

微小型无人直升机地磁导航算法研究

徐玉¹, 任沁源², 孙文达², 李平²

(1. 温州大学 物理与电子信息工程学院, 浙江 温州 325035; 2. 浙江大学 控制科学与工程学系, 浙江 杭州 310027)

摘要:以微小型无人直升机为背景,提出了一种基于多传感器融合的地磁导航算法。在分析捷联磁力计输出模型的基础上,提出用基于递推最小二乘的椭球校正法校正捷联磁力计的零位偏差和比例系数误差,取得了比椭圆校正法更好的效果;然后将磁力计和陀螺仪输出进行互补滤波融合以提高航向测量的动态性能并抑制高频磁场干扰;最后对估计地磁场进行倾角补偿获得航向角估计。实验结果表明:利用该算法得到的航向角静态估计误差小于 1.5° ,在无人直升机的自主悬停、航线飞行和自主降落飞行模态中能很好地实现航向角控制与横纵向速度分解。该地磁导航算法完全可以满足微小型无人直升机自主飞行的要求。

关键词:飞行器控制、导航技术;地磁导航;椭球校正法;互补滤波融合;航向角

中图分类号: V249.32⁺9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2011)03-0337-06

A Geomagnetic Navigation Algorithm for Miniature Unmanned Helicopter

XU Yu¹, REN Qin-yuan², SUN Wen-da², LI Ping^{1,2}

(1. College of Physics and Electronic Information Engineering, Wenzhou University, Wenzhou 325035, Zhejiang, China;

2. Department of Control Science and Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, Zhejiang, China)

Abstract: A geomagnetic navigation algorithm for miniature unmanned helicopter is presented. On the basis of the analysis of strapdown magnetometer output model, an ellipsoid hypothesis correction algorithm is introduced to compensate the zero bias and scale factor error based on recursive least square. The corrected geomagnetic measurements are then fused with the measurements of strapdown gyros using complementary filter. The yaw angle is finally calculated from the tilt compensated geomagnetic measurements. The experiment results show that the static yaw angle estimation error derived from the proposed algorithm is less than 1.5° , and in the autonomous hovering, trajectory tracking and landing flight modals of miniature autonomous helicopter, the algorithm can well realize the yaw angle control and the decoupling of longitudinal and lateral velocity. Thus, the proposed geomagnetic navigation algorithm can meet the requirements of miniature autonomous helicopter.

Key words: control and navigation technology; geomagnetic navigation; ellipsoid hypothesis correction algorithm; complementary filtering fusion; yaw angle

相比固定翼无人机,无人直升机特有的低空低速性能好、可垂直起降和空中悬停的优点使其非常适合在战场前沿、舰船甚至车上起降,执行超低空飞行任务。无人直升机的这些飞行特性对自主飞行控

制系统的横纵向速度控制性能提出了很高的要求,而横纵向速度的测量非常依赖于航向测量对GPS速度的分解。目前,绝大多数无人直升机只能通过电子罗盘对地磁的测量获得航向信息^[1-2]。地磁场

收稿日期: 2009-12-01

基金项目: 国家“863”高技术研究发展计划资助项目(2006AA10Z204)

作者简介: 徐玉(1982—),男,助理研究员,博士。E-mail: xuyu_wzu@163.com

是弱磁场, 机载电子设备的电流磁场、通讯设备的电磁场以及飞机姿态的变化等因素都会使磁航向测量产生误差, 这些误差会导致错误的横纵向速度分解进而影响无人直升机自主飞行的稳定性。

本文提出的微小型无人直升机地磁导航算法通过磁力计校正和多传感器信息融合提高磁航向测量的精度和动态性能。飞行实验表明, 利用本文提出的算法得到的航向测量具有良好的静态精度和动态性能, 完全可以满足无人直升机自主飞行的要求。

1 捷联磁力计误差的椭球校正法

1.1 捷联磁力计输出模型

地磁场是弱磁场, 微小的干扰也会对其测量产生影响, 磁力计的主要误差来源有^[3]: 硬磁干扰、软磁干扰、比例系数误差、安装误差等。

硬磁干扰由硬铁材料和电流产生的磁场导致, 它不随地磁场的作用而改变磁性。硬磁干扰可分为载体外硬磁干扰与载体内硬磁干扰; 由于无人直升机是在空中不断运动的, 来自载体外的硬磁干扰很少并且持续时间会很短, 因此可以视为高频干扰; 载体内的硬磁干扰相对载体坐标系是恒定的, 因此其主要影响是在磁力计上产生恒定的零位偏差。

软磁干扰是由软铁材料经地磁场磁化作用产生的随地磁场强度、方位改变而变化的干扰, 它在磁力计输出叠加变化的干扰, 这种干扰较难处理, 所幸微小型无人直升机在制造中极少用到软磁材料, 因此在其应用场合软磁干扰可以忽略。

磁力计的制造工艺也会不可避免地引入零位偏差和比例系数误差, 后期的信号调理电路、模数转换电路也会产生比例系数误差。安装误差指磁力计安装偏差产生的误差, 通过精密工装、精心调节, 安装误差可以限制在较小的范围内, 其造成的影响比硬磁干扰、比例系数误差要小很多。

综上所述, 磁力计输出模型可以简化为

$$H_i^b = s_i H_i^0 + \delta_i + n, \quad (1)$$

式中: H_i^b 为体坐标系下某轴磁力计原始输出; s_i 、 H_i^0 、 δ_i 、 n 分别为相应的比例系数误差、真实磁场强度、零位偏差和测量噪声。

1.2 基于递推最小二乘的椭球校正法

磁力计误差校正方法可分为磁航向域和磁场域 2 种校正方法^[3]。磁航向域校正方法以真实磁航向与测量磁航向为输入, 利用最小二乘算法估计航向误差^[4], 它可以同时补偿硬磁干扰和软磁干扰, 但需要知道真实的磁航向, 这给实际应用造成了困难。

磁场域的校正方法目前应用比较普遍的是椭圆校正法, 它将捷联磁力计输出投影到水平面内利用椭圆假设进行校正, 它只校正了捷联磁力计 6 个误差参数中的 4 个, 因此 D Gebre-Egziabher 提出了椭球校正法^[3,5], 该算法可以实现捷联磁力计 6 个误差参数的完全校正, 本文将其采用的最小二乘估计改进为递推最小二乘估计, 以降低存储和计算量并实现校正结果的实时查看, 方便工程应用。

地磁场强度在距离变化不大的情况下可以视为恒定的, 理想情况下捷联磁力计的输出应该分布在以原点为球心、地磁场强度为半径的球面上, 但由于传感器的零位偏差和比例系数误差, 该球会偏离原点并被拉成椭球:

$$\left(\frac{H_x^b - \delta_x}{s_{fx}}\right)^2 + \left(\frac{H_y^b - \delta_y}{s_{fy}}\right)^2 + \left(\frac{H_z^b - \delta_z}{s_{fz}}\right)^2 = H_0^2, \quad (2)$$

式中: H_x^b 、 H_y^b 、 H_z^b 为三轴磁力计原始测量值; δ_x 、 δ_y 、 δ_z 为三轴磁力计零位偏差; s_{fx} 、 s_{fy} 、 s_{fz} 为三轴磁力计比例系数; H_0 为本地地磁场强度。(2)式可展开为

$$y = a \times c, \quad (3)$$

$$y = -(H_x^b)^2, \quad (4)$$

$$a = [-2H_x^b (H_y^b)^2 - 2H_y^b (H_x^b)^2 - 2H_z^b], \quad (5)$$

$$c = \begin{bmatrix} \delta_x \\ (s_{fx}/s_{fy})^2 \\ \delta_y (s_{fx}/s_{fy})^2 \\ (s_{fx}/s_{fz})^2 \\ \delta_z (s_{fx}/s_{fz})^2 \\ [\delta_x^2 + \delta_y^2 (s_{fx}/s_{fy})^2 + \delta_z^2 (s_{fx}/s_{fz})^2 - H_0^2 s_{fx}^2] \end{bmatrix}. \quad (6)$$

由(3)式即可利用三轴磁力计输出估计 c 。为了获得最好效果, 必须取足够多的遍历整个椭球面的数据, 这将给系统的存储和计算造成很大负担, 因此本文采用递推最小二乘算法来估计 c 。算法具体步骤为:

1) 取初值: $c_0 = [0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 0 \ -H_0^2]^T$, 即 $\delta_{x0} = \delta_{y0} = \delta_{z0} = 0$, $s_{fx0} = s_{fy0} = s_{fz0} = 1$; $P_0 = 1\ 000 \times I_6$, I_6 为 6 维单位阵;

2) 将三轴传感器分别绕三轴旋转;

3) $K = P_N a_{N+1}^T / (1 + a_{N+1}^T P_N a_{N+1})$; $P_{N+1} = (I_6 - K a_{N+1}) P_N$; $c_{N+1} = c_N + K (y_{N+1} - a_{N+1} c_N)$;

4) 若 c 收敛, 到步骤 5; 否则, 返回步骤 2。

5) 根据(6)式计算三轴磁力计的零位偏差和比例系数误差。

估计得到的零位偏差和比例系数误差即可作为校正参数用于磁力计的校正。为了验证算法的有效性,我们进行了100 000次的Mento-Carlo仿真,每次仿真 H_0 取1,零位偏差和比例系数分别按 $[-0.5, 0.5]$, $[0.8, 1.2]$ 的均匀分布随机生成;然后随机生成椭圆上的10 000个样本点并叠加标准差0.01的白噪声作为捷联磁力计输出;最后用这些样本点估计传感器误差参数并与真实误差参数进行比较。100 000次仿真中零位偏差最大为 1.1×10^{-3} ,比例系数误差最大为 2.4×10^{-3} ,它们造成的误差远小于测量噪声的标准差,对航向解算精度影响已经很小。

2 地磁/惯性传感器融合与航向解算

2.1 基于互补滤波器的多传感器信息融合算法

椭圆校正法可以对捷联磁力计的零位偏差和比例系数误差进行校正,但对于载体外的硬磁干扰、机载电子设备的电磁场干扰等高频干扰却无能为力,因此只能利用低通滤波器消减这些高频干扰。而微小型无人直升机的控制对航向、速度的动态性能要求非常高,因此本文利用互补滤波器对磁力计和陀螺仪输出进行信息融合,充分利用陀螺仪的高频动态和磁力计的低频精度获得长期稳定、响应迅速的航向信息。

磁力计、陀螺仪、加速度计可以利用EKF、UKF、PF等融合方法估计欧拉角、四元数、罗德里格参数等姿态参数获得航向^[6-8],也可以分别估计地磁场和重力场在体坐标系下的分量进而解算获得航向^[9],地磁场在体坐标系下的分量 H^b 、北东地坐标系的分量 H^n 、方向余弦阵 C_n^b 的关系为 $H^b = C_n^b H^n$,考虑到 H^n 在十几公里的范围内基本恒定,将该式微分可得

$$\dot{H}^b = \dot{C}_n^b H^n = -\omega \times C_n^b H^n = -\omega \times H^b, \quad (7)$$

式中: ω 为陀螺仪测量的体坐标系下的旋转角速度。考虑到磁力计和陀螺仪在频域上的互补特性以及算法在单片机等计算能力较弱的系统上实现,本文采用了一种低计算量的互补滤波器来实现传感器信息的融合。记 $\hat{H}^b = [\hat{H}_x^b \ \hat{H}_y^b \ \hat{H}_z^b]^T$ 为体坐标系下地磁分量的估计值; H_m^b 为磁力计经零位和比例系数校正后的输出值, $\hat{H}^b(s)$ 、 $\omega(s)$ 、 $H_m^b(s)$ 分别为 \hat{H}^b 、 ω 、 H_m^b 的拉氏变换,那么

$$\begin{aligned} \hat{H}^b(s) &= k\hat{H}^b(s)/(s+k) + s\hat{H}^b(s)/(s+k) \approx \\ &kH_m^b(s)/(s+k) - \omega(s) \times \hat{H}^b(s)/(s+k), \end{aligned} \quad (8)$$

式中: $k/(s+k)$ 具有低通特性,而 $s/(s+k)$ 具有高通特性,且两者和为1,低频和高频分量分别由磁力计和陀螺仪提供,因此该滤波器能有效抑制磁力计的高频噪声和陀螺仪的低频漂移;整个滤波器仅需要一个调整磁力计截止频率的参数 k ,整定方便。(8)式可变换为

$$\dot{\hat{H}}^b = k(H_m^b - \hat{H}^b) - \omega \times \hat{H}^b. \quad (9)$$

(9)式可离散化为

$$\begin{aligned} \hat{H}^b(n+1) &= \\ \hat{H}^b(n) &+ [k[H_m^b(n) - \hat{H}^b(n)] - \omega(n) \times \hat{H}^b(n)]T_s, \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $T_s = 0.02$ s为采样周期,获得磁力计和陀螺仪测量后利用(10)式即可递推求解地磁场在体坐标系下的估计值 \hat{H}^b ,实际应用中陀螺仪更新较快而磁力计更新较慢,在没有磁力计更新时 $H_m^b(n) - \hat{H}^b(n)$ 作零阶保持。相比Kalman滤波器,互补滤波器虽然不是最优滤波器,但它不需要系统噪声和测量噪声的先验信息且仅需调整一个与截止频率有关的参数 k ,结构简单、计算量小且易于实现,具有很强的实用性。

2.2 航向解算

在微小型无人直升机的应用场合,捷联磁力计很少处于水平状态,因此在解算航向角前要进行倾角补偿。俯仰角 θ 和横滚角 ϕ 这2个倾角一般通过加速度计对重力的观测得到^[10],但由于加速度计同时对重力加速度和运动加速度敏感,为了防止有害运动加速度的影响,一般要将倾角测量的截止频率滤得很低,这使得其很难满足微小型无人直升机的应用要求。因此本文也应用互补滤波器将陀螺仪输出和加速度计输出进行融合,充分利用陀螺仪的高频动态和加速度计对重力测量的低频精度,获得高动态且不易受运动加速度影响的重力场观测;然后利用估计的重力场分量计算得到俯仰角和横滚角的估计 $\hat{\theta}$ 和 $\hat{\phi}$;最后利用倾角估计将地磁场分量的估计投影到水平面并计算磁航向角 $\hat{\psi}_m$ ^[11-13]:

$$H_x = \hat{H}_x^b \cos \hat{\theta} + \hat{H}_z^b \sin \hat{\theta} \sin \hat{\phi} + \hat{H}_y^b \sin \hat{\theta} \cos \hat{\phi}, \quad (11)$$

$$H_y = \hat{H}_y^b \cos \hat{\phi} - \hat{H}_z^b \sin \hat{\phi}, \quad (12)$$

$$\psi_m = \begin{cases} \arctan(-H_y/H_x), & H_x > 0 \text{ 且 } H_y \leq 0; \\ \pi/2, & H_x = 0 \text{ 且 } H_y < 0; \\ \pi + \arctan(-H_y/H_x), & H_x < 0; \\ 3\pi/2, & H_x = 0 \text{ 且 } H_y > 0; \\ 2\pi + \arctan(-H_y/H_x), & H_x > 0 \text{ 且 } H_y > 0. \end{cases} \quad (13)$$

式中: H_x 、 H_y 分别为经过校正的磁力计输出在磁北东地坐标系 X 和 Y 轴上的水平投影。最终的真北航向角为: $\psi = \psi_m + \alpha$, α 为磁偏角。

2.3 基于 WMM2010 世界地磁模型的磁偏角计算

磁偏角是地球磁北线与真北线之间的夹角, 由于地球磁场是不规则和长期变化的, 磁偏角在世界各地也呈不规则分布, 只能通过地磁场模型计算得到。目前通用的地磁场模型有国际地磁参考场 (IGRF) 和世界地磁模型 (WMM)^[14], 本文选用 WMM2010 计算磁偏角, 相比国际地磁参考场, 其阶数低、计算复杂度小, 更易在嵌入式系统上实现。

WMM 通过观测各地的地磁参数并用球谐函数进行拟合, 模型的输入参数为地理坐标 (经度、纬度、高程) 和时间, 输出为地磁分量、磁偏角、磁倾角等参数, 具体计算步骤为:

- 1) 将地理坐标转换成椭球地理坐标;
- 2) 利用模型的主磁场变量系数和磁场长期变化系数及时间计算模型的高斯系数;
- 3) 利用球谐函数计算地理坐标系下的地磁场分量;
- 4) 将地理坐标系下的地磁场分量转换到北东地坐标系并计算磁偏角。

具体的模型系数和计算公式可参见 2010—2015 世界地磁模型报告^[14], 由于地球磁场是长期变化的, 模型系数每 5 年需更新一次。

3 算法实现与应用

3.1 算法实现

为了验证算法的有效性, 我们在自制的导航与飞行控制平台上实现了该算法并将其用于图 1 所示微型无人直升机的自主飞行控制。



图 1 自主飞行中的微型无人直升机

Fig. 1 Mini autonomous helicopter in autonomous flight

导航与飞行控制平台由 ADXRS300 捷联陀螺仪、ADXL103/203 (LIS3L06AL) 捷联加速度计、HMC1021/1022 捷联磁力计、Novatel OEM4 G2L

GPS、下级控制器、PC104 飞行控制计算机、数传电台、地面站及相应的电源模块组成。陀螺仪、加速度计、磁力计信号由下级控制器的 14 位 AD 采集, 下级控制器、GPS 通过串口与飞行控制计算机连接, 飞行控制计算机负责导航和飞行控制算法并通过下级控制器控制舵机。在陀螺仪、加速度计融合得到的俯仰角和横滚角的基础上, 利用本文算法对磁力计输出进行校正、融合并解算得到航向; 这 3 个姿态角一方面直接作为反馈值用于无人直升机的姿态控制, 另一方面用于解算加速度计输出的高频运动加速度信息; 该信息与 GPS 输出的速度、位置信息进行互补滤波融合获得用于飞行控制的速度、位置信息。具体的控制算法详见文献[11]。

3.2 捷联磁力计校正实验结果

在捷联磁力计的校正过程中, 传感器要绕三轴转动, 充分遍历椭球的 6 个顶点后参数 c 就能收敛, 实验中在平台上人为加了一个磁珠以作为干扰。图 2 给出了校正前后捷联磁力计的幅值, 理想情况下这个幅值应该恒为 H_0 (实验时刻当地的 H_0 为 48 200.7 nT)。由图 2 中可以看出: 受零位偏差和比例因子误差的影响, 未校正的磁力计幅值偏离了 H_0 , 与 H_0 的误差最大值达到了 $0.31H_0$; 经过零位偏差和比例因子误差补偿后, 三轴磁力计的幅值偏离 H_0 最大值仅为 $0.03H_0$ 。

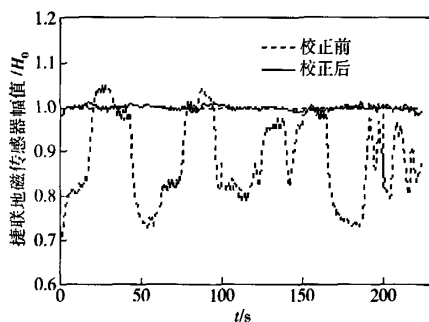


图 2 捷联磁力计输出幅值

Fig. 2 The magnitude of strapdown magnetometers

捷联磁力计的校正效果直接影响到航向测量的静态精度, 因此设计了静态航向测量实验以验证校正的效果, 作为对比在同样的平台上同时利用椭圆校正法对磁力计进行校正并计算得到航向角。实验中以 45° 为差值分别读取 8 个航向上水平和滚转 -20° 情况下 2 种校正法得到的航向值, 并计算航向角变化误差和水平与滚转时航向角的差值, 结果如表 1 所示。

理想情况下, 载体每转 45° 航向角变化 $\Delta\psi$ 也应

表1 椭球校正法与椭圆校正法的
静态航向测量精度

Tab.1 The static yaw angle measurement accuracy of ellipsoid
and ellipse hypothesis calibration algorithm

标号	45°航向角变化误差/(°)		水平和滚转时航向角差值/(°)	
	椭圆校正法	椭球校正法	椭圆校正法	椭球校正法
1	-0.73	-0.85	-5.03	-0.07
2	-0.70	-0.14	-2.94	0.44
3	-1.28	1.20	0.14	0.21
4	-2.19	1.48	3.00	-0.25
5	0.57	2.42	5.63	-0.20
6	2.04	-0.44	4.49	-0.14
7	5.13	-1.28	-0.44	-0.58
8	-2.47	-1.97	-2.40	-0.09

是45°,因此将航向角变化误差 $\Delta\psi-45^\circ$ 作为评价标准,它变化越小,航向测量精度越高。在相隔45°的8个航向上,椭圆校正法航向角变化误差最大值为5.13°,有效值为2.35°;这主要是因为椭圆校正法对捷联磁力计输出在水平面上的投影进行了校正,仅是2维的校正法,且对Z轴传感器的校正效果特别差,这在载体有横滚角和俯仰角变化时对航向角输出影响很大;载体在同一航向上,横滚角变化不会对航向角产生影响,实验中椭圆校正法在8个航向上水平和滚转情况下航向差值最大值和有效值却达到了5.63°和3.55°,这主要是由于滚转角较大时Z轴磁力计在水平投影中所占比例加大,而椭圆校正法对Z轴校正效果差导致的。而椭球校正法对三轴传感器的6个参数进行了校正,是真正意义上的三维校正法,因此45°航向角变化误差的最大值(2.42°)、有效值(1.41°),水平和滚转情况下航向角差值的最大值(0.58°)和有效值(0.30°)均远远小于椭圆校正法得到的结果。

3.3 微小型无人直升机自主飞行实验结果

无人直升机的速度一般是分解为横向、纵向、垂向分别进行控制的,横纵向速度的测量主要依赖于航向角对北东地坐标系下速度的分解。如果航向角测量存在误差,载体横向或纵向运动会在纵向或横向上产生不应有的速度测量,引起相应速度控制器的误动作;在无人直升机自主悬停时,这会引起横纵向速度控制的振荡甚至发散,导致悬停位置误差变大;而在无人直升机沿直线航线飞行时,航向误差会使飞机偏离航线,为使飞机压航线飞行横向位置控制器会给出非0的速度设定值使飞机侧滑到航线

上。

为此在图1所示的微小型无人直升机上进行了自主悬停、自主航线飞行、自主降落一系列飞行动作来验证地磁导航算法的性能,实验中无人直升机手动起飞切换到自主悬停,然后依次穿越图3所示的航点,前飞到达航点1.5 m的范围内,无人直升机切换到自主悬停并转弯,然后固定航向压航线前飞到下一航点,最后在航点4自主降落。图3、图4分别给出了自主飞行过程中的水平航迹、航向、横纵向速度及相应的设定值,由图可以看出:在最开始的自主悬停和最后的自主降落中,无人直升机的水平位置均在直径1.2 m的圆内,横纵向速度都很小;在直线航线飞行的过程中,纵向速度较大时,横向速度及其设定值都很小,飞机能很好地压航线飞行。这也表明本文提出的地磁导航算法得到的航向测量完全可以满足无人直升机自主飞行的要求。

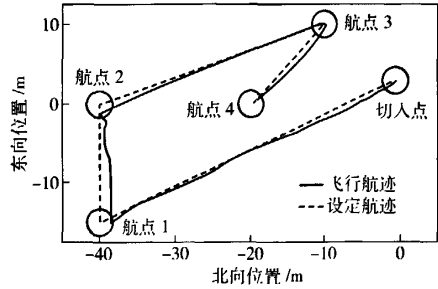


图3 微小型无人直升机自主飞行航迹图
Fig.3 The flight path of mini autonomous helicopter

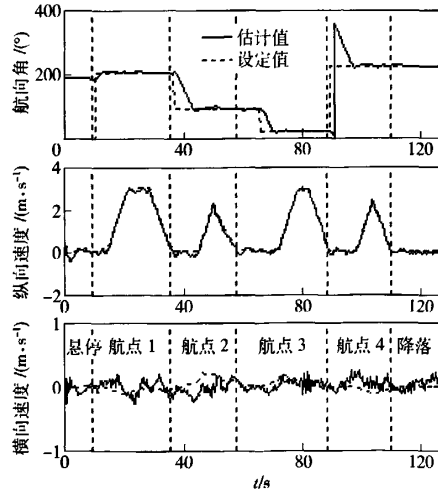


图4 微小型无人直升机自主飞行的航向和速度估计
Fig.4 The yaw angle and velocity estimations of flying
mini autonomous helicopter

4 结论

本文提出的地磁导航算法有效解决了微小型无人直升机的航向测量问题。该算法首先通过一种新颖的基于递推最小二乘的椭球校正法实现了对捷联磁力计零位偏差和比例系数误差等低频干扰的三维校正,与椭圆校正法的对比实验验证了其有效性;然后将校正后的传感器输出与捷联陀螺仪输出进行互补滤波融合,充分利用陀螺仪的高频动态性能和磁力计的低频精度,抑制高频磁场干扰的影响,获得的精度和动态性能都能满足微小型无人直升机自主飞行需要的航向估计。利用该算法得到的航向角静态估计误差小于 1.5° ,微小型无人直升机的自主悬停、航线飞行及自主降落实验均证明了该算法的有效性。

参考文献 (References)

- [1] Cavrilets V. Autonomous aerobatic maneuvering of miniature helicopter[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2003.
- [2] Buskey G, Roberts J M, Corke P, et al. Sensing and control for a small size helicopter[J]. *Experimental Robotics*, 2003, 8(5): 476 - 486.
- [3] Gebre-Egziabher D. Design and performance analysis of a low-cost aided deadreckoning navigator[D]. California: Stanford University, 2004.
- [4] 魏萍. 基于 ARM 的嵌入式航向姿态参考系统的研究[D]. 杭州:浙江大学, 2006.
WEI Ping. Research on embedded heading and attitude reference system based on ARM[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2006. (in Chinese)
- [5] Gebre-Egziabher D, Elkaim G H, Powell J D, et al. Calibration of strapdown magnetometers in magnetic field domain[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2006, 19(2): 87 - 102.
- [6] Gebre-Egziabher D, Hayward R C, Powell J D. Design of multi-sensor attitude determination systems[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2004, 40(2): 627 - 649.
- [7] Choukroun D, Bar-Itzhack I Y, Oshman Y. Novel quaternion Kalman filter[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2006, 42(1): 174 - 179.
- [8] Ma G F, Jiang X Y. Unscented Kalman filter for spacecraft attitude estimation and calibration using magnetometer measurements[J]. *Proceedings of 4th International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, 2005, (1): 506 - 511.
- [9] Zhu R, sun D, Zhou Z Y, et al. A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS - based sensors[J]. *Measurement*, 2007, 40(3): 322 - 328.
- [10] 刘武发, 蒋 蓁, 龚振邦. 基于磁阻和 MEMS 加速度传感器的电子罗盘设计及应用[J]. *兵工学报*, 2009, 29(2): 243 - 248.
LIU Wu-fa, JIANG Zhen, GONG Zhen-bang. Design and application of electronic compass based-on magneto resistive sensor & MEMS accelerometer[J]. *Acta Armamentarii*, 2009, 29(2): 243 - 248. (in Chinese)
- [11] 方舟. 小型无人机的辨识建模与运动控制[D]. 杭州:浙江大学, 2008.
FANG Zhou. Identification modeling and motion control of mini unmanned aerial vehicle[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2008. (in Chinese)
- [12] 徐玉. 微小型无人直升机飞控平台与姿态融合算法研究[D]. 杭州:浙江大学, 2008.
XU Yu. Study of flight control platform and attitude fusion algorithms for mini autonomous helicopter[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2008. (in Chinese)
- [13] 徐玉, 任沁源, 孙文达, 等. 微小型无人直升机低成本组合导航系统设计与实现[C]// 第八届全国智能控制与自动化大会, 济南: 山东大学, 2010, 1: 6842 - 6847.
XU Yu, REN Qin-yuan, SUN Wen-da, et al. Design and implementation of low cost integrated navigation system for mini autonomous helicopter[C]// The 8th world congress on intelligent control and automation, Jinan: Shandong University, 2010: 6842 - 6847. (in Chinese)
- [14] Stefan M, Susan M, Manoj N, et al. The US/UK world magnetic model for 2010 - 2015 [EB/OL]. [2010 - 10 - 21]. <http://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/soft.shtml>.

作者: 徐玉, 任沁源, 孙文达, 李平, XU Yu, REN Qin-yuan, SUN Wen-da, LI Ping
作者单位: 徐玉, XU Yu(温州大学, 物理与电子信息工程学院, 浙江, 温州, 325035), 任沁源, 孙文达, 李平, REN Qin-yuan, SUN Wen-da, LI Ping(浙江大学, 控制科学与工程学系, 浙江, 杭州, 310027)
刊名: 兵工学报 **ISTIC EI PKU**
英文刊名: ACTA ARMAMENTARII
年, 卷(期): 2011, 32(3)
被引用次数: 1次

参考文献(14条)

1. Gavrillets V Autonomous acrobatic maneuvering of miniature helicopter 2003
2. Buskey G; Roberts J M; Corke P Sensing and control for a small size helicopter 2003(05)
3. Gebre-Egziabher D Design and performance analysis of a low-cost aided deadreckoning navigator 2004
4. 魏萍 基于ARM的嵌入式航向姿态参考系统的研究[学位论文] 2006
5. Gebre-Egziabher D; Elkaim G H; Powell J D Calibration of strapdown magnetometers in magnetic field domain[外文期刊] 2006(02)
6. Gebre-Egziabher D; Hayward R C; Powell J D Design of multisensor attitude determination systems[外文期刊] 2004(02)
7. Choukroun D; Bar-Itzhack I Y; Oshman Y Novel quaternion Kalman filter[外文期刊] 2006(01)
8. Ma G F; Jiang X Y Unscented Kalman filter for spacecraft attitude estimation and calibration using magnetometer measurements 2005(01)
9. Zhu R; sun D; Zhou Z Y A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS-based sensors[外文期刊] 2007(03)
10. 刘武发; 蒋蓁; 龚振邦 基于磁阻和MEMS加速度传感器的电子罗盘设计及应用[期刊论文]-兵工学报 2009(02)
11. 方舟 小型无人机的辨识建模与运动控制 2008
12. 徐玉 微小型无人直升机飞控平台与姿态融合算法研究[学位论文] 2008
13. 徐玉; 任沁源; 孙文达 微小型无人直升机低成本组合导航系统设计与实现 2010
14. Stefan M; Susan M; Manoj N The US/UK world magnetic model for 2010-2015 2010

本文读者也读过(9条)

1. 李欣, 王德生, 孙立国, 李世丹, LI Xin, WANG Desheng, SUN Liguu, LI Shidan 基于奇异指数的地磁辅助导航路径规划算法[期刊论文]-哈尔滨工程大学学报 2011, 32(4)
2. 刘睿, 王常虹, 李葆华, Liu Rui, Wang Changhong, Li Baohua 利用地磁/星光观测角度的飞行器自主导航方法[期刊论文]-红外与激光工程 2011, 40(2)
3. 章国林, 李平, 韩波, 郑巍, ZHANG Guo-lin, LI Ping, HAN Bo, ZHENG Wei 多雷达威胁环境下的无人机路径规划[期刊论文]-计算机工程 2011, 37(4)
4. 孙中豪, 牛艳艳, 王永收, SUN Zhong-hao, NIU Yan-yan, WANG Yong-shou 扩展卡尔曼滤波在地磁导航中的应用分析[期刊论文]-北京测绘 2011(1)
5. 乔玉坤, 张金生, 孙渊, 王仕成, QIAO Yu-kun, ZHANG Jin-sheng, SUN Yuan, WANG Shi-cheng 采用强制降噪和多尺度融合的地磁导航方法[期刊论文]-宇航学报 2011, 32(1)
6. 温奇咏, 寇义民, 夏宏伟, 王常虹, WEN Qi-yong, KOU Yi-min, XIA Hong-wei, WANG Chang-hong 矢量分解法应用于地磁导航系统中的优势与缺陷分析[期刊论文]-控制工程 2011, 18(2)

7. 王常虹, 刘睿, 李葆华, WANG Chang-hong, LIU Rui, LI Bao-hua 基于Unscented Kalman滤波的飞行器天文/地磁自主导航算法研究[期刊论文]-中国惯性技术学报2010, 18(5)
8. 黄学功, 王旻, HUANG Xue-gong, WANG Jiong 地磁信号检测系统误差分析与补偿方法研究[期刊论文]-兵工学报 2011, 32(1)
9. 李安梁, 郭才发, 蔡洪, LI Anliang, GUO Caifa, CAI Hong 地磁测量数据野值的辨识与剔除[期刊论文]-飞行器测控学报2011, 30(2)

引证文献(1条)

1. 李翔, 李智 航姿参考系统三轴磁强计校正的点积不变法[期刊论文]-仪器仪表学报 2012(8)

本文链接: http://d.wanfangdata.com.cn/Periodical_bgxb201103015.aspx