

DOI: 10.13382/j.jemi.2017.03.022

小型飞行器姿态估计系统设计与实现

方根在 黎福海

(湖南大学 电气与信息工程学院 长沙 410082)

摘要:提出了一种基于最小二乘拟合和四元数扩展卡尔曼滤波器小型无人机姿态系统估计方法。首先建立三轴磁力计的物理模型,采用最小二乘拟合算法估算磁力计的干扰向量,然后采用加速度计对磁力计进行倾斜补偿,最后采用拓展卡尔曼滤波器融合加速度计、陀螺仪和磁力计的4数据,估计飞行器三维姿态。测试结果表明,姿态系统的方位角的线性误差最大为 4° ,倾斜 40° 情况下,方位角最大误差为 2.6° ,静止放置时,横滚角、俯仰角和方位角最大的静止偏差分别为 0.215° 、 0.103° 和 0.464° 。

关键词:磁力计模型;最小二乘拟合;拓展卡尔曼滤波器;姿态估计

中图分类号: V249 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 520.20

Design and implementation of MAV attitude estimation system

Fang Genzai Li Fuhai

(College of Electrical and Information Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

Abstract: An UAV Attitude Control System based on least squares fit and quaternion expand Kalman filter estimation scheme is proposed. Firstly, the physical model of triaxial magnetometer is established, the least squares fitting algorithm is used to estimate the disturbance vector magnetometer, and then the accelerometer is used to tilt compensation magnetometer. Finally, the 3D pose of the aircraft is estimated by expanding the Kalman filter fusion accelerometer, gyroscope and magnetometer data. The test results show that the maximum linearity error of the azimuth is 4° , tilt angle is 40° , the maximum azimuth error is 2.6° , and in static placement, the maximum static deviation of roll angle, pitch angle and azimuth is 0.215° , 0.103° and 0.464° respectively.

Keywords: magnetometer model; least squares algorithm; EKF; attitude estimation

1 引言

姿态信息估计是飞行器设计中重要环节^[1],微机电系统(micro-electro-mechanical system, MEMS)传感器微型化、集成化、成本低等优点使其在民用和商用小型飞行器(MAV)中得到广泛的应用^[2],但是MEMS传感器由于工艺以及成本原因使得MEMS传感器的精度较差且存在较高的系统噪声以及漂移误差^[3-5],不经校准难以直接使用。针对MEMS传感器的特点进行姿态估计的方法较多,主要是基于互补滤波器^[6-8]、拓展卡尔曼滤波器^[9-11]

等算法。文献[6]姿态估计中采用惯性器件加速度计和陀螺仪,由于加速度计不能修正陀螺仪Z轴漂移误差累积,长时间飞行必定导致姿态系统中的方位角发散。因此需要磁力计提供方位参考以抑制由于陀螺仪Z轴的漂移误差累积导致的方位角发散。由于磁力计易受到安装过程、安装工艺^[12]和飞行器倾斜的干扰,文献[9]在姿态估计中采用磁力计,但是并未对磁力计进行校准和倾斜补偿,因此直接使用磁力计测量数据估计方位角误差较大。

因此基于以上分析,并针对小型飞行器姿态系统非线性、强耦合的特点^[13-14],提出对磁力计采用最小二乘拟合算法进行校准和结合加速度计对磁力计进行倾斜补

偿,并利用拓展卡尔曼滤波器对磁力计、加速度计和陀螺仪3个传感器的数据进行融合的姿态系统估计方案。

2 磁力计建模与校准

2.1 坐标系定义

磁力计建模采用的当地导航坐标系(local navigation frame)是北-东-地(NED)参考坐标系,磁力计的载体坐标系如图1所示。初始化后磁力计载体坐标系的 X_b 、 Y_b 、 Z_b 三轴分别平行于NED参考坐标系的北、东、地3个方向轴。

本文从NED坐标系变换至载体坐标系的旋转顺序依次为 Z_b 、 Y_b 、 X_b ,旋转正方向为顺时针方向,3次旋转分别用矩阵 $\mathbf{R}_z(\psi)$ 、 $\mathbf{R}_y(\theta)$ 和 $\mathbf{R}_x(\phi)$ 表示如下:

$$\mathbf{R}_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

因此,由NED参考坐标系变换至载体坐标的旋转矩阵 \mathbf{C}_{ned}^b 可表示为:

$$\mathbf{C}_{ned}^b = \mathbf{R}_x(\phi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_z(\psi) \quad (4)$$

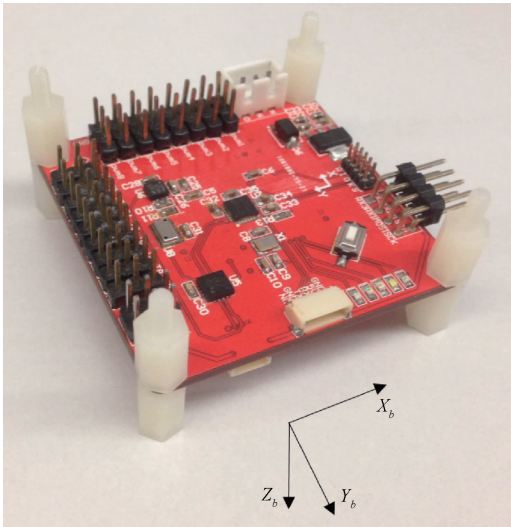


图1 载体坐标系

Fig. 1 The coordinate system of the carrier

2.2 磁力计模型

小型飞行器姿态系统中,磁力计的干扰源主要来自磁力计所在的PCB以及磁力计自身的零飘,两个干扰可

近似为常值干扰,分别设为 V_{PCB} 和 V_{bias} 。

因此,磁力计测量干扰向量可表示为:

$$\mathbf{V}_f = \mathbf{V}_{PCB} + \mathbf{V}_{bias} = \begin{bmatrix} V_{fx} \\ V_{fy} \\ V_{fz} \end{bmatrix} \quad (5)$$

设 \mathbf{B}_{ned} 为在NED参考坐标系下真实的当地磁场向量, $|\mathbf{B}_{ned}| = B$, 设 δ 为当地的磁倾角。

$$\mathbf{B}_{ned} = B \begin{bmatrix} \cos\delta \\ 0 \\ \sin\delta \end{bmatrix} \quad (6)$$

设 \mathbf{B}_m 为磁力计测量的磁场向量,因此磁力计的模型为:

$$\mathbf{B}_m = \mathbf{C}_{ned}^b \mathbf{B}_{ned} - \mathbf{V}_f \quad (7)$$

2.3 磁力计校准与倾斜补偿

根据磁力计的数学模型可知,需要通过估计干扰向量 \mathbf{V}_f 校准磁力计。

本文采用最小二乘拟合算法估计干扰向量 \mathbf{V}_f 的3个未知数。最小二乘拟合通过最小化误差的平方和寻找数据的最佳函数匹配,使得这些求得的数据与实际数据之间误差的平方和为最小。

首先在空间中转动磁力计以获得一定数量的磁场采样点(用于最小二乘拟合的采样点不少6个)。然后根据采样点执行最小二乘拟合算法,估计磁力计干扰向量 \mathbf{V}_f 。最小二乘拟合求解未知参数的数学过程可参考文献[15]。根据最小二乘法估计出干扰向量 \mathbf{V}_f 后,可获得去除干扰向量的磁场测量值 \mathbf{B}_t 。 \mathbf{B}_t 的表达式如下:

$$\mathbf{B}_t = \mathbf{B}_m - \mathbf{V}_f = \begin{bmatrix} B_{tx} \\ B_{ty} \\ B_{tz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

在水平情况下方位角为:

$$\psi = \text{atan}\left(\frac{-B_{ty}}{B_{tx}}\right) \quad (9)$$

当飞行器飞行方向不变,但机身处于非水平时,会导致 B_{tx} 和 B_{ty} 值发生变化,导致式(9)求解的方位角发生变化,与实际情况矛盾,因此需要采用加速度计对磁力计进行倾斜补偿。

设加速度计的测量值为:

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

因此,表示非水平程度的 ϕ 和 θ 为:

$$\phi = \text{atan}\left(\frac{a_y}{a_z}\right) \quad (11)$$

$$\theta = \text{atan}\left(\frac{-a_x}{a_z}\right) \quad (12)$$

由式(1) ~ (12)可求得在一般情况下,方位角计算表达式为:

$$\psi = \operatorname{atan} \left(\frac{-B_{iy} \cos \phi + B_{iz} \sin \phi}{B_{ix} \cos \theta + (B_{iy} \sin \phi + B_{iz} \cos \phi) \sin \theta} \right) \quad (13)$$

3 姿态估计

3.1 滤波器初始化

针对飞行器姿态系统非线性、强耦合的特点,采用拓展卡尔曼滤波器(EKF)进行姿态估计。四元数 $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 和欧拉角都是姿态的表示方式,由于欧拉角存在奇点问题,因此在姿态估计过程中采用四元数表示。

EKF 首次运行前,需要对 EKF 状态向量 \mathbf{x} 、系统噪声 \mathbf{Q} 和测量噪声 \mathbf{R} 进行初始赋值。

根据姿态系统的要求,将 EKF 的状态向量 \mathbf{x} 设计为 10 维向量,分别是 4 维的四元数、3 维的陀螺仪零飘和 3 维的加速度计零飘,陀螺仪的加速度计的零飘为常量, \mathbf{x} 表示为:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ g_{xbias} \\ g_{ybias} \\ g_{zbias} \\ a_{xbias} \\ a_{ybias} \\ a_{zbias} \end{bmatrix} \quad (14)$$

设陀螺仪输出的角加速度为:

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

则状态向量 \mathbf{x} 对时间的微分为:

$$\frac{\partial \mathbf{x}}{\partial t} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 \cdot \omega_x - q_2 \cdot \omega_y - q_3 \cdot \omega_z \\ q_0 \cdot \omega_x - q_3 \cdot \omega_y + q_2 \cdot \omega_z \\ q_3 \cdot \omega_x + q_0 \cdot \omega_y - q_1 \cdot \omega_z \\ -q_2 \cdot \omega_x + q_1 \cdot \omega_y + q_0 \cdot \omega_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

3.2 EKF 系统模型

系统模型的作用是实现状态向量 \mathbf{x} 和误差协方差矩阵 \mathbf{P} 的传播。

状态向量 \mathbf{x} 传播公式为:

$$\mathbf{x}_k^- = \mathbf{x}_{k-1}^+ + \int_{t_{k-1}^+}^{t_k^-} f(\mathbf{x}, t) dt \quad (17)$$

假定传播间隔 τ_s 足够小,则 $f(\mathbf{x}, t)$ 可近似等价于 $\frac{\partial \mathbf{x}}{\partial t}$ 。

因此,状态向量 \mathbf{x} 的更新公式为:

$$\mathbf{x}_k^- = \mathbf{x}_{k-1}^+ + \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial t} \cdot \tau_s \quad (18)$$

$f(\mathbf{x}, t)$ 的雅克比矩阵为:

$$\mathbf{F} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{x} / \partial t}{\partial \mathbf{x}} \quad (19)$$

系统的状态矩阵 \mathbf{A} 可表示为:

$$\mathbf{A} = \mathbf{F} + \mathbf{I} \quad (20)$$

误差协方差矩阵 \mathbf{P} 更新公式为:

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A} \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{A}^T + \mathbf{Q} \quad (21)$$

3.3 EKF 观测模型

观测向量 \mathbf{z} 设计为:

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (22)$$

观测向量 \mathbf{z} 首先由式(11) ~ (13)更新为欧拉角形式,然后再根据式(23),将欧拉角转化为四元数形式。

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right), \\ q_1 &= \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right), \\ q_2 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right), \\ q_3 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \end{aligned} \quad (24)$$

观测矩阵 \mathbf{H} 和卡尔曼增益 \mathbf{K} :

$$\mathbf{H}_k = \frac{\partial \mathbf{z}_k}{\partial \mathbf{x}} \quad (24)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}]^{-1} \quad (25)$$

修正状态向量 \mathbf{x} 和误差协方差矩阵 \mathbf{P} :

$$\mathbf{x}_k^+ = \mathbf{x}_k^- + \mathbf{K}[\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k^-] \quad (26)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K} \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \quad (27)$$

姿态系统估计的流程如图2所示。

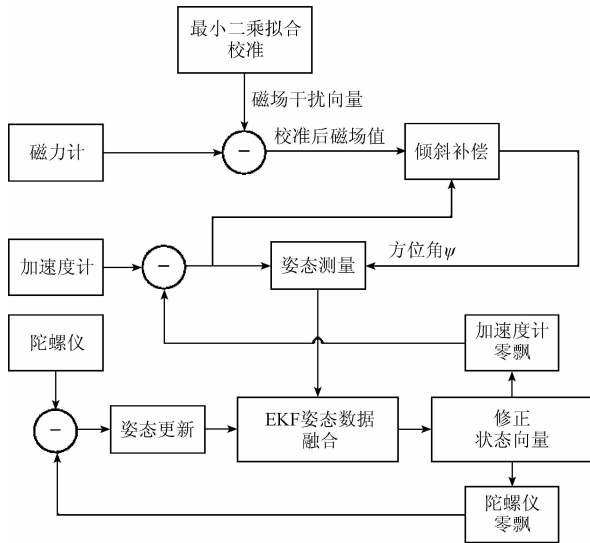


图2 姿态估计流程

Fig. 2 Flow chart of attitude estimation

记录4次采用校准算法和未采用校准算法的方位角数据,并求相邻两个方位角的差值,通过多次测量取均值。测试结果如图5所示。

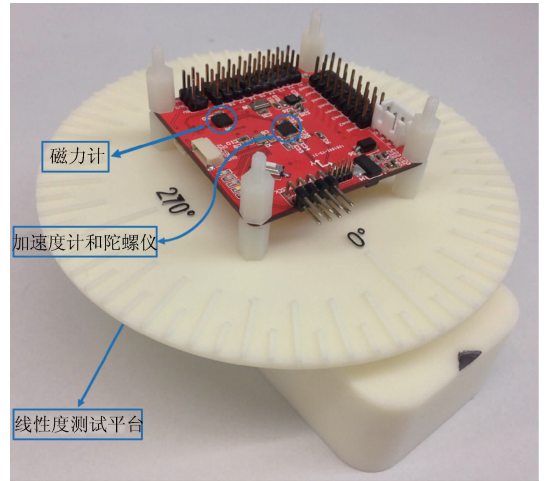


图4 线性度测试平台

Fig. 4 Linearity testing platform

4 实验分析与算法验证

4.1 无磁力计参考对方位角影响测试

姿态系统估计过程中不采用磁力计,仅采用陀螺仪估计飞行器的方位角,静止放置实验板5 min,记录方位角数据如图3所示。

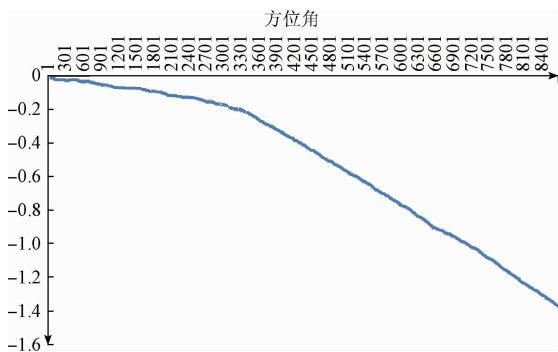


图3 无磁力计参与估计方位角

Fig. 3 The estimation azimuth without magnetic force

由图3可以看出,不使用磁力计作为方位角参考的情况下,方位角由于陀螺仪噪声的累加在较短时间内就开始发散,且随时间的延长发散速度增快,无法收敛。

4.2 磁力计校准效果测试

将实验板安装转动测试平台上,如图4所示。按照转动平台上的刻度,每次转动90°,顺时针转动4次,分别

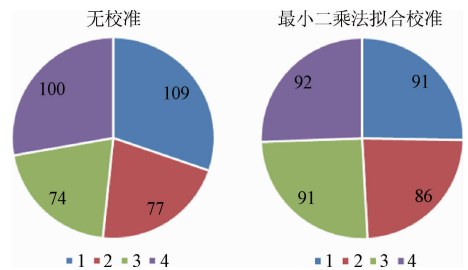


图5 线性度测试结果

Fig. 5 The results of linearity test

从图5的线性度测试结果表明未经校准的测力计在4次转动90°的情况下输出的结果分别是109°、77°、74°和100°,最大误差为19°,输出结果明显非线性。采用最小二乘拟合校准后的磁力计在4次转动90°的情况下输出的结果分别是91°、86°、91°和92°,最大偏差为4°,测试结果表明最小二乘拟合的校准算法有效的校准了磁力计的非线性失真。

4.3 磁力计倾斜补偿效果测试

首先将实验板水平放置($\phi = \theta = 0^\circ$),分别记录未采用倾斜补偿算法和采用倾斜补偿算法的方位角值。然后保持实验板方向不变,分别记录当 $\phi = \pm 40^\circ, \theta = 0^\circ$ 和 $\theta = \pm 40^\circ, \phi = 0^\circ$ 和时,方位角的数值。测试结果如表1所示。

从表1可看出,当实验板处于倾斜状态,未采用倾斜补偿算法方位角最大的相对误差为31.6°,采用倾斜补偿算法方位角最大相对误差为2.6°。采用倾斜补偿算法有效的减小由于飞行器倾斜给方位角的计算带来的误差。

表 1 倾斜补偿测试结果

Table 1 The testing results of tilt compensation

(°)

ϕ	θ	$\psi_x n / \psi_y$	相对误差
0	0	-31.8 / -17.3	0/0
-40	0	-5.9 / -18.1	25.9/0.8
40	0	-46.2 / -14.7	14.4/2.6
0	-40	-27.2 / -17.1	-4.6/0.2
0	40	-63.6 / -16.6	31.8/0.7

4.4 姿态系统动态测试

分别绕 y 、 x 和 z 轴快速转动,测试滤波器对横滚角 (Roll)、俯仰角 (Pitch) 和方位角 (Heading) 的滤波效果。测试结果如图 6 ~ 8 所示。

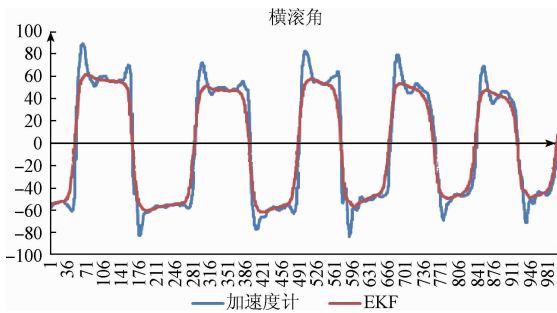


图 6 横滚角测试
Fig. 6 Roll test

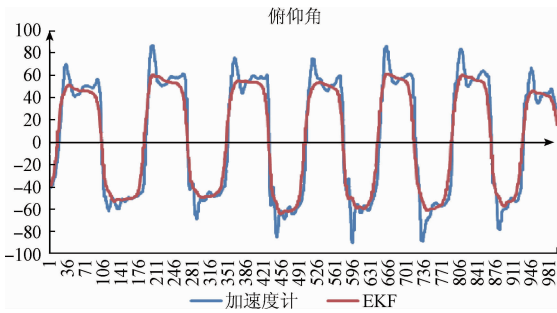


图 7 俯仰角测试
Fig. 7 Pitch test

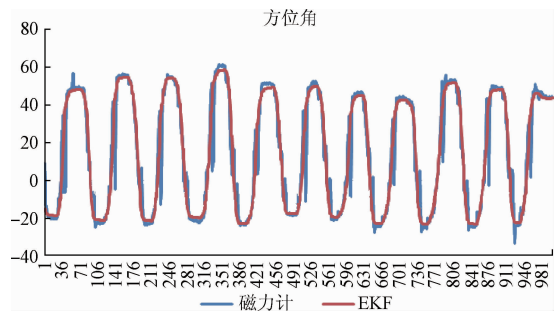


图 8 方位角测试
Fig. 8 Azimuth test

在较强机动性的情况下,加速度计的输出容易产生高频噪声,由图 6 ~ 8 可看出所设计的 EKF 滤波器有效的抑制了横滚角、俯仰角和方位角在快速转动过程中由加速度计所产生的高频噪声。统计 3 个欧拉角在测试时间内的最大最小值以及均值记录于表 2 中。

表 2 欧拉角数据统计

Table 2 Euler angles statistics

(°)

欧拉角	最大值	最小值	均值	最大偏差
Roll	-0.584	-0.7995	-0.672	0.215
Pitch	0.834	0.731	0.778	0.103
Heading	-4.334	-4.798	-4.541	0.464

由图 9 和表 2 可看出,滤波器在测试时间内保持收敛,其中横滚角最大偏差为 0.215°、俯仰角最大偏差为 0.103°、方位角最大偏差为 0.464°。

4.5 S 滤波器稳定性测试

将实验板静止放置 2 h,分别记录横滚角、俯仰角和方位角的数据如图 9 所示。

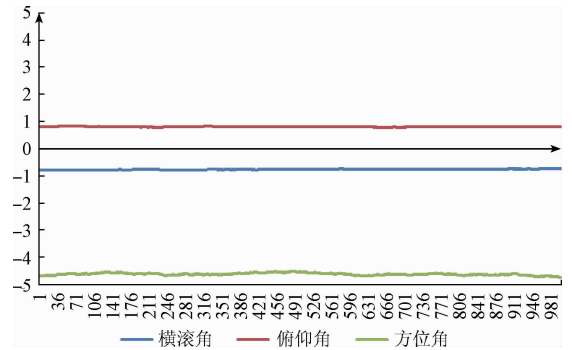


图 9 姿态系统稳定性测试
Fig. 9 Attitude system stability test

由陀螺仪每个轴存在零漂,零漂随时间的累积会导致姿态解算结果不收敛,如图 3 所示。如图 9 所示,采用 EKF 估计陀螺仪的零漂,并结合加速度计和磁力计进行校准,在 2 h 的稳定测试中,3 个姿态角都能够一直保持收敛,表明设计的滤波器能够稳定的估计飞行器的姿态。

4.6 滤波器抗干扰能力测试

滤波器的抗干扰测试中,将本文所设计的滤波器与四元数互补滤波器做对比测试,测试中将设备绕着 x 轴,由水平位置 ($Roll = 0^\circ$) 转动至一定的角度再快速转回至水平位置,分别观察两个滤波器的输出,以及相应的加速度计的输出,以测试本文设计的滤波器对比普通的互补滤波器的响应速度以及抗干扰的能力,测试结果如图 11 和 12 所示。

由图 11 和 12 可看出,当设备由一定的角度,快速转回至水平位置,由于设备与水平面的撞击,导致加速度计

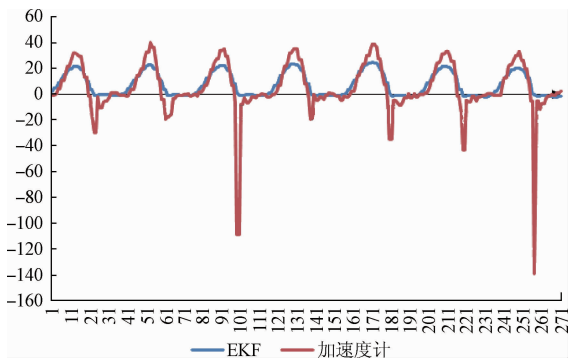


图 11 EKF 的响应和抗干扰测试

Fig. 11 EKF response and anti-interference test

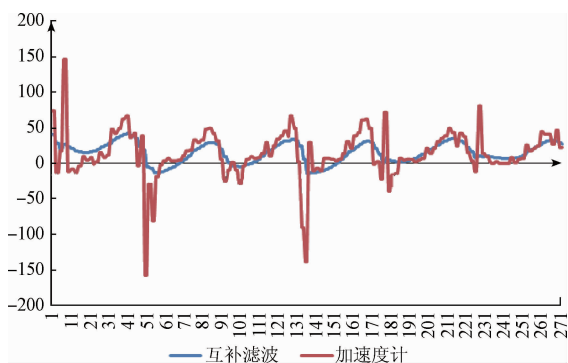


图 12 互补滤波器的响应和抗干扰测试

Fig. 12 Complementary filter response and anti-interference test

再撞击的瞬间产生了较大的噪声。图 11 中,采用 EKF 的滤波方式,横滚角能够快速回到 0° ,而且不会因为撞击瞬间加速度计的噪声,使得所测量出来的横滚角为负值。图 12 中,由于快速的转动,导致互补滤波器估计出来的横滚角出现了严重的滞后(没有及时回到 0°)和由于设备与水平面的撞击加速度计产生的高频噪声使得估计的横滚显示为负值。

因此由图 11 和 12 的对比中,可知本文所设计的滤波器相比于传统的四元数互补滤波器响应速度更快,抗干扰的能力更强,估计的姿态更准确。

5 结论

目前,小型飞行器的姿态估计大多只采用加速度计和陀螺仪或采用磁力计但未对其进行校准和倾斜补偿。不使用磁力计将会导致飞行器的方位角在短时间内就开始发散,未经对磁力计进行校准和倾斜补偿导致磁力计的输出误差较大。在实际应用中使用磁力计并对其进行最小二乘拟合算法的校准和倾斜补偿,再利用 EKF 滤波器将磁力计、加速度计和陀螺仪的数据进行融合的姿态

系统估计方案对比与传统的互补滤波器具有更快的响应速度以及更强的抗干扰能力,能使小型飞行器姿态系统更加稳定准确可靠。

参考文献

- [1] 郭晓鸿,杨忠,陈喆,等. EKF 和互补滤波器在飞行姿态确定中的应用[J]. 传感器与微系统,2011,30(11): 149-152.
GUO X H, Y ZH, CHEN ZH, et al. Application of extended Kalman filter and complementary filter in attitude estimation [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2011, 30(11): 149-152.
- [2] 张勇刚,张云浩,李宁. 基于互补滤波器的 MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. 系统工程与电子技术, 2014,36(11):2272-2279.
ZHANG Y G, ZHANG Y H, LI N. MEMS/GPS/geomagnetic integrated navigation system based on complementary filter [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 11(36): 2272-2279.
- [3] 乔相伟,周卫东,吉宇人. 用四元数状态切换无迹卡尔曼滤波器估计飞行器姿态[J]. 控制理论与应用, 2012,29(1):97-103.
QIAO X W, ZHOU W D, JI Y R. Aircraft attitude estimation based on quaternion state-switching unscented Kalman filter[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(1): 97-103.
- [4] MARKELY F L. Attitude error representations for Kalman filtering [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 63(2): 311-317.
- [5] 徐焯烽,仇海涛,何孟珂. 微小型航姿测量系统设计及误差补偿[J]. 仪器仪表学报, 2010, 31(10): 2221-2227.
XUE Y F, CHOU H T, HE M K. Design and error compensation of miniature AHMS[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2010, 31(10): 2221-2227.
- [6] 陈孟元,谢义建,陈跃东. 基于四元数改进型互补滤波的 MEMS 姿态解算[J]. 电子测量与仪器学报, 2015, 29(9): 1391-1397.
CHEN M Y, XIE Y J, CHEN Y D. Attitude estimation of MEMS based on improved quaternion complementary filter [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2015, 29(9): 1391-1397.
- [7] 梁延德,程敏,何福本,等. 基于互补滤波器的四旋翼飞行器姿态解算[J]. 传感器与微系统, 2011, 30(11): 56-61.
LIANG Y D, CHENG M, HE F B, et al. Attitude estimation of a quad-rotor aircraft based on complementary filter [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2011, 30(11): 56-61.

- [8] 史智宁,韩波,徐玉. 基于重力场自适应互补滤波的无人直升机水平姿态估计方法[J]. 传感技术学报, 2009,22(7):993-996.
SHI ZH N, HAN B, XU Y. Horizontal attitudes determination based on gravity adaptive complementary filter for unmanned helicopter [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators,2009,22(7):993-996.
- [9] 贾瑞才. 基于四元数 EKF 的低成本 MEMS 姿态估计算法[J]. 传感技术学报,2014, 27(1):90-95.
JIA R C. Attitude estimation algorithm for low cost MEMS based on quaternion EKF[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators,2014,27(1):90-95.
- [10] 宋宇,翁新武,郭昕刚. 基于四元数 EKF 算法的小型无人姿态估计[J]. 吉林大学学报:理学版,2015, 53(3):511-518.
SONG Y, WENG X W, GUO X G. Small UAV attitude estimation based on the alg-orithm of quaternion extended Kalman filter [J]. Journal of Jilin University: Science Edition,2015,53(3):511-518.
- [11] 闫林波,贾维敏,姚敏立,等. 基于扩展卡尔曼滤波的动中通低成本姿态估计[J]. 电光与控制,2013, 20(7):53-57.
YAN L B, JIA W M, YAO M L, et al. Low-cost attitude estimation based on extended Kalman filter for satcom-on-the-move [J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(7):53-57.
- [12] 庞鸿锋,潘孟春,陈棣湘,等. 基于无迹卡尔曼滤波和设备的三轴磁强计校正[J]. 仪器仪表学报,2012, 33(8):1800-1805.
PANG H F, PAN M CH, CHEN D X, et al. Error calibration of three axis magnetometer based on UKF and equipment[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012,33(8):1800-1805.
- [13] 刘峰,吕强,王国胜,等. 四轴飞行器姿态控制系统设计[J]. 计算机测量与控制,2011,19(3):583-616.
LIU F, LV Q, WANG G SH, et al. Design of attitude control system for quadrotor[J]. Computer Measurement & Control,2011,19(3):583-616.
- [14] 韩艳铎,周凤岐,周军. 基于反馈线性化和变结构控制的飞行器姿态控制系统设计[J]. 航宇学报,2004, 25(6):637-641.
HAN Y H, ZHOU F Q, ZHOU J. Aircraft attitude control system based on feedback linearization and variable structure control desi-gn [J]. Journal of Astronautics, 2004,25(6):637-641.
- [15] FITZGIBBON A, PILU M, FISHER R B. Direct least square fitting of ellipses [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1999, 21(5):476-480.

作者简介



方根在,1990年出生,湖南大学硕士研究生,主要研究方向为嵌入式系统及其应用。

E-mail: genzaifang@163.com

Fang Genzai was born in 1990, M. Sc. candidate in Hunan University. His present research interest includes embedded system and its application.



黎福海,1964年出生,湖南大学电气与信息工程学院教授,主要研究方向为嵌入式系统及其应用,电子技术应用。

Li Fuhai was born in 1964, professor in College of Electrical and Information Engineering, Hunan University. His present research interest includes embedded system and its application, and application of electronic technique.