

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.02.015

基于小波辅助的 GPS/SINS 组合导航系统故障检测与信息融合算法

林雪原¹, 王杰², 骆卉子¹

(1. 海军航空工程学院电子信息工程系, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空工程学院训练部, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对 GPS/SINS 组合导航系统可能出现故障的问题, 提出一种基于小波辅助的组合导航系统故障检测与信息融合算法。将卡尔曼滤波器的估计误差进行相应的多小波故障检测分析, 在较短时间内发现故障点进而降低虚警概率; 若 GPS 发生软故障, 利用改进的自适应算法进行信息融合, 进而保证系统的滤波精度、容错能力和可靠性。仿真结果验证了该方法的有效性。

关键词: 组合导航; 小波变换; 故障检测; 融合算法

中图分类号: TJ86 **文献标志码:** A

Fault Detection and Information Fusion Method of GPS/SINS Integrated Navigation System Based on Wavelet Aided

Lin Xueyuan¹, Wang Jie², Luo Huizi¹

(1. Dept. of Electronic & Informational Engineering, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China; 2. Dept. of Training, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: Aiming at the observation information's no redundancy and fault in the GPS/SINS integrated navigation system, a fault detection and information fusion method of integrated navigation system based on wavelet aided was put forwards. This algorithm first uses wavelet technology to analyze the estimation errors of the Kalman filter in order to find the fault point and decrease false-alarm probability in short time. If there is soft-fault in the GPS output information, the improved self-adaptive filtering algorithm is used to fuse the information, thus the system's filtering accuracy, fault tolerance and reliability gain ensured. The simulated experimental results verify the feasibility of proposed scheme.

Key words: integrated navigation; wavelet transformation; fault detection; fusion algorithm

0 引言

随着导航技术的发展, 系统的可靠性成为普遍关注的研究热点。在实际应用中, 由于传感器失效、环境噪声以及人为干扰等因素的影响, 导致了系统故障的发生。在 GPS/SINS 组合导航系统中, 一般认为惯性导航系统能够稳定工作, 若其发生故障, 则可用余度敏感器结构的故障容错方案对惯性传感器的故障进行检查、识别与隔离^[1]。例如 GPS 发生的故障可分为 2 种情况: 一种是硬故障, 一般可通过机内自检检测出来; 另一种是软故障, 比如导航传感器输出信息失效、方差突变等, 较难检测和诊断。因此, 目前一般采用基于 Kalman 滤波器的残差 χ^2 检验方法, 但其对轻微和缓慢故障的检查失准, 可导致野值污染影响滤波收敛性或由于误警而导致过度修正。

小波分析是近年发展起来的工程技术之一, 是一种新的时频分析工具, 适合对时变信号和非平稳信号的分析处理, 目前已用于组合导航系统的故障

检测, 并广泛应用于故障检测、信号处理、医学等领域^[2]。但其基本思想是把单纯的 GPS 输出信息进行多小波分析, 若没有故障发生则进行组合, 反之则隔离 GPS 进而实施 SINS 单独工作^[3-4]。然而由于载体的机动性, 在正常情况下载体存在某一方向或某几个方向上的位置或速度突变的情况, 如果此时依赖小波分析对系统进行故障检测, 则会增加发生误警的概率。针对上述问题, 笔者提出一种基于小波辅助的组合导航系统故障检测与信息融合算法。

1 故障检测算法及其设计方案

1.1 组合导航系统模型

采用 SINS 的误差方程作为系统的状态方程, 导航坐标系选用东北天坐标系, 通过对 SINS 的性能及误差源的分析, 可获得滤波器的误差方程为^[5]:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (1)$$

式中, 系统状态变量定义为 18 阶, 即 $X(t) = [\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \phi_E, \phi_N, \phi_U, \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx},$

收稿日期: 2011-09-08; 修回日期: 2011-09-28

基金项目: 国家自然科学基金(60874112); “泰山学者”建设工程专项经费资助

作者简介: 林雪原(1970—), 博士, 副教授, 从事数据融合、卫星定位以及组合导航系统研究。

$\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$, 其中 ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 为数学平台误差角; $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ 为速度误差; $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ 为纬度、经度和高度误差; $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ 分别为陀螺常值漂移误差和一阶马尔科夫漂移误差; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计零偏, 方程其他参数见文献 [3]。

对上述方程进行离散化, 可得^[3]:

$$\mathbf{X}(k+1) = \Phi(k+1, k)\mathbf{X}(k) + \Gamma(k+1, k)\mathbf{Q}(k) \quad (2)$$

GPS 给出的速度、位置与 SINS 给出的速度、位置之间的差值作为观测向量

$$\mathbf{Z}(t) = \begin{bmatrix} V_{IE} - V_{GE} \\ V_{IN} - V_{GN} \\ V_{IU} - V_{GU} \\ (L_I - L_G)R_N \\ (\lambda_I - \lambda_G)R_M \cos L \\ h_I - h_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_E \\ \delta V_N \\ \delta V_U \\ R_N \delta L \\ R_M \cos L \cdot \delta L \\ \delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_E \\ V_N \\ V_U \\ N_E \\ N_N \\ N_U \end{bmatrix} = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (3)$$

$$\mathbf{H}(t) = \begin{bmatrix} \text{diag}(1 \ 1 \ 1) & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \text{diag}(R_N \ R_M \cos L \ 1) & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} \end{bmatrix}$$

式中: V_E, V_N, V_U 为 GPS 接收机沿东、北、天方向的速度误差; N_E, N_N, N_U 为 GPS 接收机沿东、北、天方向的位置误差; R_N, R_M 分别为地球子午圈和卯酉圈的曲率半径。

1.2 故障检测算法设计方案

传统的组合导航系统故障检测算法是利用 χ^2 检验法, 并且分为状态 χ^2 检验法和残差 χ^2 检验法, 其中残差 χ^2 检验法为常用方法^[1]。该方法仅仅是实时检测一组测量值的有效性, 十分适用于系统级的故障检测, 并且一旦检测到故障就必须对故障进行隔离, 最后通过系统信息重构使整体系统不致因故障而失效。

假设 SINS 的惯性元器件通过余度敏感器结构能够稳定工作, 以残差 χ^2 检验法为例, 滤波器的状态估计为:

$$\hat{\mathbf{X}}(k|k) = \hat{\mathbf{X}}(k|k-1) + \mathbf{K}(k)(\mathbf{Z}(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)) \quad (4)$$

其中: $\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 为状态预测, $\mathbf{K}(k)$ 为滤波增益矩阵。

滤波器的估计残差可表示为:

$$\mathbf{r}(k) = \mathbf{Z}(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{X}}(k|k-1) \quad (5)$$

可以证明, 当卡尔曼滤波器是最优估计时, $\mathbf{r}(k)$ 是零均值的高斯白噪声, 且符合如下的正态分布:

$$\mathbf{r}(k) \sim N(0, \mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)) \quad (6)$$

式中:

$$\mathbf{P}(k|k-1) = \Phi(k, k-1)\mathbf{P}(k-1|k-1)\Phi^T(k, k-1) + \Gamma(k, k-1)\mathbf{Q}(k-1)\Gamma^T(k, k-1) \quad (7)$$

记 $\mathbf{A}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k|k-1)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)$, 可构造如下的故障检测函数:

$$\lambda(k) = \mathbf{r}^T(k)\mathbf{A}^{-1}(k)\mathbf{r}(k) \quad (8)$$

其中 $\lambda(k)$ 是服从自由度为 6 的 χ^2 分布, 即 $\lambda(k) \sim \chi^2(6)$ 。

故障判定准则为:

$$\left. \begin{array}{ll} \lambda(k) > T_D & \text{有故障} \\ \lambda(k) \leq T_D & \text{无故障} \end{array} \right\} \quad (9)$$

其中预先设定的门限 T_D 可由误警率 P_{fa} 加以确定。

由以上的残差 χ^2 检验法原理可以看出: 系统的故障检测存在误警率; 当系统发生故障后, 对子导航系统进行隔离进而对系统信息结构进行重构。毫无疑问, 对于 GPS/SINS 组合导航系统而言, 系统发生故障后, SINS 进行独立工作, 进而导致导航误差随时间而变大。

笔者解决上述问题的思路为: 利用小波分析技术分析滤波器的估计残差, 以便于故障检测, 并且降低误警率; 当故障发生后, 提出一种新的容错自适应滤波算法进行导航融合, 进而克服当 SINS 进行独立工作时导致的导航误差变大的现象。

2 系统故障时的信息融合算法

在 GPS/SINS 组合导航系统中, 噪声方程矩阵 $\mathbf{Q}(k)$ 、 $\mathbf{R}(k)$ 通常是根据标定参数确定的定常矩阵, 但由于惯性器件性能随着温度等因素而急剧变化, 因此固定的 $\mathbf{Q}(k)$ 将导致卡尔曼滤波结果不是最优的。诸多学者对此进行了研究, 例如多重渐消容错卡尔曼滤波等^[5-6]。笔者假设 SINS 通过余度敏感器结构能够稳定工作, 当 GPS 发生软故障时, 其输出信息将偏离常态, 通过式 (3)~(5) 可以看出: GPS 输出的导航信息是以线性组合的方式对滤波的估计值 $\hat{\mathbf{X}}(k|k)$ 产生影响, 毫无疑问, 此时 GPS 的异常导航输出信息将会以 $\mathbf{K}(k)$ 倍的加权值对状态预测值 $\hat{\mathbf{X}}(k|k-1)$ 进行错误的修正^[7-8]。为此, 给出一组新的

自适应滤波算法如下:

$$\hat{X}(k+1|k) = \Phi(k+1, k)\hat{X}(k|k) \quad (10)$$

$$P(k+1|k) = \Phi(k+1, k)P(k|k)\Phi^T(k+1, k) + \Gamma(k+1, k)Q(k)\Gamma^T(k+1, k) \quad (11)$$

$$K(k) = P(k|k-1)H^T(k)(H(k)P(k|k-1)H^T(k) + R(k))^{-1} \quad (12)$$

$$P(k+1|k+1) = (I - K(k))P(k+1|k)(I - K(k))^T + K(k)R(k)K^T(k) \quad (13)$$

$$\hat{X}(k+1|k+1) = \hat{X}(k+1|k) + K(k+1)S(k)(Z(k) - H(k+1)\hat{X}(k+1|k)) \quad (14)$$

式中, 加权因子矩阵:

$$S(k) = \text{diag}(s_1, s_2, \dots, s_6) \quad (15)$$

显然, 当 $S(k) = I$ 时, 式 (10)~(14) 代表常规卡尔曼滤波方程。式 (15) 中, 选择加权矩阵 $S(k)$ 的原则是: 当式 (5) 中 $r(k)$ 增大时减少 $S(k)$ ^[9]。

将式 (7) 代入式 (6), 并定义如下矩阵变量:

$$A(k) = H(k)\Phi(k, k-1)P(k-1|k-1)\Phi^T(k, k-1)H^T(k) \quad (16)$$

$$B(k) = H(k)\Gamma(k, k-1)Q(k-1)\Gamma^T(k, k-1)H^T(k) + R(k) \quad (17)$$

$$J(k) = \Phi(k, k-1)P(k-1|k-1)\Phi^T(k, k-1) \quad (18)$$

可以算得:

$$a_{ii}(k) = j_{ii}(k) \quad (i=1,2,3,6) \quad (19)$$

$$a_{ii}(k) = j_{ii}(k) \cdot R_N^2 \quad (i=4)$$

$$a_{ii}(k) = j_{ii}(k) \cdot (R_M \cdot \cos L)^2 \quad (i=5)$$

其中: a_{ii} 和 j_{ii} 分别为 $A(k)$ 和 $J(k)$ 的对应对角元素。

毫无疑问, 当 GPS 正常工作时, 常规滤波器的估计为最优的, 式 (8) 所示故障检测函数的每一个分量均满足如下关系:

$$\lambda_i(k) = \frac{r_i(k)}{a_{ii}(k) + b_{ii}(k)} \sim \chi^2(1) \quad (20)$$

即

$$r_i(k) \sim N(0, a_{ii}(k) + b_{ii}(k)) \quad (21)$$

当 GPS 发生软故障时, 则式 (20)、(21) 将不再

满足, 进而导致常规滤波器对状态进行错误的修正, 为此在常规卡尔曼滤波器中引入如式 (15) 所示的加权因子矩阵, 其中 S_i 满足:

$$S_i = \begin{cases} [\lambda_i(k)]^{1/2}, & \lambda_i > \varepsilon_i \\ 1, & \lambda_i < \varepsilon_i \end{cases} \quad (i=1,2,\dots,6) \quad (22)$$

因此, 经过修正后的估计误差可表示为:

$$r_i'(k) = [\lambda_i(k)]^{1/2} r_i(k)$$

可以证明 $r_i'(k)$ 的均值: $E[r_i'(k)] = 0$ 。而 $r_i'(k)$ 的方差:

$$E\{[r_i'(k)]^2\} = a_{ii}(k) + b_{ii}(k)$$

亦即: $r_i'(k) \sim N(0, a_{ii}(k) + b_{ii}(k))$, 所以公式 (10)~(14) 所示的修正卡尔马滤波器依然为最优。

3 仿真实验

为了验证上述算法, 笔者采用了飞行动态仿真的方式。飞行航迹按微小型飞行器的飞行特性进行设定, 飞行器的初始姿态设为载体水平, 航向 90° , 初始位置 (118°, 29°, 50 m), 滤波器的初始参数包括惯性传感器的噪声参数、系统状态的初值和方差阵的初值。依据目前可用的 MEMS 惯性传感器的性能指标, 设定陀螺漂移为 $0.5^\circ/\text{s}$, 加速度计零偏为 10^{-3}g , 采样周期为 20 ms; 微型 GPS 的测速误差 0.5 m/s、定位误差 20 m。

假设 GPS 经度在 150~200 s 之间方差突变到 120 m, 在 350~360 s 之间方差突变到 80 m; 而东向速度在 150~200 s 之间方差突变到 3.5 m/s, 在 350~360 s 之间方差突变到 2.5 m/s, 其他导航参数正常。图 1~9 分别列出了基于笔者提出算法与常规卡尔曼滤波算法的位置误差、速度误差与姿态误差曲线, 其中“经典算法”代表 GPS 发生软故障时不进行隔离而直接进行常规卡尔曼滤波。图 10 代表用小波检验经典卡尔曼滤波器中经度误差的统计结果, 从图中可以看出: 当 GPS 正常时, 该统计结果近似为 0, 一旦 GPS 出现软故障, 则该统计结果远远大于 0, 进而可以判断 GPS 发生故障, 并转换到式 (14) 对系统进行自适应滤波。通过图 1~9 可以看出: 采用笔者提出的算法, 系统的滤波精度在 GPS 发生软故障后能接近最优解, 进而提高了系统的滤波精度。

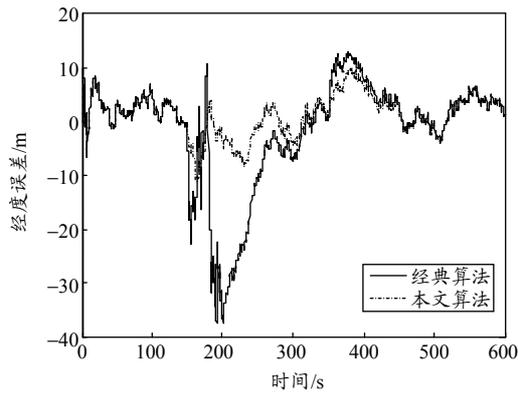


图1 经度误差对比曲线

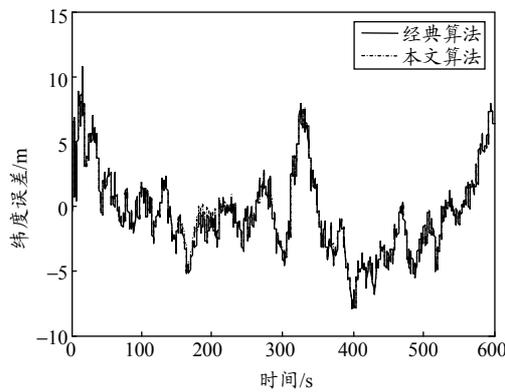


图2 纬度误差对比曲线

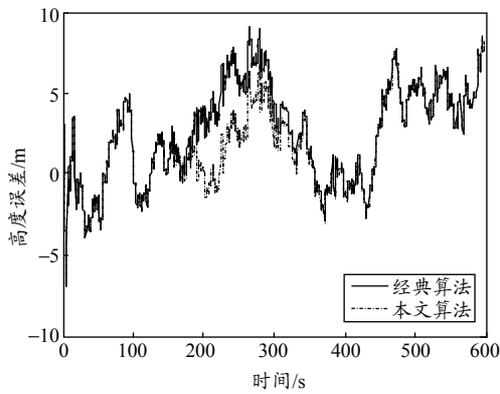


图3 高度误差对比曲线

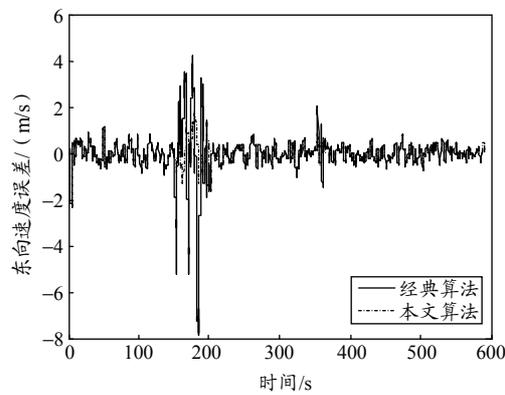


图4 东向速度误差对比曲线

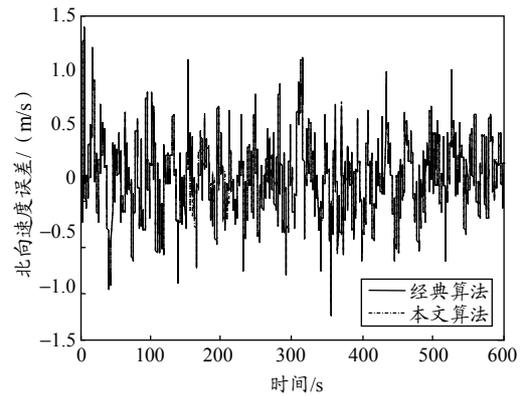


图5 北向速度误差对比曲线

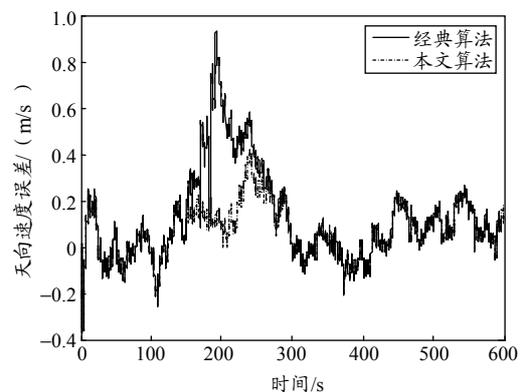


图6 天向速度误差对比曲线

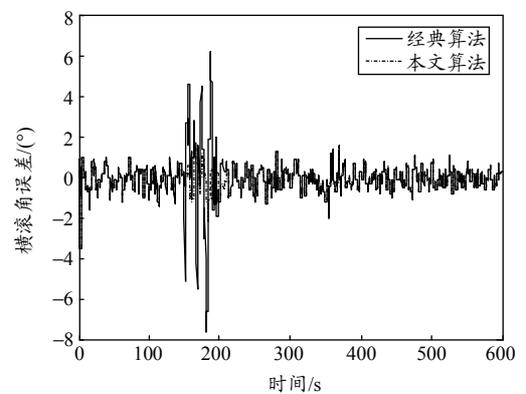


图7 横滚角误差对比曲线

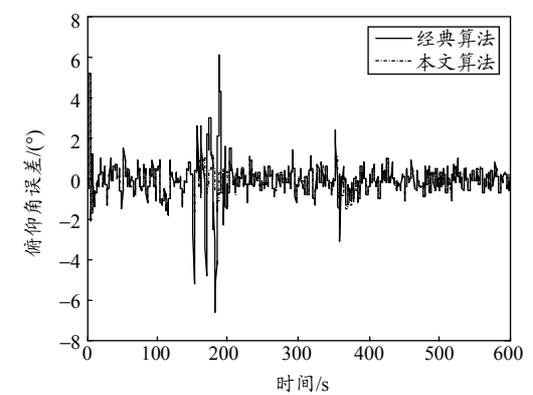


图8 俯仰角误差对比曲线

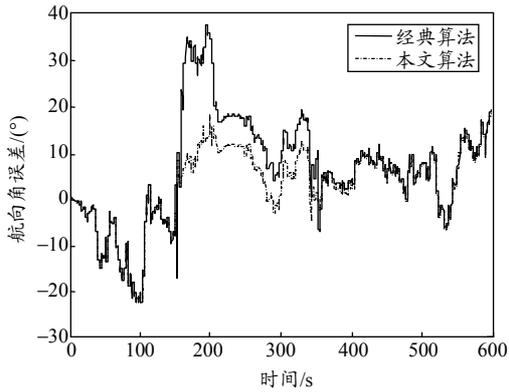


图 9 航向角误差对比曲线

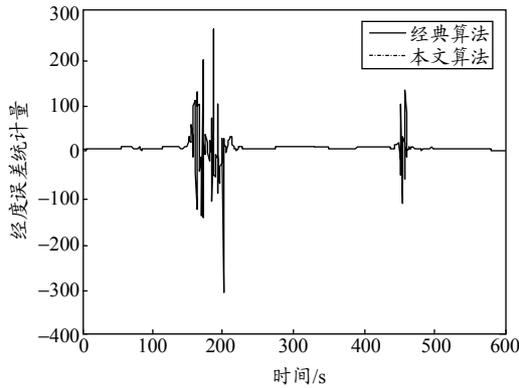


图 10 基于小波的经度误差统计量曲线

4 结束语

仿真实验结果表明：基于小波故障检测的 GPS/SINS 组合导航系统信息融合算法在 GPS 发生

软故障的条件下仍为最优，并且算法简洁明了，易于工程实现。

参考文献：

[1] 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993(12).

[2] 文成林, 周东华. 多尺度估计理论及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.

[3] 徐金华, 许江宁, 胡军龙, 等. 调频高斯小波变换在 INS/GPS 系统中的应用研究[J]. 武汉理工大学学报: 交通科学与工程版, 2008, 32(6): 1079-1081.

[4] 徐胜红, 吴进华, 胡志强, 等. 组合导航系统故障检测的小波变换方法研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 111-114.

[5] Zhang J, Jin Z H, Tian W F. A suboptimal Kalman filter with fading factors for DGPS/MEMS-IMU/Magnetic compass integrated navigation [C]. IEEE Proceedings of Intelligent Transportation Systems, Shanghai, China, 2003.

[6] Geng Y R, Wang J L. Adaptive estimation of multiple fading factors in Kalman filter for navigation [J]. GPS Solution, 2008, 12: 273-279.

[7] 石静, 缪玲娟, 倪茂林. 一种抗野值自适应滤波算法及在 MEMS-SINS/GPS 中的应用[J]. 宇航学报, 2010, 31(12): 2711-2716.

[8] 穆荣军, 田纪超, 催乃刚. 组合导航传感器容错滤波算法及应用[J]. 中国惯性技术学报, 2005, 13(6): 44-53.

[9] 林雪原, 陈建勇. 基于多尺度与分布模型的 GPS/SINS 组合导航系统研究[J]. 武汉大学学报: 信息科学版, 2010, 35(12): 1396-1400.

(上接第 51 页)

参考文献：

[1] Ziegler J G, Nichols N B. Optimum Settings for Automatic Controllers[J]. ASME Trans. 1942(64): 759-768.

[2] Ziegler J G, Nichols N B. Progress Lags in Automatic Control Circuits[J]. ASME Trans. 1943(65): 433-444.

[3] 黄友锐, 曲立国. PID 控制器参数整定与实现[M]. 北京: 科学出版社, 2010.

[4] Katsuhiko Ogata. 卢伯英, 于海勋, 等译. 现代控制工程[M]. 4 版. 北京: 电子工业出版社, 2007.

[5] Ho W K, Hang C C, Cao L S. Tuning of PID controller based on gain and phase margin specification[J]. Automatic, 1995, 31(3): 497-502.

[6] 杜云超. PID 过程控制及其参数整定策略浅析[J]. 化学工程与装备, 2010(9): 142-144.

[7] 孙志富. PID 控制器参数整定的 Matlab/Simulink 仿真[J]. 科技传播, 2010(9): 95.

[8] 廖常初. PID 参数的意义与整定方法[J]. 自动化应用, 2010(5): 27-32.

[9] 徐璟. PID 参数整定分析[J]. 广西电业, 2010(4): 83-85.

[10] 黄金杰, 杨桐玲, 高雅娟. 一类工业过程的 PID 控制器整定方法[J]. 自动化技术与应用, 2010, 29(2): 20-23.

[11] 黄尚青, 刘利, 邓秀剑. 永磁交流伺服系统 PID 最优化参数整定[J]. 计算机仿真, 2010(1): 197-201.

[12] 施保华, 杨三青, 周凤星. 计算机控制技术[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2007.

[13] 姜学军, 刘新国, 李晓静. 计算机控制技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.

[14] 杨国安. 数字控制技术[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2008.

[15] Richard C. Dorf, Robert H. Bishop. 现代控制系统[M]. 11 版(英文版). 北京: 电子工业出版社, 2010.

[16] 李鹏波, 胡德文, 张纪阳, 谢红卫. 系统辨识[M]. 北京: 中国水利电力出版社, 2010.

[17] 郭成. 控制系统的辨识建模及微粒群优化设计[J]. 计算机工程与应用, 2010, 46(15): 57-59.

[18] 王丹力, 赵荆, 邱治平. Matlab 控制系统设计仿真应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2007.