

文章编号:2095-0411(2016)03-0083-05

# 小型无人机组导航系统的姿态确定方法研究

焦竹青<sup>1</sup>,姜成飞<sup>1</sup>,戎海龙<sup>2</sup>,马正华<sup>1</sup>

(1. 常州大学 信息科学与工程学院,江苏 常州 213164;2. 常州大学 城市轨道交通学院,江苏 常州 213164)

**摘要:**为了解决小型无人机导航中的姿态确定问题,将小型四旋翼无人机作为研究载体,设计出一种组合导航系统姿态确定方法。采用最速下降法处理地磁仪与加速度计的数据来降低测量误差,引入无损卡尔曼滤波模型来抑制陀螺仪的漂移,并采用气压高度计来模拟 GPS 的效果,为系统提供实时飞行高度。应用该方法得到的导航数据用于无人机的姿态估计,可以为整个飞行控制系统提供必要的角度、速度、位置等导航信息,提高无人机飞行过程中的控制性能。

**关键词:**四旋翼无人机;组合导航;姿态确定;卡尔曼滤波

**中图分类号:**TP 391.9

**文献标志码:**A

**doi:**10.3969/j.issn.2095-0411.2016.03.017

## Research of Attitude Determination Method for Integrated Navigation System of Small UAV

JIAO Zhuqing<sup>1</sup>, JIANG Chengfei<sup>1</sup>, RONG Hailong<sup>2</sup>, MA Zhenghua<sup>1</sup>

(1. School of Information Science and Engineering, Changzhou University, Changzhou 213164, China;  
2. School of Urban Rail Transit, Changzhou University, Changzhou 213164, China)

**Abstract:** In order to solve the attitude determination problem in small Unmanned Aerial Vehicle (UAV) navigation, we take the small four-rotor UAV as the carrier of study and design an attitude determination method for integrated navigation system. The steepest decline treatment method is adapted to the data from the magnetometer and the accelerometer to reduce the measurement error. The unscented Kalman filtering model is introduced to suppress the gyro drift, and the pressure altimeter is employed to simulate the effect of GPS and provide real-time height for the system. The navigation data due to this proposed method is used to estimate attitude of UAV. It not only can bring necessary attitude, velocity and position of the navigation information for the entire flight control system, but also can improve the control performance in the flight of UAV.

**Key words:** four-rotor UAV; integrated navigation; attitude determination; Kalman filtering

随着嵌入式智能系统、多传感器数据融合等相关技术的不断发展与完善,无人机在越来越多的领域开始发挥作用。小型无人机不仅在军事上扮演了重要角色,而且在摄影摄像、防灾减灾、安全生产、环

境监测、资源勘探、国土测绘、海洋资源勘探、森林火灾防范监测等方面也得到了广泛应用<sup>[1]</sup>。小型无人机组对导航系统功能的最基本要求,就是能够为飞行控制过程提供足够精确可靠的姿态、速度、位置等导

收稿日期:2015-07-12。

基金项目:江苏省自然科学基金资助项目(BK20140265);江苏省产学研前瞻项目(BY2015027-24)。

作者简介:焦竹青(1983—),男,山东烟台人,博士,副教授,主要从事计算机应用技术研究。

航信息。

目前,国内外的无人机导航技术都处在高速发展阶段,以美国为主导的传统无人机技术日臻成熟。伴随着工业技术的发展,新一代惯性元件不断研发。先进的通过数据融合算法运用于导航研究,带来了数据处理与分析技术的完善,克服了单一传感器不确定性与不可靠性的缺点,使得误差修补与补偿等技术逐步提高<sup>[2]</sup>。但是姿态确定等问题的存在,限制了导航系统精度和稳定性的提高,无法满足小型无人机高精度控制的需要。

本文研究了一种小型无人机组导航系统的姿态确定方法,选用加速度计、陀螺仪、地磁仪和气压高度计作为无人机姿态的数据采集传感元件,通过最速下降法处理地磁与加速度计数据来降低测量误差,引入无损卡尔曼滤波模型作为系统的数据分析

与解算,得到的解算数据有助于小型无人机导航系统的姿态确定,从而为整个飞行控制系统提供必要的角度、速度、位置等导航信息,提高无人机飞行过程中的控制性能。

## 1 传感器姿态解算

### 1.1 陀螺仪单独定姿算法

传感器系统以包含三轴加速度计和三轴陀螺仪的新型传感器 MPU6050、三轴地磁传感器 HMC5883L 以及气压高度计 BMP180 作为感应器件。设载体的航向角为  $\varphi$ , 俯仰角为  $\theta$ , 滚转角为  $\gamma$ , 采用四元数法求陀螺仪的姿态角, 通过四元数微分方程确定如下由载体坐标系到导航坐标系下的坐标变换矩阵<sup>[3]</sup>:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $n$ 、 $b$  和  $q$  为欧拉角矩阵变量。

根据坐标变换矩阵可得姿态信息:

$$\begin{cases} \theta = \arcsin(C_{32}) [-\pi/2, \pi/2] \\ \gamma = \arctan(-C_{31}/C_{33}) [-\pi, \pi] \\ \varphi = \arctan(C_{12}/C_{22}) [-\pi, \pi] \end{cases} \quad (2)$$

### 1.2 加速度计与磁强计定姿算法

在低速条件下,加速度计和地磁仪解算常用的方法是几何旋转法。在载体坐标系下,重力场分量

记为  $\mathbf{g}^b = [g_x^b \ g_y^b \ g_z^b]^T$ 。当载体处于非机动状态时,在导航坐标系下,重力场分量为  $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ g]^T$ , 则有:

$$\mathbf{g}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{g}^n = \begin{bmatrix} -g \sin\theta \\ g \sin\gamma \cos\theta \\ g \cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{C}_n^b$  为导航坐标系到载体坐标系的欧拉角矩阵,具体如下:

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\varphi & \cos\theta \sin\varphi & -\sin\theta \\ \sin\gamma \sin\theta \cos\varphi - \cos\gamma \sin\varphi & \cos\gamma \cos\varphi + \sin\gamma \sin\theta \sin\varphi & \sin\gamma \cos\theta \\ \sin\gamma \sin\varphi + \cos\gamma \sin\theta \cos\varphi & \cos\gamma \sin\theta \sin\varphi - \sin\gamma \cos\varphi & \cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

由式(2)~式(4)可得,加速度计、地磁仪的滚转角和俯仰角分别为:

$$\gamma = \arctan(g_y^b / g_z^b) \quad (5)$$

$$\theta = \arcsin(-g_x^b / g) \quad (6)$$

当地理坐标系与载体坐标系重合时,地磁仪的输出为  $\mathbf{M}^n = [M_N \ 0 \ M_D]^T$ ; 载体磁传感器的输出为  $\mathbf{M}^b = [M_x^b \ M_y^b \ M_z^b]^T$ 。根据  $\mathbf{M}^b = \mathbf{C}_n^b \cdot \mathbf{M}^n$ , 将式(5)、式(6)计算的滚转角和俯仰角代入  $\mathbf{C}_n^b$  中,得到地磁场矢量在  $X$  轴和  $Y$  轴上的分量:

$$\begin{cases} M_x^b \cos\theta + M_y^b \sin\theta \sin\gamma + M_z^b \sin\theta \cos\gamma = M_N \cos\varphi \\ M_y^b \cos\gamma - M_z^b \sin\gamma = -M_N \sin\varphi \end{cases} \quad (7)$$

忽略磁偏角,则航向角为:

$$\varphi = \arctan\left(-\frac{M_y^b \cos\gamma - M_z^b \sin\gamma}{M_x^b \cos\theta + M_y^b \sin\theta \sin\gamma + M_z^b \sin\theta \cos\gamma}\right) \quad (8)$$

然而,几何旋转法并没有充分利用重力场和地磁的特性<sup>[4]</sup>。文献[5]中采用高斯-牛顿误差最小法

来处理加速度计和地磁的数据,将观测量转换为四元数,其也存在计算量大的缺点。引入最速下降法,运算过程只涉及简单的加减乘,以提高运算效率。

最速下降法又称梯度下降法。在该方法中,当沿梯度方向时,函数能以最快的速度到达最大值;相反,在负梯度方向则以最快的速度达到最低点。当函数  $J$  在某一点  $\mathbf{a}_k$  的梯度  $\nabla J(\mathbf{a}_k)$  为一个向量,其方向是  $J$  增加最快方向。显然,负梯度方向是  $J$  减小最快的方向<sup>[6]</sup>。

对于任意一点  $\mathbf{a}_k$ , 定义  $\mathbf{a}_k$  点的负梯度搜索方向的单位向量为

$$\mathbf{s}_k = -\frac{\nabla J(\mathbf{a}_k)}{\|\nabla J(\mathbf{a}_k)\|} \quad (9)$$

从  $\mathbf{a}_k$  点出发,沿着  $\mathbf{s}_k$  方向走一步,步长为  $\rho_k$ , 得到新的点  $\mathbf{a}_{k+1} = \mathbf{a}_k + \rho_k \mathbf{s}_k$ 。

因为

$$\Delta \mathbf{g} = \mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{g}^b - \mathbf{g}^n \quad (10)$$

$$\Delta \mathbf{M} = \mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{M}^b - \mathbf{M}^n \quad (11)$$

在理论上,  $\Delta \mathbf{g}$  和  $\Delta \mathbf{M}$  的值恒等于0。由于测量误差等因素的存在,  $\Delta \mathbf{M}$  不总为零,只能期望误差趋向0。0作为误差的极值,可以用最速下降法来逼近,其迭代公式如下:

$$q_{t+1} = q_t - \gamma \cdot \frac{\nabla f(\Delta \mathbf{g}, \Delta \mathbf{M})}{\|\nabla f(\Delta \mathbf{g}, \Delta \mathbf{M})\|} \quad t = 0, 1, 2, \dots, n \quad (12)$$

确定步长是最速下降法的核心,通常取梯度长度的0.04倍,可以根据实际情况适当改变。通过算法进行逼近,可以求得使误差达到最小的最佳四元数,然后将其作为线性观测量进行UKF滤波<sup>[7]</sup>。

## 2 无损卡尔曼滤波模型

在无损卡尔曼滤波(UKF)中,由于近似非线性函数的概率密度分布比近似非线性函数更容易<sup>[9]</sup>,用采样点近似表示状态的高斯分布来描述非线性系统。本文通过无味变换(UT)先构造Sigma点集,然后对构造的Sigma点集进行非线性变换,就可近似地表示系统分布,最后对非线性变换后的Sigma点集进行加权处理,即可得到输出方差和均值。

UT变换是一种非线性变换中用于计算随机变量统计特性的新方法<sup>[8]</sup>,其不再近似系统的非线性方程,避免了高阶阶段,相比拓展卡尔曼滤波(EKF)可以有效提高滤波精度。针对如下非线性系统

$$\mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k) + \mathbf{w}_k \quad (13)$$

$$\mathbf{y}_k = h(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \quad (14)$$

式中:  $\mathbf{x}_{k+1}$  为第  $k+1$  步时的系统状态,  $\mathbf{x}_k$  为第  $k$  步时的系统状态,  $\mathbf{w}_k$  为状态噪声矩阵,  $\mathbf{y}_k$  为观测量,  $\mathbf{v}_k$  为测量噪声。

设状态量为高斯随机矢量,过程噪声、测量噪声的统计特性如下:

$$\mathbf{w}_k \sim N(0, \mathbf{Q}_k) \quad \mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R}_k)$$

1) 初始化

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = E[\mathbf{x}_0] \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^T] \quad (16)$$

2) 状态估计

$$\mathbf{x}_{k-1}^0 = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (17)$$

$$\mathbf{x}_{k-1}^i = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + (\sqrt{(n+k)\mathbf{P}_{k-1}})_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (18)$$

UT变换表达式为:

$$\mathbf{x}_{k-1}^i = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - (\sqrt{(n+k)\mathbf{P}_{k-1}})_i, \quad i = n+1, \dots, 2n \quad (19)$$

$$\mathbf{x}_{k|k-1}^i = f(\mathbf{x}_{k-1}^i) \quad (20)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(m)} \mathbf{x}_{k|k-1}^i \quad (21)$$

时间传播方程表达式为:

$$\mathbf{P}_{x,k}^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(c)} [\mathbf{x}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-][\mathbf{x}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-]^T + \mathbf{Q}_k \quad (22)$$

$$\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i = h(\mathbf{x}_{k|k-1}^i) \quad (23)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(m)} \boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_{y,k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(c)} [\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-][\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T + \mathbf{R}_k \quad (25)$$

$$\mathbf{P}_{xy,k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i^{(c)} [\mathbf{x}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{x}}_k^-][\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \quad (26)$$

量测更新方程表达式为:

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_{xy,k} \mathbf{P}_{y,k}^{-1} \quad (27)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}(\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k^-) \quad (28)$$

$$\mathbf{P}_{x,k} = \mathbf{P}_{x,k}^- - \mathbf{K} \mathbf{P}_{y,k} \mathbf{K}^T \quad (29)$$

UKF的计算量和EKF同阶,由于不需要计算Jacobi矩阵,也不需要非线性系统函数进行任何形式的逼近,使得预测阶段只是标准的线性代数计算,对随即状态不是高斯同样适用<sup>[10]</sup>,可以有效提高滤波精度及效率。

### 3 实验分析

为了验证本方法的可行性及有效性,本文以航姿参考系统 MTi 作为设计平台进行试验。MTi 由微惯性测量组合系统 IMU 和三轴磁强计组成,内部处理器采用双卡尔曼滤波算法进行数据融合,可

以输出用于本文算法验证的传感器原始数据。将 MTi 固定在恒定姿态的直线滑台上,先作匀速运动,再作变速运动后,采集动态环境下 MTi 的数据,通过串口转 USB 线发送到上位机。加速度计、陀螺仪和地磁仪的原始数据分别如图 1 所示。

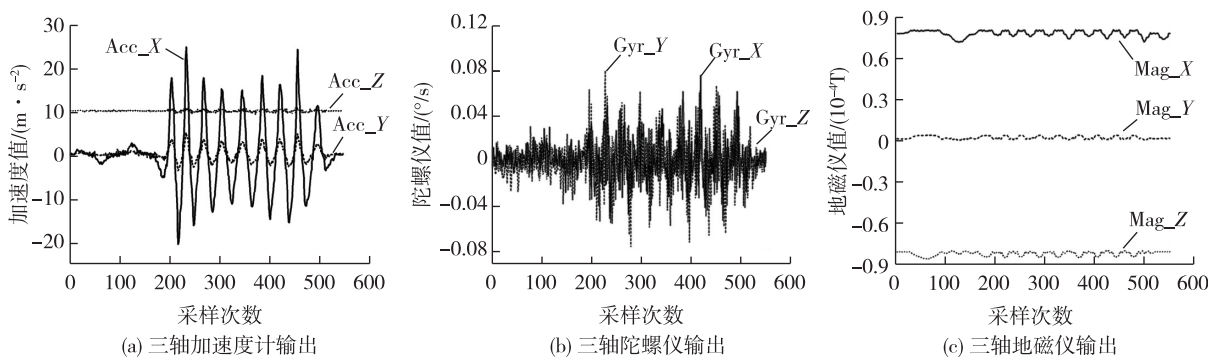


图 1 MTi 输出的原始数据

Fig.1 MTi output of raw data

在上位机 VC++ 软件环境下,用本文算法对上述数据进行姿态估计,并与 MTi 内置 XKF 输出的姿态结果进行对比,分析本文提出算法的性能。

采样周期为 20ms, X 轴是采样次数, Y 轴为姿态角。将经过算法解算后的数据,绘制成姿态曲线如图 2 所示。

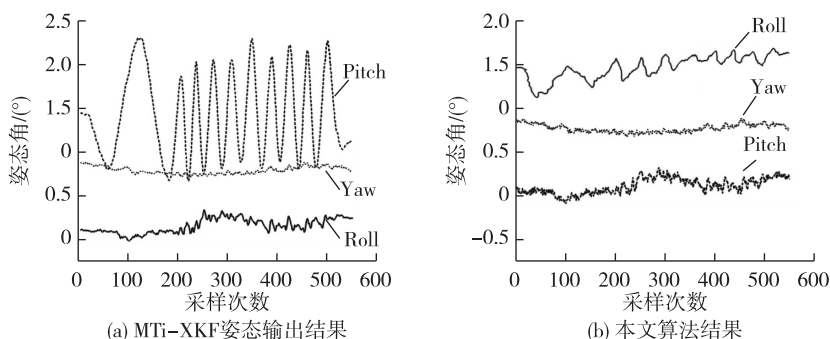


图 2 动态测试结果图

Fig.2 Dynamic test results

在相同的实验条件下,图 2(a)为 MTi 内置 XKF 姿态输出结果;图 2(b)为经过本文算法数据融合后的测量结果。在动态测量中,在机动状态下沿直线滑台滑动 MTi 时,由于线加速度存在的原因,XKF 输出的姿态信息误差偏大,尤其是俯仰角误差一般超过  $2^\circ$ 。使用本算法后,测量结果可以描述一个很好的载体姿态信息,误差精度角稳定在  $1^\circ$  左右。由此可见,该算法能够有效融合陀螺仪较好的动态性能以及加速度计与地磁的静态性能,避免了由于线加速度存在而产生的姿态解算误差,有助于改善系统的整体性能。

当气压高度计测量的海拔高度分别为 0、

-0.9 m 和 0.3 m 时,经过本文算法融合后的导航数据见表 1~表 3。

表 1 海拔高度为 0 m 时的导航数据

Table 1 Navigation data at the height of 0 meters

	加速度/ $(\text{m/s}^2)$	陀螺仪/ $(^\circ/\text{s})$	地磁仪/ $10^{-4}\text{T}$
X	-0.456 9	-15	-2.16
Y	-0.093 3	12	-1.80
Z	1.613 0	7	-4.11

表2 海拔高度为-0.9 m时的导航数据

Table 2 Navigation data at the height of -0.9 meters

	加速度/(m/s <sup>2</sup> )	陀螺仪/(°/s)	地磁仪/10 <sup>-4</sup> T
X	0.018 3	-91	-0.63
Y	0.735 0	50	-4.01
Z	1.588 9	-140	-1.41

表3 海拔高度为0.3 m时的导航数据

Table 3 Navigation data at the height of 0.3 meters

	加速度/(m/s <sup>2</sup> )	陀螺仪/(°/s)	地磁仪/10 <sup>-4</sup> T
X	0.540 9	-2	-5.31
Y	0.255 6	29	-0.52
Z	1.588 0	13	-1.80

从表1~表3可以看出,加速度计采集的量、陀螺仪转换的量和地磁仪测量的量数值比较精确。MTI测量的量误差较小,基本满足要求,而且精度也能达到要求。气压高度计测量值也精确到了0.1m,与实际值的误差很小,而由气压值所转换出来的高度与实际的高度的误差在1%以内,误差也满足预期的要求。考虑到气压受温度的影响较大,特别是在夏季和冬季运行时温度值的变化量较大,会给导航系统的测量带来明显的误差,所以在进行软件设计时,在气压高度计的采集与处理模块软件增加了初值设计,通过给气压高度计增加一个补偿值来减少温度所造成的影响,总体效果比较理想。

## 4 结 论

从小型无人机导航中的姿态确定问题出发,针对存在线加速度的动态环境下低成本的惯性姿态测量器件,使用最速下降法处理地磁与加速度计数据来降低测量误差,同时引入无损卡尔曼滤波来抑制陀螺仪的漂移,并采用气压高度计来模拟GPS的效果,提供实时高度。动态实验结果表明,将加速度计、陀螺仪、地磁仪和气压高度计采集的数据进行融

合,可以有效消除数据随着时间的变长而有累加误差。应用该姿态确定方法得到的组合导航数据,可以为无人机提供较高精度的姿态估计,而且实现方便,性能稳定。

## 参考文献:

- [1]马正华,张倩倩,陈岚萍.四旋翼飞行器自适应反演姿态控制[J].智能系统学报,2015,6(1):13-17.
- [2]KNIGHT D T. Rapid development of tightly-coupled GPS/INS systems[J]. IEEE AES Systems Magazine, 2007, 12(2): 14-18.
- [3]王俊璞,金志华.基于角增量提取的旋转矢量算法研究[J].导航与控制,2007,8(3):1-5.
- [4]邹波,张华,姜军.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,2013,31(2):89-93.
- [5]祝燕华,刘建业,曾庆化,等.等效旋转矢量系数优化的参数解析法[J].中国惯性技术学报,2008,16(1):49-53.
- [6]宋英麟,鲜斌,茹滨超,等.无人机微型姿态航向系统数据处理[J].中南大学学报(自然科学版),2013,44(2):89-93.
- [7]包强,姜为学,刘小松,等.全球鹰无人机导航系统分析[J].飞弹导航,2009,(11):60-63.
- [8]盛汉霖,张天宏,刘冬冬.基于扩展卡尔曼滤波器的低成本航姿系统设计[J].系统工程与电子技术,2013,35(10):2157-2164.
- [9]LI Q R, SUN F. Unscented Kalman filter for SINS/ GPS integrated navigation system[J]. Journal of Information & Computational Science, 2013, 10(6): 1871-1877.
- [10]丁梦雨,芦利斌,金国栋.一种小型无人机的导航系统方法设计[J].电子设计工程,2013,21(18):14-16.

(责任编辑:李艳)