后可观测矩阵的秩是 7, 即去掉 3 个不可观测状态量后系统的可观测矩阵应为满秩, 系统为完全可观测。观察式中的可观测状态组合中的 s_5, s_7 和 s_9 , 要使这三组向量保持无关, 则 ∇_N, ϵ_N 和 ϵ_U 中至多可以去掉一个且必然要去掉一个。去掉 ϵ_E 和 ∇_E 可观测量组合仍然是无关, 所以可以考虑的组合有: ϵ_E, ∇_E 和 $\nabla_N, \epsilon_E, \nabla_E$ 和

$\epsilon_N, \epsilon_E, \nabla_E$ 和 ϵ_U 。

2) 去掉状态量则意味带来误差, 需要考虑降低对准误差。因此明确式中状态量的数量级: 小失准角中 ϕ 以分为单位, 数量级为 10^{-4} ; ϵ 以度每小时为单位, 数量级为 10^{-6} ; ∇ 以 u_g 为单位, 数量级是 10^{-5} 。假设观测量的各阶导数均可精确获得, 根据各状态的系数和数量级就能定性分析不同状态量的可观测性, 也可以分析出大致估计精度。根据 s_4, s_5 对应等式右边项可知, ϕ_E, ϕ_N 前有系数 g , 由于 ϕ 的数量级和 ∇ 相当, 所以可知 ϕ_E, ϕ_N 能更精确的被估计出来。而对 s_7, s_9 对应的项分析可知 ϕ_E 的系数很小, 若将 ϵ_N 或 ϵ_U 确定为不可观测量, 则使 ϕ_E 得不到很好的估计 (估计误差为 $\epsilon_N/\omega_{ie} \sin L$ 或 $\epsilon_U/\omega_{ie} \cos L$, 若 $\epsilon_N = 0.01^\circ/h$, ϕ_E 则的误差将达到几分)。

综合以上两点, 可以确定以 ϵ_E, ∇_E 和 ∇_N 为不可观测量既可以使其余状态量完全可观测, 又可以得到最高精度的估计值, 3 个方向的失准角估计误差分别是:

$$\delta\phi_E = \frac{\nabla_N}{g}, \delta\phi_N = \frac{-\nabla_N}{g}, \delta\phi_U = \frac{\epsilon_E}{\omega_{ie} \cos L} - \frac{\nabla_E \tan L}{g}$$

基于奇异值分解的可观测性分析可以定量分析状态量的可观测性^[10], 下面分别计算将 ϵ_E, ∇_E 和 $\nabla_N, \epsilon_E, \nabla_E$ 和 $\epsilon_N, \epsilon_E, \nabla_E$ 和 ϵ_U 作为不可观测状态量时可观测矩阵的奇异值大小。表 1 给出了各子空间的可观测矩阵奇异值。

根据表中的数据分析可知, $\epsilon_E, \nabla_E, \nabla_N$ 作为不可观测状态量时可观测矩阵的奇异值要大于其他两种情况, 结合根据可观测组合的分析, 可以确定选择 $\epsilon_E, \nabla_E, \nabla_N$ 为不可观测状态量时, 系统可观测性最好, 对准精度最优。

表 1 除去不同不可观测状态量时系统可观测矩阵奇异值

奇异值	不可观测状态量		
	$\epsilon_E, \nabla_E, \nabla_N$	$\epsilon_E, \nabla_E, \epsilon_N$	$\epsilon_E, \nabla_E, \epsilon_U$
σ_1	9.8313241	9.8313106	9.8316827
σ_2	9.7803268	9.7803268	9.8303364
σ_3	9.7803197	1.0059736	9.7803268
σ_4	1.0000102	1	1
σ_5	1	1	1
σ_6	1	0.0005926	0.0005842
σ_7	0.0005842	4.09E-05	6.00E-06

根据上述的结论建立新的最优可观测状态子空间和初始对准滤波模型。

此时分析的系统状态空间表达为:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + GW \\ Z = HX + V \end{cases}$$

其中: $X = [\varphi_E \ \varphi_N \ \varphi_U \ \delta V_E \ \delta V_N \ \epsilon_y \ \epsilon_z]^T$; $W = [\omega_{gx} \ \omega_{gy} \ \omega_{gz} \ \omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^T$; 观测量 Z 和观测噪声与简化前一致; G, H 由系统误差方程和观测方程可得。

$$A = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{ie} \sin L & -\omega_{ie} \cos L & 0 & \frac{-1}{R_M + h} & 0 & -T_{12} & -T_{13} \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & \frac{1}{R_N + h} & 0 & 0 & -T_{22} & -T_{23} \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 & \frac{\tan L}{R_N + h} & 0 & 0 & -T_{32} & -T_{33} \\ 0 & -g & 0 & 0 & 2\omega_{ie} \sin L & -2\omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \\ g & 0 & 0 & -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{0_{2 \times 7}}$$

3 基于强跟踪 Kalman 滤波的初始对准仿真与实验

3.1 自适应滤波在对准中的应用

对于 SINS 静基座初始对准系统, 系统噪声可以根据惯性器件输出的噪声统计确定, 但是随着载车环境的变化, 噪声的统计特性也会发生变化。对于车载系统来说, 对准时载车发动机是否工作对惯性器件的输出噪声就有很大的影响, 而对准时其他系统的工作也会产生不同程度的影响, 这就导致系统噪声难以通过统计数据进行确定, 因此, 有必要通过自适应滤波避免对准发散, 加快对准的速度。

强跟踪自适应滤波原理在于在线调整增益矩阵 K_{k+1} , 强迫量测预测残差序列保持相互正交, 使滤波器保持对实际系统状态的跟踪, 即要求滤波器满足以下两个条件:

$$E[(\hat{x}_{k+1} - x_{k+1})(x_{k+1} - \hat{x}_{k+1})^T] = \min \quad (1)$$

$$E(\gamma(k+1+j)\gamma^T(k+1)) = 0, k = 0, 1, 2, \dots; j = 1, 2, \dots$$

式中, $\gamma(k+1) = \tilde{z}_k = Z_k - H_k \hat{X}_{k,k-1}$ 为残差。强跟踪滤波器具有较强的鲁棒性, 对于突变的跟踪能力极强。为了使预测残差保持正交, 在递推过程中状态预测协方差阵加入渐消因子, 即:

$$P_{k,k-1} H_k^T [I - (H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k)^{-1} V_{\gamma,k}] = 0 \quad (2)$$

保持量测预测残差序列相互正交的充分条件为

$$P_{k,k-1} H_k^T - K_k V_{\gamma,k} = 0 \quad (3)$$

又因为滤波增益矩阵计算为:

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T (H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$$

将上式代入式 (3) 可知

$$P_{k,k-1} H_k^T [I - (H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k)^{-1} V_{\gamma,k}] = 0$$

令:

$$H_k P_{k,k-1} H_k^T = V_{\gamma,k} - R_k \quad (4)$$

则式 (1) 成立。

记:

$$\begin{cases} N_k = V_{\gamma,k} - \beta R_k - H_k \Gamma_{k,k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T H_k^T \\ M_k = H_k \phi_{k,k-1} P_{k-1} \phi_{k,k-1}^T H_k^T \end{cases}$$

其中 $\beta \geq 1$ 为一个选定的弱化因子, 目的是使状态量估计值更加平滑。

式 (4) 可以表达为 $\lambda_k M_k = N_k$, 则次优渐消因子 λ_k 近似求解为:

$$\lambda_k = \begin{cases} \lambda_0, & \lambda_0 \geq 1; \\ 1, & \lambda_0 < 1, \end{cases}$$

其中 $\lambda_0 = \frac{tr(N_k)}{tr(M_k)}$, 残差协方差阵 $V_{\gamma,k}$ 在求解过程中是未知的, 其估算可由下式完成:

$$V_{\gamma,k} = \begin{cases} \lambda(1)\gamma^T(1) & k = 1; \\ \frac{\rho V_{\gamma,k} + \gamma(k)\gamma^T(k)}{1 + \rho} & \lambda_0 < 1, \end{cases}$$

式中: $0 < \rho \leq 1$ 为遗忘因子。

用式 (2) 代替求解 Kalman 状态预测协方差阵即可得到基于强跟踪滤波原理的自适应 Kalman 滤波流程。

3.2 仿真与实验

首先通过仿真验证自适应滤波在初始对准中的效果, 再通过实验检验简化模型和自适应滤波的实际效果。仿真条件如下:

初始姿态: $att = [2 \ 1 \ 5] \text{deg}$; 纬度: $L = 34.24^\circ$; 初始失准角: $\varphi = [10 \ 10 \ 30] \text{min}$; 陀螺常值漂移 $0.02^\circ/\text{h}$, 加速度计常值偏差 $100 \mu\text{g}$; 陀螺噪声 $0.02^\circ/\text{h}$, 加速度计噪声 $50 \mu\text{g}$ 。

Kalman 滤波器的初始条件如下:

初始状态估计值: $X_0 = \text{zeros}[7, 1]$; 初始方差阵:

$$P_0 = \text{diag}([0.2 \ 0.2 \ 2] \text{deg}; [0.10.1] \frac{m}{s}; [0.1 \ 0.1] \text{deg}/\text{h})^2$$

噪声方差阵:

$$Q = \text{diag}(0.1^\circ/\text{h}, 0.1^\circ/\text{h}, 0.1^\circ/\text{h}, 100\mu\text{g}, 100\mu\text{g}, 0, 0)^2;$$

观测噪声方差阵:

$$R_k = \text{diag}([0.1 \ 0.1 \ 0.1] m/s; [100 \ 100 \ 100]^\circ/\text{h})^2。$$

三次仿真数据中分别设置惯性器件的输出噪声方差为 Q_k , $10 Q_k$, $100 Q_k$, 对比在噪声不匹配时, 自适应 Kalman 滤波和常规 Kalman 滤波的对准效果。

图 1、图 2 和图 3 分别对应三次仿真的结果。根据图示结果可知, 在系统噪声方差和滤波器设置的噪声方差匹配时, 自适应滤波和常规 Kalman 滤波的效果基本一致, 而在噪声不匹配的情况下, 自适应 Kalman 滤波提高了方位失准角的对准精度, 在惯性器件噪声方差为 $10 R_k$ 和 $100 R_k$ 时, 方位失准角误差分别由 $7.7'$ 和 $6.5'$ 减小到 $5.6'$ 和 $3.5'$, 估计收敛的速度也略快于常规 Kalman 滤波, 表明自适应滤波的对准效果要优于常规 Kalman 滤波。

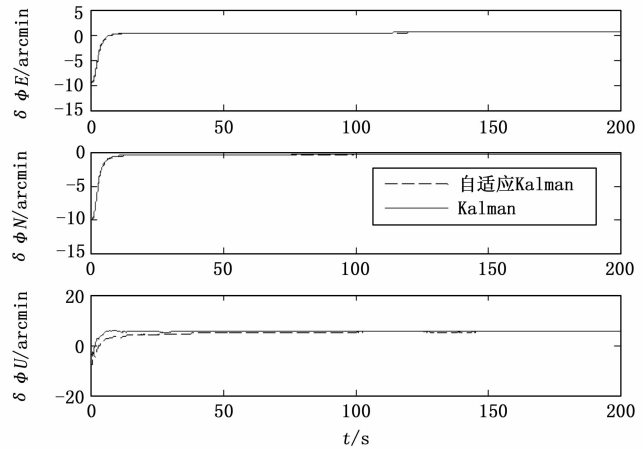


图 1 噪声方差为 Q_k 时的估计误差曲线

实验: 为了进一步验证算法的实用性, 运用本文算法进行了车载捷联惯导初始对准实验, 首先在前 10 分钟载车保持静止的情况下进行高精度对准, 以此结果为基准再设置 5 组不同的东、北、天失准角, 并在之后的不同时刻开始进行再次对准。10 分钟后启动发动机保持怠速状态, 运用自适应 Kalman 进行初始对准, 对准是利用经过低通滤波的实验数据在线下完成, 本次实验采样频率为 200 Hz, 数据处理时首先经过均值滤波输出 20 Hz 数据, 再使用截止频率为 0.1 Hz 的 IIR 低通滤波器去噪。在发动机转动之后陀螺噪声及加速度计噪声未知的情况下, 设置滤波器参数中陀螺漂移噪声和加速度计的随机噪声为 $0.1^\circ/\text{h}$ 和 $100 \mu\text{g}$ 。表 2 为 5 组对准结果, 以载车完全静止且无外界噪声干扰时的对准结果为基准, 其中东、北、天失准角分别设置为 0.1° 、 0.1° 、 0.5° , 起始时刻为第 800 s 的

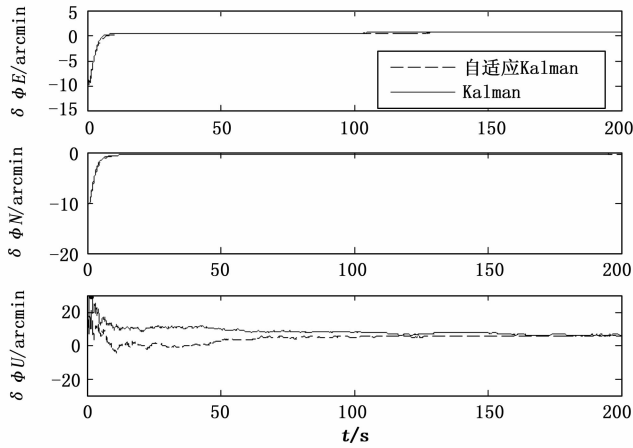


图 2 噪声方差为 $10 Q_k$ 时的估计误差曲线

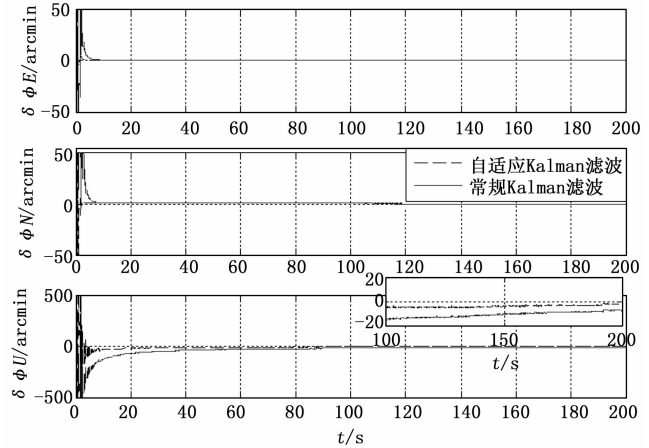


图 4 实验中两种方法的估计误差曲线

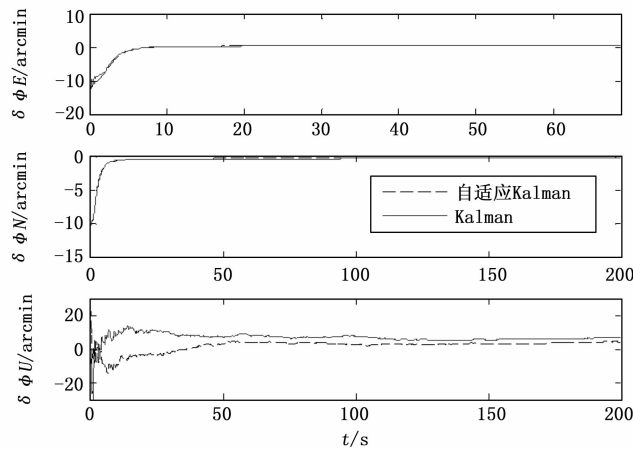


图 3 噪声方差为 $100 Q_k$ 时的估计误差曲线

对准结果如图 4 所示。

表 2 不同起始时刻和失准角两种滤波方法的误差对比

起始对准时刻(秒)	600	700	800	900	1000
失准角(角分)	5, 5, 30	5, 5, 30	5, 5, -30	10, -10, 60	10, -10, -60
常规对准误差(角分)	0.17, 0.15, 2.58	0.12, 0.23, 3.27	0.06, 0.12, -4.54	0.13, -0.09, 3.87	0.13, 0.08, -4.26
自适应对准误差(角分)	0.14, 0.18, 1.27	0.21, 0.18, 2.63	-0.13, 0.08, -2.55	-0.07, -0.05, 1.58	0.18, 0.11, -1.38

实验结果表明, 在发动机怠速启动后, 自适应 Kalman 滤波的收敛速度比常规 Kalman 滤波的收敛速度要快, 若以静止状态下对准结果为基准, 自适应 Kalman 滤波的方位失准角对准精度明显高于常规 Kalman 滤波的对准精度, 而水平对准的精度相当。

4 结论

在扩展观测量的基础上, 本文根据可观测性分析的结果,

确定了静基座初始对准系统最优可观测状态量子空间, 并建立了简化后的模型, 由于简化后的系统为完全可观测, 加快了状态量的估计速度。在此基础上研究了应用强跟踪自适应滤波进一步提高初始对准速度, 特别是在车载环境下效果更加明显。研究表明, 将陀螺信息作为观测量时, 陀螺噪声太大将导致对准失效, 而本文实验表明当载车发动机启动而无其他干扰时, 经过数字滤波再运用自适应滤波方法, 陀螺信息的引入仍然可以加速对准。

参考文献:

- [1] Fang J C, Wang D J. A fast initial alignment method for strapdown inertial navigation system stationary base [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32 (4): 1501 - 1505.
- [2] 王立冬, 蔡 玲, 鲁 军. 车载捷联惯导系统静止条件下的初始对准方法研究 [J]. 中国惯性技术学报, 2004, 12 (2): 1 - 5.
- [3] 熊 剑, 刘建业, 赖际舟, 等. 一种陀螺量测信息辅助的快速初始对准方法 [J]. 宇航学报, 2009, 30 (4): 1454 - 1459.
- [4] 高伟熙, 缪玲娟, 倪茂林. 一种引入陀螺角速度信息的快速对准方法 [J]. 宇航学报, 2010, 31 (6): 1596 - 1601.
- [5] 郭晓松, 王 解, 周召发, 等. 基于观测量扩展的捷联惯导快速初始对准方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36 (7): 1392 - 1396.
- [6] 程向红, 王 宇, 杨文博. SINS 初始对准中的鲁棒超球体无迹卡尔曼滤波方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20 (5): 540 - 543.
- [7] 苏宛新. 自适应 UKF 滤波在 SINS 初始对准中的应用 [J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19 (5): 533 - 536.
- [8] 郝燕玲, 牟宏伟. 自适应平方根中心差分卡尔曼滤波算法在捷联惯性导航系统大方位失准角初始对准中的应用 [J]. 吉林大学学报 (工学版), 2013, 43 (1): 261 - 266.
- [9] Jiang Y F, Lin Y P. Error Estimation of INS Ground Alignment Through Observability Analysis [J]. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic System, 1992, 28 (1): 92 - 96.
- [10] 王新龙. 惯导系统可观测性及最佳可观测子空间的定量研究 [J]. 宇航学报, 2006, 27 (3): 345 - 348.