

引用格式:房德君.改进自适应 Kalman 滤波的 SINS/GPS 紧组合导航[J].电光与控制,2017,24(10):102-105,118. FANG D J. SINS/GPS tightly integrated navigation based on improved adaptive Kalman filter[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(10):102-105,118.

改进自适应 Kalman 滤波的 SINS/GPS 紧组合导航

房德君

(山东理工大学电气与电子工程学院,山东 淄博 255000)

摘要:当系统噪声和量测噪声统计特性不明确时,基于新息的自适应滤波对两种噪声进行估计时存在相关性,与实际情况不符而影响滤波精度。针对这种情况,提出改进的自适应滤波算法。首先建立了 SINS/GPS 紧组合导航系统空间方程;然后介绍了自适应卡尔曼滤波原理,指出了此算法对两种噪声估计出现相关性的原因,在此基础上提出了改进的自适应卡尔曼滤波算法,改进算法对系统噪声和量测噪声同时进行在线估计,解决了原算法存在的不足;通过半实物仿真实验可以看出,在系统噪声和量测噪声不明确时改进算法的估计精度,与原有算法在系统噪声和量测噪声已知时的估计精度相当,充分说明了改进算法的实用性。

关键词:INS/GPS 紧组合导航;改进的自适应 Kalman 滤波;系统噪声;量测噪声

中图分类号:P128; V241 **文献标志码:**A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.10.020

SINS/GPS Tightly Integrated Navigation Based on Improved Adaptive Kalman Filter

FANG De-jun

(Institute of Electrical and Electronic Engineering, Shandong University of Technology, Zibo 255000, China)

Abstract: When the statistical characteristics of the system noise and measurement noise are indefinite, the estimated values of the two kinds of noise based on Adaptive Kalman Filter (AKF) are relevant, which does not conform to the reality, and may lower the precision of the filter. In order to solve the problem, Improved Adaptive Kalman Filter (IAKF) is proposed. The state space equation of a highly-integrated navigation system is built up. Principle of adaptive Kalman filter is introduced, and the reason for the relevance of two kinds of estimated values is given. Based on that, the new algorithm is used to estimate the system noise and measurement noise on-line, and the shortcoming of the original algorithm is overcome. Semi-physical simulation imaging experiment is designed to verify the new algorithm. The result shows that: The estimation accuracy of the improved algorithm with unknown system noise and measurement noise corresponds to that of the original algorithm with known system noise and measurement noise, which verifies the feasibility of the improved algorithm.

Key words: INS/GPS tightly integrated navigation; improved adaptive Kalman filter; system noise; measurement noise

0 引言

导航在精确制导武器、航空航天、空间站、探月等军用和民用领域具有广泛应用,导航精度也越来越受到关注。当前的导航方式包括惯性导航、卫星导航、地磁导航、景象匹配等多种方式,提高单一导航方式的精度不仅成本高,而且提高幅度有限。捷联惯性导航系

统(SINS)虽具有短期精度高、完全自主性的优点,但导航误差随时间积累;GPS 导航虽具有高精度的优点,但易受干扰和建筑物遮挡。所以将 SINS 和 GPS 进行组合导航可以进行优势互补,在低成本情况下可较大地提高导航精度。

SINS 和 GPS 的组合导航分为松组合、紧组合和深组合 3 种方式。组合导航的实质是多传感器的信息融合技术,对组合导航的研究也主要集中在组合导航算法上。卡尔曼滤波(KF)是适用于线性系统的最小方差最优估计,当系统的观测噪声或状态噪声无法确定

收稿日期:2016-09-28

修回日期:2016-11-22

作者简介:房德君(1959—),男,山东潍坊人,博士,教授,研究方向为电气与电子技术。

时, KF 就不再适用, 因而出现了自适应卡尔曼滤波^[1] (AKF); 当系统为非线性系统时, 出现了适用于非线性系统的扩展卡尔曼滤波^[2] (EKF), 但是对于强非线性系统 EKF 会产生较大非线性误差, 因而出现了无迹卡尔曼滤波^[3] (UKF)。以上算法适用于不同的情况, 是对卡尔曼滤波的补充。

本文针对系统状态噪声和量测噪声无法测量或无法已知的情况, 在分析自适应滤波原理的基础上, 提出了改进的自适应扩展卡尔曼滤波 (IAKF), 此算法可以同时系统状态噪声和量测噪声进行实时估计, 在两种噪声未知的情况下保持较高的滤波精度。

1 SINS/GPS 紧组合导航空间方程

SINS/GPS 紧组合导航空间方程包括状态方程和量测方程。紧组合导航相对于松组合导航来讲, 选用 GPS 更原始的输出 (伪距、伪距率) 作为观测量, 所以当 GPS 可见卫星在 4 颗以下时, 紧组合导航依然保持较高的导航精度。

1.1 SINS/GPS 紧组合状态方程

建立 SINS/GPS 紧组合状态方程, 首先要选择空间状态向量, 本文选择的状态向量为

$$\mathbf{X} = [\boldsymbol{\varphi}, \delta V, \delta L, \boldsymbol{\varepsilon}, \nabla, \delta t]_{1 \times 17}^T \quad (1)$$

式中: $\boldsymbol{\varphi}$ 为三轴姿态误差角; δV 表示东北天 3 个方向的速度误差; δL 表示经度、纬度、高度误差; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 表示载体坐标系三轴向的陀螺零偏; ∇ 表示载体坐标系三轴向的加速度计零偏; δt 表示钟差等效距离、钟漂等效距离变化率。

建立 SINS/GPS 紧组合状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{F}(t)$ 为状态转移矩阵; $\mathbf{G}(t)$ 为系统噪声输入矩阵; $\mathbf{W}(t)$ 为系统噪声矩阵。通过建立姿态误差方程、速度误差方程、位置误差方程、陀螺仪误差方程、加速度计误差方程、GPS 钟差和钟漂误差模型^[4-5], 可以得到 $\mathbf{F}(t)$ 和 $\mathbf{G}(t)$ 的具体表达式。系统噪声矩阵 $\mathbf{W}(t)$ 的具体表达式为

$$\mathbf{W}(t) = [w_{gx}, w_{gy}, w_{gz}, w_{ax}, w_{ay}, w_{az}, w_{tu}, w_{tru}]^T \quad (3)$$

式中: w_{gi} ($i = x, y, z$) 表示载体坐标系三轴向的陀螺白噪声; w_{ai} ($i = x, y, z$) 表示载体坐标系三轴向的加速度计白噪声; w_{tu} 和 w_{tru} 分别表示等效距离、等效距离变化率白噪声。

1.2 SINS/GPS 紧组合量测方程

选取伪距差、伪距率差为量测向量, 即

$$\mathbf{Z} = [\delta \rho, \delta \dot{\rho}] = [\rho_G - \rho_{SINS}, \dot{\rho}_G - \dot{\rho}_{SINS}] \quad (4)$$

式中: ρ_G 和 $\dot{\rho}_G$ 分别为 GPS 测得的伪距、伪距率; ρ_{SINS} 和

$\dot{\rho}_{SINS}$ 分别为 SINS 的等效伪距、伪距率。

通过建立伪距、伪距率量测方程, 可以给出 SINS/GPS 紧组合系统的量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} H_\rho(t) \\ H_{\dot{\rho}}(t) \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} V_\rho(t) \\ V_{\dot{\rho}}(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $H_\rho(t)$ 和 $H_{\dot{\rho}}(t)$ 分别为伪距、伪距率的观测方程; $V_\rho(t)$ 和 $V_{\dot{\rho}}(t)$ 分别为伪距、伪距率白噪声。

2 基于新息的自适应 Kalman 滤波

基于新息的自适应 Kalman 滤波^[6-7] 实质是使用新息估计系统噪声或观测噪声来调整修正系数 K 的大小。记系统噪声协方差矩阵为 \mathbf{Q} , 观测噪声方差为 R , k 时刻新息为 $\boldsymbol{\varepsilon}_k$, 新息协方差为 $P_{\boldsymbol{\varepsilon}_k}$, 新息定义为 k 时刻量测值与估计值的差, 则

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} \\ P_{\boldsymbol{\varepsilon}_k} = \mathbf{R}_k + \mathbf{H}_k P_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T \end{cases} \quad (6)$$

下面开始推导观测噪声 R_k 。使用得到的新息对 $P_{\boldsymbol{\varepsilon}_k}$ 进行最大似然估计, 得

$$\hat{P}_{\boldsymbol{\varepsilon}_k} = \frac{1}{N} \sum_{j=0}^N \boldsymbol{\varepsilon}_{k-j} \boldsymbol{\varepsilon}_{k-j}^T \quad (7)$$

式中, N 为窗的宽度。将式(7)代入式(6), 得 R_k 估计值为

$$\hat{R}_k = \hat{P}_{\boldsymbol{\varepsilon}_k} - \mathbf{H}_k P_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T \quad (8)$$

下面开始推导一步预测误差方差阵 P_k 。记 k 时刻的估计残差为 $\Delta \hat{\mathbf{X}}_k$, 则

$$\Delta \hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_k - \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \quad (9)$$

参考状态的一步预测方程, 可知

$$\mathbf{Q}_k = P_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_k} + P_k - \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T \quad (10)$$

式中, $\Phi_{k,k-1}$ 为一步转移矩阵。将一步预测方程进行变形, 可得

$$\hat{\mathbf{X}}_k - \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} = \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1}) \quad (11)$$

则

$$\Delta \hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{K}_k \boldsymbol{\varepsilon}_k \quad (12)$$

所以

$$P_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_k} = \mathbf{K}_k E(\boldsymbol{\varepsilon}_k \boldsymbol{\varepsilon}_k^T) \mathbf{K}_k^T \quad (13)$$

参考式(7)可得

$$\begin{aligned} \hat{Q}_k &= \hat{P}_{\Delta \hat{\mathbf{X}}_k} + P_k - \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T = \\ & \mathbf{K}_k \hat{P}_{\boldsymbol{\varepsilon}_k} \mathbf{K}_k^T + P_k - \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T \end{aligned} \quad (14)$$

通过以上推导, 可以给出自适应 Kalman 滤波的方程为

$$\begin{cases} \hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \\ P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \hat{Q}_{k-1} \\ K_k = P_{k,k-1} H_k^T \hat{P}_{\varepsilon_k}^{-1} \\ \hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k,k-1}) \\ P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} [I - K_k H_k]^T + K_k \hat{R}_k K_k^T \end{cases} \quad (15)$$

通过式(8)和式(14)可以看出,系统噪声估计值 \hat{Q}_k 、量测噪声估计值 \hat{R}_k 都与新息协方差存在函数关系,其直观解释为新息协方差大是由于大的系统噪声和大的量测噪声引起的,但是在实际情况下,系统噪声和量测噪声是不相关的。这就出现了算法与实际情况相矛盾的地方,会导致滤波精度降低,为了解决这个问题,本文提出了改进的自适应 Kalman 滤波算法。

3 改进的自适应 Kalman 滤波

3.1 优化选星方案

GPS 可见卫星数为 n 时,一般使用最佳几何精度因子法等算法选择其中的 4 颗进行导航。 n 颗卫星选 4 颗的组合数为 C_n^4 ,定位时每次组合需要进行 5 次迭代算法,这就会造成大量的运算负担。为了减轻运算负担并在线估计出量测噪声和系统噪声,本文提出了优化的选星方案。

在现有算法中,使用 GPS 定位结果求得几何精度因子(GDOP),本文使用修正后的 SINS 位置结合 GPS 可见卫星位置估算出 GDOP,确定出最佳的 4 颗导航卫星。

参考文献[8-9],将修正后的 SINS 位置代入伪距量测方程,得

$$\rho_c - r_{\text{SI}} = H_{\text{SI}} X + V_\rho \quad (16)$$

式中, r_{SI} 为修正后 SINS 的等效伪距,参考 SINS/GPS 紧组合系统的量测方程,可知 H_{SI} 为

$$H_{\text{SI}} = \begin{bmatrix} e_{\text{lx}}^1 & e_{\text{ly}}^1 & e_{\text{lz}}^1 & 1 \\ e_{\text{lx}}^2 & e_{\text{ly}}^2 & e_{\text{lz}}^2 & 1 \\ e_{\text{lx}}^3 & e_{\text{ly}}^3 & e_{\text{lz}}^3 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ e_{\text{lx}}^j & e_{\text{ly}}^j & e_{\text{lz}}^j & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中, $e_{\text{lg}}^j, \xi = x, y, z$,上标表示第 j 颗卫星,下标 I 表示惯性修正。且有

$$\begin{cases} e_{\text{lg}}^j = \frac{(\xi_1 - \xi_G^j)}{r_1^j} \\ r_1^j = \sqrt{(x_G^j - x_1)^2 + (y_G^j - y_1)^2 + (z_G^j - z_1)^2} \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\xi = x, y, z$,表示修正后的 SINS 位置在地球坐标系各轴的分量; r_1^j 表示第 j 个卫星的伪距。记权系数矩

阵为 G ,其元素为 g_{ij} ,则

$$G = (H_{\text{SI}}^T H_{\text{SI}})^{-1} = \{g_{ij}\} \quad (19)$$

此时 GDOP 为

$$G_{\text{GDOP}} = \sqrt{g_{11} + g_{22} + g_{33} + g_{44}} \quad (20)$$

式(20)推导出的 GDOP 值用来在线估计量测噪声 R_k ,优化选星方案在运算次数上的优势不是本文的研究重点,不再赘述。

3.2 R_k 实时估计方法

GDOP 定义中包含量测误差信息,本文使用 GDOP 对量测噪声进行估计。选择位置误差、钟差误差组成向量 M ,即 $M = [\Delta\delta x, \Delta\delta y, \Delta\delta z, \Delta\delta t_u]^T$,则 M 与伪距误差向量 $\Delta\delta\rho$ 的关系为

$$M = (A^T A)^{-1} A^T \Delta\delta\rho \quad (21)$$

使用式(21)求取伪距误差向量 $\Delta\delta\rho$ 的协方差 σ^2 作为伪距量测噪声 $R_k(\rho)$ 的估计值。则

$$\begin{aligned} E(MM^T) &= E((A^T A)^{-1} A^T \Delta\delta\rho \Delta\delta\rho^T A (A A^T)^{-1}) = \\ &= (A^T A)^{-1} E(\Delta\delta\rho \Delta\delta\rho^T) = \sigma^2 G \end{aligned} \quad (22)$$

结合式(13),可知

$$\sigma^2 \text{tr}(G) = P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta x) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta y) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta z) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta t_u) \quad (23)$$

式中: $\text{tr}(\cdot)$ 表示对角元素求和; $P_{\Delta\hat{x}_i}(i)$ 表示矩阵 $P_{\Delta\hat{x}_i}$ 对角线上相应的元素,则

$$\sigma^2 = \frac{P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta x) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta y) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta z) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta t_u)}{G_{\text{GDOP}}^2} \quad (24)$$

伪距率的方差与式(24)的推导过程相同。式(24)中 G_{GDOP} 是在地球坐标系(经纬高)下给出,速度一般在地理坐标系(东北天)下给出,所以在给出伪距率估计方差时,要将 GDOP 由地球坐标系转到地理坐标系,记为 G_{GDOPENU} ,则量测噪声方差矩阵的对角线元素为

$$\begin{cases} R_k(\rho) = \frac{P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta x) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta y) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta z) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta t_u)}{G_{\text{GDOP}}^2} \\ R_k(\dot{\rho}) = \frac{P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta V_E) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta V_N) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta V_U) + P_{\Delta\hat{x}_i}(\delta t_m)}{G_{\text{GDOPENU}}^2} \end{cases} \quad (25)$$

3.3 Q_k 实时估计方法

使用最大似然估计法对系统噪声 Q_k 进行在线估计,由文献[10]可知, Q_k 的估计值为

$$\hat{Q}_k = \frac{1}{N} \sum_{i=k-N+1}^k (\Delta\hat{x}_i \Delta\hat{x}_i^T + P_i - \Phi_{i,i-1} P_{i-1} \Phi_{i,i-1}^T) \quad (26)$$

使用式(25)给出 R_k 的估计值,使用式(26)给出 Q_k 的估计值,将两者代入式(15)给出的 Kalman 滤波基本方程就实现了 Kalman 滤波算法的改进。

4 半实物仿真实验

4.1 实验设计

为了验证改进的自适应算法,本文设计了半实物

仿真实验,假定载体在静止状态下采集 GPS 实际输出,测试点为北纬 36.810 3°,东经 117.999 6°,高度 76.682 5 m,采集数据包括星历数据、原始伪距和多普勒频移。仿真出 SINS 输出数据,陀螺常值误差和随机误差均设置为 0.02 (°)/h,加速度计常值误差和随机误差均设置为 10⁻⁴g。

4.2 数据处理

通过对 GPS 原始数据的统计,得到钟差、钟漂误差分别为 25 m 和 0.01 m/s,伪距和伪距率方差分别为 (2 m)² 和 (2 m/s)²。为了验证本文改进算法在系统噪声和量测噪声未知情况下的滤波效果,设置了以下 3 种滤波方案进行比较。

1) 使用 SINS 系统的仿真参数、GPS 钟差、钟漂原始输出统计方差确定系统噪声参数 Q_k ,GPS 伪距、伪距率原始输出的统计方差确定观测噪声参数 R_k ,使用式(15)给出的自适应滤波算法,记此滤波为 AKF0。

2) 将系统噪声和观测噪声初始误差设置不准,平台三轴误差角设置为 0.6°,三轴位置误差均为 15 m,速度误差均设置为 0.2 m/s,陀螺仪初始误差设置为 (0.1 (°)/h)²,加速度计初始误差设置为 (10⁻²g)²,钟差、钟漂误差设置为 35 m 和 0.3 m/s,伪距和伪距率方差分别为 (50 m)² 和 (0.6 m/s)²,使用自适应滤波处理,记此滤波为 AKF。

3) 初始参数设置与方案 2) 一致,使用改进的自适应滤波算法处理,此滤波为 IAKF。

3 种方案的处理结果如图 1、图 2 所示。

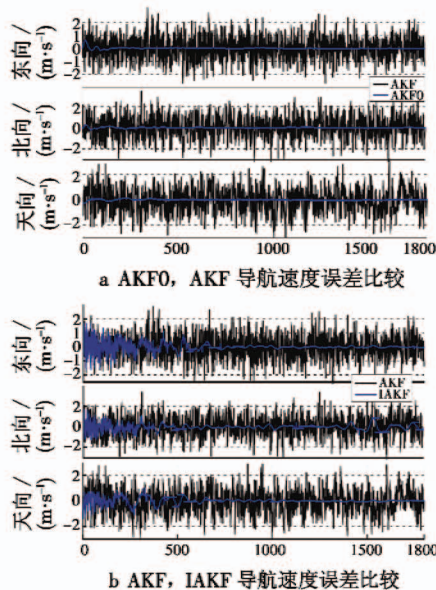


图 1 基于 AKF0,AKF 和 IAKF 的导航速度误差
Fig.1 Navigation rate error based on AKF0,AKF and IAKF

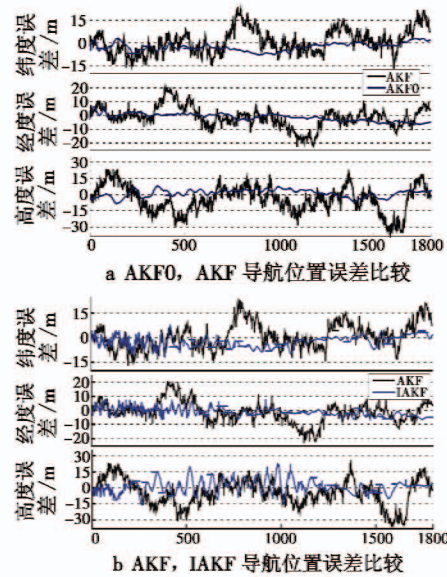


图 2 基于 AKF0,AKF 和 IAKF 的导航位置误差
Fig.2 Navigation position error based on AKF0,AKF and IAKF

从 3 种滤波方案可以看出,方案 1) 中 AKF0 是在噪声已知的情况下进行的滤波,方案 2) 的 AKF 是在噪声未知的情况下进行的滤波,方案 3) 是在噪声未知情况下使用改进算法进行的滤波。从滤波结果可以看出,方案 2) 的滤波精度最差,方案 1) 和方案 3) 滤波精度较高,且噪声未知情况下改进算法能迅速稳定在较高的滤波精度上。

表 1 更加直观地比较了 3 种方案的滤波精度和 3 种滤波方案的均方根误差。

表 1 AKF0,AKF 和 IAKF 的导航误差
Table 1 Navigation error based on AKF0,AKF and IAKF

误差		AKF0	AKF	IAKF
速度/ (m·s ⁻¹)	东向	0.031 1	0.751 2	0.049 1
	北向	0.027 9	0.852 6	0.043 3
	天向	0.023 3	0.893 6	0.065 5
位置/m	纬度	3.702 3	8.166 2	3.861 6
	经度	3.053 3	7.158 9	3.269 3
	高度	3.561 7	12.473 7	3.752 2

从表中可以看出,在量测噪声和系统噪声未知的情况下,现有的自适应滤波(AKF)比两种噪声已知时滤波精度差很多,速度误差差一个数量级还要多;而改进算法(IAKF)在两种噪声未知的情况下与自适应滤波在两种噪声已知的情况下(AKF0)滤波精度一致,充分说明了改进算法的优势。

5 结论

本文建立了 SINS/GPS 紧组合导航系统的空间方程,分析了自适应 Kalman 滤波的原理和实时估计系统
(下转第 118 页)

确保滑动模态的动态品质。

参 考 文 献

- [1] 贺天鹏,曾洪江. 无人直升机研制新进展[J]. 飞航导弹,2009(11):42-45.
- [2] 白国振,荆鹏翔,骆艳洁. 基于改进 Solis&Wets 算法的 PID 参数自整定[J]. 计算机应用研究,2015,32(11):3349-3351.
- [3] 王璆琿,张强,王东云,等. 基于滑模变结构的 IPMC 跟踪控制系统设计[J]. 郑州大学学报:工学版,2014,35(6):104-107.
- [4] 孙文达. 小型无人直升机非线性建模与控制研究[D]. 杭州:浙江大学,2014.
- [5] 任斌,徐会彬. 基于总体最小二乘的泰勒级数展开的 TOA 的 UWB 定位方法[J]. 科学技术与工程,2013,13(21):6129-6133.
- [6] 张乐吴,金男,毕少杰. 基于模糊 PID 的直升机模型飞行姿态控制[J]. 控制工程,2014,21(3):387-390.
- [7] 夏慧,陈庆伟,王冠林,等. 小型无人直升机纵横角动态耦合辨识建模[J]. 信息与控制,2012,41(1):102-

109.

- [8] 蒋回蓉,邓志诚,祝明,等. 变桨距四旋翼飞行器的建模与控制研究[J]. 电光与控制,2015,22(10):48-51.
- [9] 苗敬利,余香. 改进的等效滑模控制器在异步电动机矢量控制系统中的应用[J]. 工矿自动化,2014,40(1):72-74.
- [10] 徐萍,郑艳. 汽车防抱死制动系统滑模变结构控制器设计[J]. 控制工程,2016,23(5):711-714.
- [11] 刘金琨,孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用,2007,24(3):407-418.
- [12] 周涛. 基于一种新型趋近律的自适应滑模控制[J]. 控制与决策,2016,31(7):1335-1338.
- [13] 李若兰,甄子洋,龚华军. 基于趋近律滑模最优控制的无人机撞网回收轨迹控制[J]. 电光与控制,2014,21(9):58-60.
- [14] 李锦,张锐. 高速自旋导弹直接力控制稳定性研究[J]. 现代防御技术,2014,42(5):70-74.
- [15] 李南海,何裔. 基于指数趋近律的无刷直流电机滑模控制研究[J]. 微电机,2013,46(3):72-76.

(上接第 105 页)

噪声、量测噪声时存在的缺陷,以此为基础,提出了改进的自适应 Kalman 滤波算法,设计了紧组合系统的半实物仿真实验,结果表明改进的自适应 Kalman 滤波在量测噪声和系统噪声未知的情况下保持了较高的滤波精度。

参 考 文 献

- [1] 董健康,安东. 自适应卡尔曼滤波在组合导航中的应用研究[J]. 计算机技术与发展,2011,21(10):183-185.
- [2] 李明锁,井亮,邹杰,等. 结合扩展卡尔曼滤波的 Cam-Shift 移动目标跟踪算法[J]. 电光与控制,2011,18(4):1-5.
- [3] 朱岩,付巍. 基于无迹卡尔曼滤波的四旋翼无人飞行器姿态估计算法[J]. 测试技术学报,2014(3):194-198.
- [4] GROVES P D. Principles of GNSS, inertial, and multisen-

sor integrated navigation system[M]. Norwood, MA: Artech House, 2008.

- [5] HONG S, CHUN H H, KWON S H, et al. Observability measures and their application to GPS/INS[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2008, 57(1):97-106.
- [6] 薛文婷,张波,李署坚. 组合导航中一种新息自适应卡尔曼滤波算法[J]. 全球定位系统,2014,39(4):8-11.
- [7] 王秋平,左玲,康顺. 光电跟踪系统非线性新息自适应卡尔曼滤波算法[J]. 光电工程,2011,38(2):9-13.
- [8] 霍国平. GPS 定位定向中的若干问题研究[D]. 北京:北京理工大学,2013.
- [9] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版社,2009.
- [10] YANG Y, ZHANG S. Adaptive fitting of systematic errors in navigation[J]. Journal of Geodesy, 2005, 79(1/2/3):43-49.