

基于 MARG 的无人机抗干扰系统的研究

赵代弟¹, 张晓明^{1,2}, 赖正喜¹, 杨国欢¹

(1. 中北大学 电子测试技术重点实验室, 太原 030051;

2. 中北大学 仪器科学与动态测试教育部重点实验室, 太原 030051)

摘要: 由 IMU 或电子罗盘组成的无人机航姿测量系统易受载体有害加速度或周围局部磁场干扰导致姿态角解算不准确; 针对该问题提出将自适应扩展卡尔曼滤波算法应用于该系统; 在卡尔曼滤波算法中提出引入分段函数构造自适应测量噪声方差阵; 相比于传统噪声方差阵的阈值判断方法, 该方法提高了传感器信息的利用率, 进一步减小了外界干扰对系统姿态估计的影响, 最终提高了姿态角的解算精度; 最后针对该方法进行了仿真分析和无磁转台实验验证, 仿真和实验结果表明, 该方法能有效提高无人机航姿测量系统的抗干扰能力, 具有一定的应用价值。

关键词: 自适应 EKF; 姿态角; 抗干扰

An Anti-interference System of UAV Based on MARG

Zhao Daidi¹, Zhang Xiaoming^{1,2}, Lai Zhengxi¹, Yang Guohuan¹

(1. Science and Technology on Electronic Test & Measurement Laboratory, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Ministerial Key Laboratory of Instrumentation Science & Dynamic Measurement, North University of China, Taiyuan 030051, China)

Abstract: The pose measurement system navigation of unmanned aerial vehicle (UAV) is usually composed of Inertial Measurement Unit or electronic compass measurement system, which is vulnerable to harmful acceleration vector and the surrounding Local magnetic field around, causing attitude angle calculating is not accurate. According to the problem, an adaptive extended kalman filtering algorithm based on the MARG sensor is put forward. The adaptive measurement noise covariance matrix is adjusted in real-time by piecewise linear function. The utilization rate of the sensor information is improved. The influence of interference on the system attitude estimation is reduced. Eventually, the calculating precision of the attitude Angle is improved. Simulation and experimental results show that the proposed algorithm can effectively improve the anti-interference ability of the pose measurement system navigation.

Keywords: adaptive EKF; attitude angle; anti-interference

0 引言

长时间、高性能、小型化及低成本姿态测量系统是无人机研究应用的一个重要内容。由陀螺仪、加速度计和磁传感器组成的 MARG (magnetic, angular rate and gravity) 姿态测量系统成为研究的热点。该组合传感器克服了使用单一惯性传感器的缺点, 实现了传感器优势互补, 增强了系统的鲁棒性。

现阶段提出的姿态角求解方法主要着重于讨论在传感器正常工作条件下如何提高姿态角的解算精度^[2-4]。但无人机在实际工作过程中需要做水平直线或航向机动飞行等复杂运动, 会造成有害加速度干扰。同时, 无人机工作环境主要为低空区域时, 磁传感器易受地面局部磁场干扰而导致测量不准确。针对这些问题, 本文在以上研究的基础上提出将自适应扩展卡尔曼滤波算法应用于本系统。通过对干扰噪声进行判断, 对测量噪声方差阵构造分段线性函数, 实时调整测量噪声方差阵, 最终提高了姿态解算精度。

1 坐标系定义及传感器模型建立

本文坐标系定义如下: n 系为导航坐标系, 采用“北东地

(NED)”坐标, b 系为机体坐标系。初始位置导航坐标系与传感器坐标系重合。导航坐标系依次绕 Z 、 Y 、 X 轴得到偏航角 φ 、俯仰角 θ 和滚转角 γ 。上述旋转关系矩阵如式:

$$C_n^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

对应的四元数转移矩阵为:

$$C_n^b(q) = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

传感器模型建立如下:

$$\omega = K_{ar}\omega_{true} + v_{ar}$$

$$a = K_g[C_n^b(q)g^n + a_{body}] + b_g + v_g$$

$$m = K_m[C_n^b(q)h_0^n + h_m] + b_m + v_m$$

ω , a , m 分别为陀螺仪、加速度计和磁传感器测量值。

K_{ar} , K_g , K_m 分别为陀螺仪、加速度计和磁传感器的标度因数矩阵。 g 为重力加速度, h_0 为地磁场理论值。 a_{body} 为载体有害加速度, h_m 为周围局部磁场干扰值。 b_g , b_m 分别为加速度计和磁传感器的零偏。 v_{ar} , v_g , v_m 为不相关的高斯白噪声, 其噪声方差阵分别为 $\sigma_{ar}^2 I_{3 \times 3}$, $\sigma_g^2 I_{3 \times 3}$, $\sigma_m^2 I_{3 \times 3}$ 。

2 自适应扩展卡尔曼滤波算法

通过卡尔曼滤波的可观测性分析, 本文以陀螺仪姿态四元数作为状态变量, 以三维重力加速度矢量和三维地磁场矢量构

收稿日期: 2014-08-07; 修回日期: 2014-09-12。

基金项目: 国家自然科学基金项目(51375463)。

作者简介: 赵代弟(1990-), 女, 山西运城人, 硕士研究生, 主要从事组合导航传感器、姿态解算算法等方向的研究。

张晓明(1976-), 男, 山西运城人, 副教授, 硕士生导师, 主要从事地磁导航、组合导航等方向的研究。

成的六维矢量作为观测变量。由陀螺仪信息预测载体的姿态，由加速度计和磁传感器组成的电子罗盘信息修正预测的姿态信息。根据建立的传感器模型，卡尔曼滤波系统如下：

利用陀螺仪输出的角速度信息进行四元数更新，

$$\dot{q} = \frac{1}{2}q \otimes \omega$$

其中： ω 为陀螺仪三轴角速率测量值。

对其离散化，得状态方程为：

$$x_k = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_k = \exp(\omega T)q_{k-1} + \omega_{k-1}^q$$

观测方程为：

$$y_k = \begin{bmatrix} a_k \\ m_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_n^c(q) & 0 \\ 0 & C_n^c(q) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} g \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_g \\ b_m \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} v_g \\ v_m \end{bmatrix}_k$$

式中， x_k 为状态变量， y_k 为观测变量， ω_{k-1} 为陀螺仪角速率输出， T 为旋转四元数更新时间间隔， ω_{k-1}^q 陀螺仪四元数的过程噪声矢量，其协方差阵为 Q_k ，可以表示为 $Q_k = \sigma_q^2 \mathbf{I}_{4 \times 4} \cdot v_g$ ，

v_m 构成协方差为 R 的测量噪声方差阵， $R = \begin{bmatrix} \sigma_a^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \sigma_m^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$ 。由

式可以看出，系统观测方程为非线性方程，需要对其进行线性化处理。将观测方程按最优状态估计处泰勒展开，得到其雅克比矩阵为：

$$H_k = \frac{\partial y_k}{\partial x_k} \Big|_{x = \hat{x}_{k,k-1}}$$

$\hat{x}_{k,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的最优估计，扩展卡尔曼滤波构建如下。

系统方程为：

$$x_k = \Phi_{k,k-1} x_{k-1} + \omega_k$$

量测方程为：

$$\Delta y_k = H_k \Delta x_k + v_k$$

其中： $\Phi_{k,k-1}$ 为一步转移阵， H_k 为量测矩阵。在卡尔曼滤波中，测量噪声方差的统计特性一般看成是一固定值，然后进行滤波估计^[8-10]。但是在实际工程应用中，噪声特性是时变的且不能够准确确定，尤其是当系统存在有害加速度或受到周围局部磁场干扰时，加速度计和磁传感器测量值会受到干扰，从而对姿态角的解算引起较大的误差。因此本文通过对加速度计和磁传感器的测量值进行判断，重新构造自协方差阵 R ，判断如下：

$$\sigma_a^2 = \begin{cases} \sigma_{a_0}^2 & \Delta a < \epsilon_{a1} \\ k_1 \Delta a \sigma_{a_0}^2 & \epsilon_{a1} \leq \Delta a < \epsilon_{a2} \\ c_a & \epsilon_{a2} \leq \Delta a \end{cases} \quad R = \begin{cases} \sigma_a^2 \\ \sigma_m^2 \end{cases}$$

$$\sigma_m^2 = \begin{cases} \sigma_{m_0}^2 & \Delta m < \epsilon_{m1} \\ k_2 \Delta m \sigma_{m_0}^2 & \epsilon_{m1} \leq \Delta m < \epsilon_{m2} \\ c_m & \epsilon_{m2} \leq \Delta m \end{cases}$$

其中： $\Delta a = \frac{\|a - g\|}{g}$ ， $\Delta m = \frac{\|h - h_0\|}{h}$ 。 Δa 为三轴加速度模

值与重力加速度之差的绝对值同重力加速度的比值， Δm 为三轴磁场值的模值与当地地磁场理论值之差的绝对值同地磁场理论值的比值。 ϵ_{a1} 、 ϵ_{a2} 、 ϵ_{m1} 、 ϵ_{m2} 为根据经验值设定的阈值。 c_a 、 c_m 为趋近与无穷大的定值。 k_1 、 k_2 为根据经验值确定的权重值。 $\sigma_{a_0}^2$ 、 $\sigma_{m_0}^2$ 为根据传感器模型确立的噪声方差阵。

由式、式、式可知，当 Δa 小于 ϵ_{a1} ， Δm 小于 ϵ_{m1} 时，传感器测量数据没有受到外界干扰， R 由 $\sigma_{a_0}^2$ 和 $\sigma_{m_0}^2$ 构成，因此状态滤波

估计值主要依赖观测信息，抑制了陀螺的漂移；随着干扰的增加，测量噪声方差阵 R 线性增加，状态估计量依赖观测值的比重减小；当误差超过某一临界值时，载体受到了较大的外界干扰， R 值设为无穷大，主要理由陀螺的测量值进行滤波估计，该方法相比于传统的通过阈值判断构造 R 阵^[7]，减小了对阈值的依赖，提高了传感器信息的利用率，同时更有效抑制了干扰对姿态估计的影响，提高了系统的抗干扰能力。

3 仿真验证

为了验证该方法的有效性，本文用 Matlab 软件进行仿真验证。针对无人机水平直线飞行状态和悬停状态下，即 3 个姿态角不变，当有机动加速度或地面局部磁场干扰时对解算精度影响进行仿真。因此设偏航角、滚转角和俯仰角为 0° ，针对无人机长时间导航的特点，仿真时间设为 30 min。仿真条件如表 1。

表 1 仿真条件

	零偏差误差	噪声标准差
陀螺仪/(mrad/s)	[2.5 2.5 2.5]	[10 10 10]
加速度计/(mg)	[5 5 5]	[1 1 1]
磁阻传感器/(nT)	[100 100 100]	[300 300 300]

为了模拟载体在运动过程中受到有害加速度和干扰磁场影响，在 8~10 min 时间内分别在加速度计三轴叠加加速度干扰。15~17 min 内磁传感器三轴叠加干扰磁场，17~19 min 内磁场干扰减小，同时加速度干扰增加（即同时存在有害加速度和局部磁场干扰），验证该方法的抗干扰能力。

图 1 为加速度误差值，图 2 为磁场误差值。

图 3 为在存在有害加速度干扰或局部磁场干扰时分别利用陀螺比卡算法、电子罗盘解算算法和本文提出的自适应

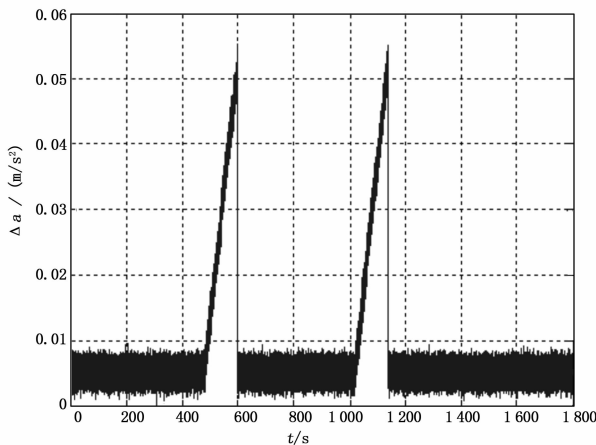


图 1 加速度误差 Δa

EKF 抗干扰算法的解算误差结果对比图。从图 3 中可以看出，只利用陀螺仪测量数据进行姿态解算时，随时间增加解算误差漂移严重。利用电子罗盘解算时，当存在加速度干扰和磁场干扰时解算误差较大，最大为 15° 。而利用本文提出的 AKF 算法，可以有效地增强系统的抗干扰能力，解算误差在 0.5° 以内。

表 2 为利用文献 [7] 中提出的阈值判断算法和本文算法解算的姿态角的误差均方差。可以看出，本文算法相比于文献 [7] 算法在精度上有了很大的提高，偏航角精度提高了 39%、俯仰角精度提高了 3%、滚转角精度提高了 51%。

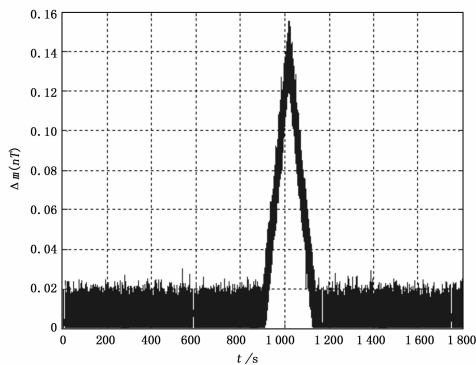


图 2 磁场误差 Δm

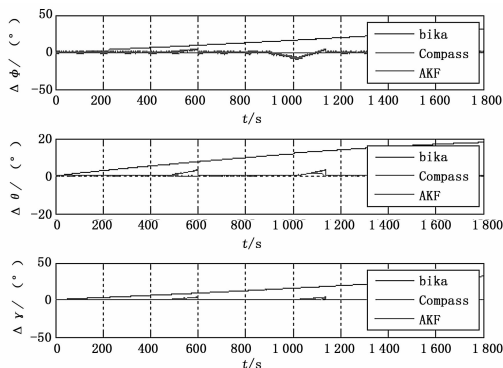


图 3 算法解算误差比较

表 2 算法误差比较

	$RMS[\varphi_e]/(^{\circ})$	$RMS[\theta_e]/(^{\circ})$	$RMS[\gamma_e]/(^{\circ})$
文[7]算法	0.72	0.30	0.45
本文算法	0.44	0.29	0.22

4 半物理实验验证

本文通过半物理仿真实验验证该算法的有效性。以无磁转台为实验平台, 以 3 个 ADI 公司的单轴加速度计 1221L 组成三轴加速度计和 3 个单轴陀螺仪 ADXR5150 组成三轴陀螺仪以及霍尼韦尔公司的三轴磁传感器 HMC1043 组成的 MARG 传感器构成姿态测量系统, 测量系统如图 4 所示。

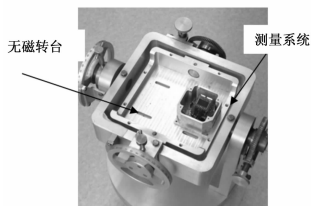


图 4 实验测试图

由于无磁转台只能手动提供转台姿态角, 提供不了连续的标准值, 为了达到准确的实验对比效果, 本文验证静止条件下系统的抗干扰能力。将测量系统水平放于转台上, 保持偏航角、俯仰角、滚转角为 0° 。通过间断性地敲击转台来模拟系统受到的振动等有害加速度的干扰。将磁钢放于磁传感器周围来模拟系统受到的周围局部磁场干扰。结果如图 5 所示。

图 5 中, 横轴为采样时间, 纵轴为姿态角误差。蓝色线表示用电子罗盘解算得到的姿态角误差, 可以看出, 当系统存在有害加速度和局部磁场干扰时, 电子罗盘解算误差较大, 最大

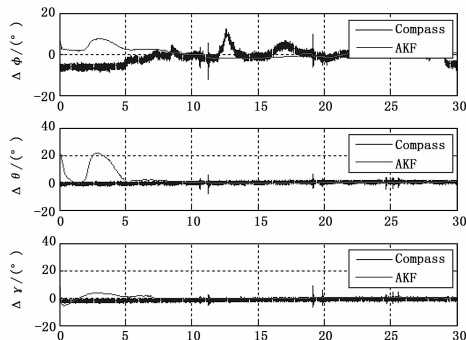


图 5 解算误差比较

值为 14.89° , 浅色线为用本文算法解算的姿态角误差, 可以看出, 当自适应 EKF 算法收敛到稳定值后之后可以有效的降低干扰, 提高了系统的抗干扰能力。

表 3 算法误差比较

	$RMS[\varphi_e]/(^{\circ})$	$RMS[\theta_e]/(^{\circ})$	$RMS[\gamma_e]/(^{\circ})$
文[7]算法	1.70	1.39	0.61
本文算法	1.46	0.64	0.53

表 3 对本文抗干扰算法与文献 [7] 提出的算法解算姿态角均方差进行了比较, 可以看出, 与文 7 算法相比, 本文算法在姿态角解算精度上有了明显的提高, 偏航角、俯仰角、滚转角分别提高了 12%, 54%, 13%。

5 结论

本文针对航姿测量系统在飞行过程中存在有害加速度和周围局部磁场干扰导致姿态角解算不准确的问题, 提出采用分段函数方法构造自适应测量噪声方差阵, 通过建立传感器模型, 构造自适应扩展卡尔曼滤波, 最终减小干扰对姿态角估计的影响。仿真和实验结果表明, 该算法在提高系统的抗干扰能力的同时有效地补偿了陀螺漂移, 提高了姿态角的解算精度。

参考文献:

- [1] 傅建国, 王孝通, 金良安, 等. 基于 MARG 传感器的自主姿态测量新算法 [J]. 中国惯性技术学报, 2004, 12 (4): 51-56.
- [2] 邹波, 张华, 姜军, 等. 多传感信息融合的改进扩展卡尔曼滤波定姿 [J]. 计算机应用研究, 2014, 31 (4): 1035-1038.
- [3] 李凤英, 高田, 羊彦. 磁罗盘姿态解算及误差补偿 [J]. 计算机测量与控制, 2011 (7): 1771-1773.
- [4] 张秋阳. 无人机姿态测算及其误差补偿算法研究 [D]. 长沙: 中南大学, 2011.
- [5] 李小朋. 微惯性组合的抗磁干扰和温度补偿方法研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
- [6] 董超, 钱峰. 微型姿态解算系统的抗磁干扰算法研究 [J]. 电子测量技术, 2011 (1): 59-62.
- [7] Sabatini A M. Kalman-filter-based orientation determination using inertial/magnetic sensors: observability analysis and performance evaluation [J]. Sensors, 2011, 11: 9182-9206.
- [8] 黄建林, 张晓明, 尚剑宇, 等. 基于 VC 的高速磁罗盘姿态可视化软件设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012 (7): 1992-1995.
- [9] 冀明, 卢京潮. 基于 Cortex-M4 的四旋翼飞行控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2013 (7): 1816-1817.
- [10] 丁君. 基于微惯性传感器的姿态算法研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2013.