

INS/光流/磁强计/气压计组合导航系统在无人机中的应用

李涛, 梁建琦, 闫浩, 朱志飞, 唐军

中北大学仪器与电子学院仪器科学与动态测试教育部重点实验室, 山西太原 030051

摘要 提出了一种基于扩展卡尔曼滤波的惯性导航系统(INS)/光流/磁强计/气压计组合导航方案。将INS、光流和气压计数据融合,估计无人机(UAV)的速度和位置。当UAV静止或匀速运动时,将陀螺仪与加速计、磁强计、光流的数据融合,估计UAV的姿态。当UAV加速或减速时,用陀螺仪估计UAV的姿态。实验结果表明,UAV的速度误差从最大20 m/s减小到了10 m/s,角度误差从最大80°减小到了10°。该方案可以有效解决速度、位置和姿态估计的累积误差问题。

关键词 遥感; 无人机; 惯性导航; 光流传感器; 磁强计; 气压计; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号 V241.62 **文献标识码** A

doi: 10.3788/LOP54.022801

Application of INS/Optical Flow/Magnetometer/Barometer Integrated Navigation System in Unmanned Aerial Vehicle

Li Tao, Liang Jianqi, Yan Hao, Zhu Zhifei, Tang Jun

*Key Laboratory of Instrumentation Science & Dynamic Measurement of the Ministry of Education,
School of Instrument and Electronics, North University of China, Taiyuan, Shanxi 030051, China*

Abstract One navigation scheme by integrating inertial navigation system (INS)/optical flow/magnetometer/barometer is proposed based on the extended Kalman filtering. Through data fusion of INS, optical flow and barometer, the speed and position of unmanned aerial vehicle (UAV) are estimated. When UAV is at rest or in motion with constant velocity, the UAV attitude is estimated by means of data fusion of gyro, accelerometer, magnetometer, and optical flow. When UAV is accelerated or decelerated, the gyroscope data is used to estimate the UAV attitude. The experimental results show that, the speed error for UAV is reduced from the maximum 20 m/s to 10 m/s, and the angle error is reduced from the maximum 80° to 10°. This scheme can effectively solve the cumulative error problem of velocity, position and attitude estimation.

Key words remote sensing; unmanned aerial vehicle; inertial navigation; optical flow sensor; magnetometer; barometer; extended Kalman filtering

OCIS codes 280.3420;280.4788

1 引言

在过去的20年间,得益于较高精度、高可靠性、低成本微型传感器的大量生产和普及,小型无人机(UAV)取得快速发展的同时也成为了研究的热点,目前已经在军事和民用领域取得了广泛的应用。作为无人机控制系统的核心模块,导航系统一直被众多研究者关注。精确的飞行器导航信息是实现飞行器稳定控制的基础,而导航系统的功能就是为飞行器提供准确的飞行状态信息。传统导航系统包括惯性导航系统(INS)、全球定位导航系统(GPS)、GPS/INS组合导航等^[1-3]。这些传统的导航方式在长航飞行和一些特殊

收稿日期: 2016-09-30; **收到修改稿日期:** 2016-10-10

基金项目: 国家自然科学基金(61603353)

作者简介: 李涛(1989—),男,硕士研究生,主要从事仿生导航方面的研究。E-mail: 631055037@qq.com

导师简介: 唐军(1981—),男,博士,副教授,主要从事MEMS方面的研究。E-mail: tangjun@126.com

环境中存在着积分累积误差、信号失锁等问题。

近年来,国内外的一些研究人员受到昆虫利用视觉进行导航的启发,使用光流法进行小型无人机的导航^[4-7]。Gageilk 等^[8]、Honegger 等^[9]利用光流传感器完成了无人机的定点悬停、自动驾驶以及速度估计。Mercado 等^[10]、Ding 等^[11]进行了 INS/GPS/光流的组合导航研究,可以对无人机的导航信息进行实时估计。吕强等^[12]、张洪涛等^[13]成功利用光流法进行了悬停实验。

实验中使用单个光流传感器进行导航时,原理上可以得到无人机的速度和位置信息,但是无法获取无人机的姿态信息^[14-15]。本文针对这一问题,在上述研究的基础上,提出基于 INS/光流/磁强计/气压计方案,利用扩展卡尔曼滤波(EKF)将 INS 与光流传感器组合,对无人机的位置和速度进行估计;当无人机静止或匀速运动时,将陀螺仪与加速度计、磁强计组合,对无人机的姿态进行估计。对自主搭建的小型四旋翼无人机平台进行飞行数据采集,以验证本文提出的组合导航方案。结果表明,该方案有效地减小了惯性单元在长航时的时间累积误差,同时具有小型化、轻型化、低成本等优点。

2 速度、位置、姿态的估计原理

介绍了通过光流传感器估计无人机速度和位置的方法以及利用加速度计结合磁强计对无人机姿态进行估计的方法。坐标系使用光流传感器上的标示 x 轴、 y 轴,并定义垂直向地心的方向为 z 轴。

2.1 光流传感器对速度、位置的估计

2.1.1 光流的定义

光流的概念由 Gibson 于 1950 年提出,是指空间运动的物体在成像面上形成像素运动的瞬时速度(像素运动),它表征了二维图像的灰度变化和场景中物体及其运动的关系,根据像素灰度的时域变化和相关性可以确定各个像素点的运动速度。因此,光流可被观察者用来确定目标的运动情况。

2.1.2 光流的计算

图像处理方面的研究者对光流的计算提出了很多方法,其中较为典型的有 Lucas-Kanade 法、Horn-Schunck 法、图像内差值法、块匹配法和特征匹配法等。

考虑到硬件平台和计算的复杂程度,选择基于最小绝对误差和(SAD)的块匹配算法(BMA)进行光流的计算。该算法的大致原理和流程如图 1 所示。

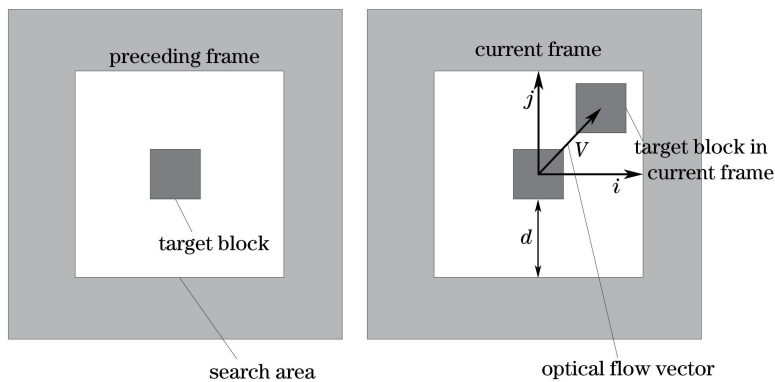


图 1 块匹配算法示意图

Fig. 1 Schematic diagram of module matching algorithm

设 $x_p(i, j)$ 和 $x_c(i + \Delta i, j + \Delta j)$ 分别表示前一帧中选取的大小为 $n \text{ pixel} \times n \text{ pixel}$ 的目标块的灰度值和当前帧搜索区域中待匹配目标块的灰度值,其中 $1 \leq i, j \leq n, -d \leq \Delta i, \Delta j \leq d$ (d 为两个方向的最大位移)。基于最小绝对误差和匹配准则的块匹配算法就是在搜索区域中寻找满足

$$S_{\text{SAD}}(\Delta i, \Delta j) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n |x_c(i + \Delta i, j + \Delta j) - x_p(i, j)|, \quad (1)$$

$$U = \min_{(\Delta i, \Delta j)} \{S_{\text{SAD}}(\Delta i, \Delta j)\}, \quad (2)$$

$$\mathbf{V} = r(\Delta i, \Delta j)^T | U \quad (3)$$

的 $\Delta i, \Delta j$, 从而获得光流矢量 $\mathbf{V} = r(\Delta i, \Delta j)^T$, \mathbf{V} 的大小单位为 pixel/s; r 为摄像头的采集频率, 单位为 frame/s; S_{SAD} 为绝对误差和, U 为绝对误差和的最小值。

初始状态时, 在成像平面的原点处选取一个目标块, 当无人机运动时, 目标块会在后一帧图像中移动。在后一帧的搜索区域内(该搜索区域限定了 d 的大小), 使当前帧的目标块和前一帧的目标块内像素灰度差的 SAD 最小, 就可以得到目标块的光流矢量。

实验中, 采集垂直于摄像头方向的图像, 并使用 8 位数据来表征每个像素的灰度。采集后的数据通过直接存储器存取(DMA)存储在系统内存中。在整个采集过程中, 选择 $8 \text{ pixel} \times 8 \text{ pixel}$ 的数据块作为块匹配的对象, 搜索区域为 $\pm 4 \text{ pixel}$, 所以每帧图像有 64 pixel , 同时有 81 个候选的向量方向。获得每一帧图像后, 计算出各个候选向量的绝对误差和, 并选择其中的最小值作为光流矢量。

2.1.3 光流法的基本模型

光流法估计物体的运动模型本质上都是将三维运动投影到摄像头的二维像平面上。常见的光流法估计模型有两种: 一种是针孔模型, 来源于对脊椎动物视觉系统的仿生; 另一种是球面模型, 受到了昆虫复眼的启发。本文中使用针孔模型, 对无人机在地理坐标系下的运动进行估计。

针孔模型的示意图如图 2 所示。设 $P_c(X_c, Y_c, Z_c)$ 是摄像头坐标系 $X_c Y_c Z_c$ 下的一个点, f 表示摄像头的焦距, 点 P_c 在摄像头成像平面中的坐标为 $p(x, y, f)$, 且

$$\mathbf{p} = f \frac{\mathbf{P}_c}{Z_c}, \quad (4)$$

$$x = f \frac{X_c}{Z_c}, \quad (5)$$

$$y = f \frac{Y_c}{Z_c}, \quad (6)$$

式中 \mathbf{p} 和 \mathbf{P}_c 分别为圆点 O 指向点 p 和 P_c 的向量。

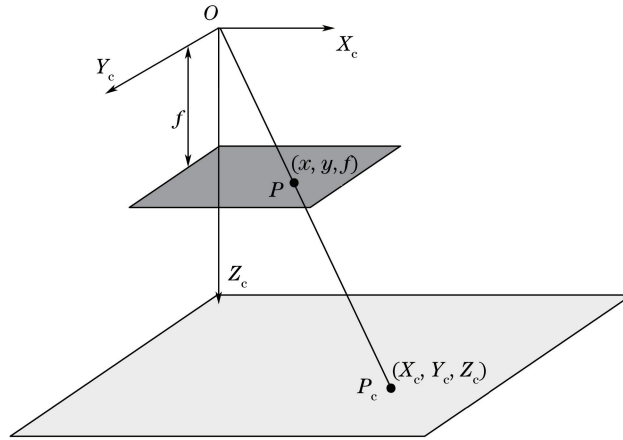


图 2 针孔模型

Fig. 2 Pin-hole model

由(4)~(6)式知, 从摄像头到成像平面的距离为焦距, 所以向量 $\mathbf{p} = [x \ y \ f]^T$ 的第三项为等于焦距的常数。考虑地面上的任意一点 P_c , 在摄像头坐标系下 P_c 与无人机的相对运动关系为

$$\mathbf{V}_c = -\mathbf{T}_c - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{P}_c, \quad (7)$$

将(7)式在三个维度上展开可得

$$V_{x_c} = -T_{x_c} - (\omega_y Z_c - \omega_z Y_c), \quad (8)$$

$$V_{y_c} = -T_{y_c} - (\omega_z X_c - \omega_x Z_c), \quad (9)$$

$$V_{z_c} = -T_{z_c} - (\omega_x Y_c - \omega_y X_c), \quad (10)$$

式中 $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 是无人机的角速度, $\mathbf{T}_c = [T_{x_c} \ T_{y_c} \ T_{z_c}]^T$ 是无人机在摄像头坐标系中的平动速度,

V_c 为光流矢量。

对(4)式求导,可以利用 P_c 在摄像头坐标系下的速度与 p 在成像平面下的速度的关系得到

$$V_c = f \frac{Z V_c - V_z P_c}{Z_c^2}, \quad (11)$$

式中 $V_c = [V_{x_c} V_{y_c} V_{z_c}]^T$ 。将(11)式在三个维度上展开,可得

$$V_{x_c} = \frac{f}{Z_c^2} (V_{x_c} Z_c - V_z Z_x), \quad (12)$$

$$V_{y_c} = \frac{f}{Z_c^2} (V_{y_c} Z_c - V_z Z_y), \quad (13)$$

$$V_{z_c} = 0. \quad (14)$$

将(8)~(10)式代入(12)、(13)式,可得

$$V_{x_c} = \frac{T_{z_c} x - T_{x_c} f}{Z_c} - \omega_y f + \omega_z y + \frac{\omega_x x y - \omega_y x^2}{f}, \quad (15)$$

$$V_{y_c} = \frac{T_{z_c} y - T_{y_c} f}{Z_c} + \omega_x f - \omega_x y + \frac{\omega_x y^2 - \omega_y x y}{f}, \quad (16)$$

式中 V_{x_c} 、 V_{y_c} 是光流矢量在 x 方向和 y 方向上的分量,可以通过块匹配最小绝对误差和的方法计算得出; Z_c 可以由光流传感器板载的超声波传感器得到;角速度值 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 可以由陀螺仪得到; x 、 y 可用(5)、(6)式求得。从而估算出飞行器在摄像头坐标系下的平动速度 T_c ,再通过坐标系变换矩阵 C_c^o 即可得到无人机在地理坐标系下的速度,积分后可得无人机在地理坐标系下的位置信息。

2.2 加速度计与磁强计组合对姿态的估计

在载体不存在自身加速度的情况下,加速度计通过敏感重力场可以确定无人机的横滚角和俯仰角;磁强计磁场借助于加速度计得到的载体姿态信息,可以解算得到无人机航向角。两者相组合,就可以得到不存在时间累积误差的全姿态信息。

2.2.1 利用加速度计获取载体的横滚角和俯仰角

重力矢量在地理坐标系下的分量为 $[0 \ 0 \ -g]^T$,当载体处于静止态(相对导航坐标系无加速度)时,安装在载体坐标系下的加速度计测量值为 $a_b = [a_{x_b} \ a_{y_b} \ a_{z_b}]^T$,由于重力加速度垂直于水平面,故载体的航向角不影响 x 方向和 y 方向加速度的输出,则

$$\begin{bmatrix} a_{x_b} \\ a_{y_b} \\ a_{z_b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma \sin \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ \sin \gamma & -\cos \gamma \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}, \quad (17)$$

式中 γ 和 θ 分别为载体的横滚角和俯仰角。

2.2.2 利用磁强计获取载体的航向角

设地磁强度为 $H_n = [H_{x_n} \ H_{y_n} \ H_{z_n}]^T$,磁强计沿载体坐标系 F_b 三轴方向安装,载体上的地磁强度为 $H_b = [H_{x_b} \ H_{y_b} \ H_{z_b}]^T$,地磁强度在地理坐标系和载体坐标系各轴上的投影可由两坐标系之间的转换矩阵来表示,即

$$\begin{bmatrix} H_{x_n} \\ H_{y_n} \\ H_{z_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \phi - \sin \gamma \sin \theta \sin \phi & -\cos \theta \sin \phi & \sin \gamma \cos \phi + \cos \gamma \sin \theta \sin \phi \\ \cos \gamma \sin \phi + \sin \gamma \sin \theta \cos \phi & \cos \theta \cos \phi & \sin \gamma \sin \phi - \cos \gamma \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \gamma \cos \theta & \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_{x_b} \\ H_{y_b} \\ H_{z_b} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

式中 ϕ 为载体航向角, H_{x_b} 、 H_{y_b} 、 H_{z_b} 的数值由机载的磁强计给出; H_{x_n} 、 H_{y_n} 、 H_{z_n} 的值通过查表获取,在太原地区(北纬 37.8° ,东经 112.5°)其值为

$$\begin{cases} H_{x_n} = -0.216 \times 10^{-5} T_x \\ H_{y_n} = 0.309 \times 10^{-4} T_y \\ H_{z_n} = -0.43 \times 10^{-4} T_z \end{cases}, \quad (19)$$

式中 T_x, T_y, T_z 为无人机在摄像头坐标系下的速度。

假定无人机在飞行过程中地磁场保持恒定, 联立(18)、(19)式, 再结合由加速度计确定的俯仰角和横滚角, 就可以解算出无人机在地理坐标系下的航向角。

3 利用扩展卡尔曼滤波进行数据融合

3.1 基于扩展卡尔曼滤波的加速度计/光流传感器组合模型

采用扩展卡尔曼滤波将加速度计数据和光流传感器的数据进行融合。选取无人机在导航坐标系下的速度和位置信息作为状态量, 利用光流传感器(在光流传感器中含有超声波传感器)和超声波传感器的输出作为观测量, 估计无人机的位置和速度信息。具体的估计方法如图 3 所示。

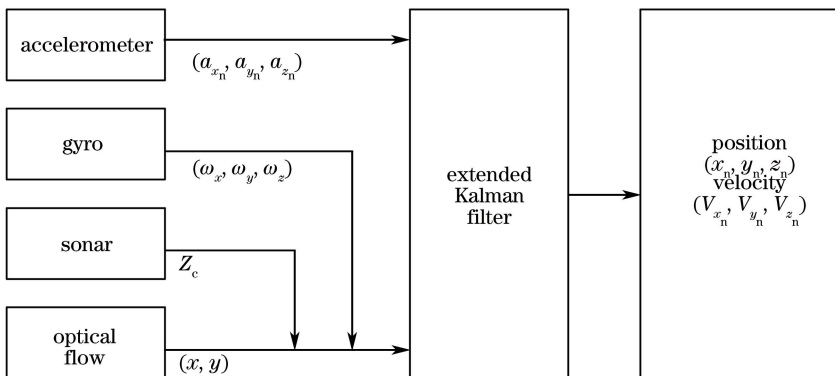


图 3 惯性测量单元(IMU)组合光流传感器估计速度和位置

Fig. 3 Velocity and position estimation by inertial measurement unit (IMU) combined with optical flow sensor

考虑非线性系统的状态方程和观测方程:

$$\mathbf{X}_{k+1} = F[\mathbf{X}_k \quad k] + \mathbf{B}_k \mathbf{U}_k + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{W}_k, \quad (20)$$

$$\mathbf{Z}_{k+1} = h[\mathbf{X}_{k+1} \quad k+1] + \mathbf{V}_{k+1}, \quad (21)$$

式中 $\mathbf{X}_k = [X_n \ Y_n \ Z_n \ V_{x_n} \ V_{y_n} \ V_{z_n}]^T$ 是状态向量, 包括无人机的速度信息和位置信息; $\mathbf{Z}_k = [x \ y \ Z_c]^T$ 是观测向量, 包括光流传感器输出的 x 方向光流和 y 方向光流以及超声波传感器的读数 Z_c ; $\mathbf{U}_k = [0 \ 0 \ 0 \ a_{x_n} \ a_{y_n} \ a_{z_n}]^T$ 是系统的控制向量, 由加速度计的数值经过坐标系矩阵变换得出; \mathbf{B}_k 是控制分配矩阵; $\mathbf{\Gamma}_k$ 是噪声分配矩阵; \mathbf{W}_k 是过程噪声矩阵; \mathbf{V}_k 是测量噪声矩阵; F 代表系统状态函数; h 代表观测函数。

将状态方程和观测方程代入扩展卡尔曼滤波的算法中, 可得

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1/k} = F[\mathbf{X}_k \quad k] + \mathbf{B}_k \mathbf{U}_k, \quad (22)$$

$$\mathbf{P}_{k+1/k} = \mathbf{\Phi}_{k+1,k} \mathbf{P}_k \mathbf{\Phi}_{k+1,k}^T + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{Q}_k \mathbf{\Gamma}_k^T, \quad (23)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1}, \quad (24)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1} = \hat{\mathbf{X}}_{k+1/k} + \mathbf{K}_{k+1} \{ \mathbf{Z}_{k+1} - h[\hat{\mathbf{X}}_{k+1/k} \quad k+1] \}, \quad (25)$$

$$\mathbf{P}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \mathbf{P}_{k+1/k} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1})^{-1} + \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{R}_{k+1} \mathbf{K}_{k+1}^T, \quad (26)$$

式中 $\mathbf{\Phi}_{k+1,k} = \left. \frac{\partial F[\mathbf{X}_k \quad k]}{\partial \mathbf{X}_k^T} \right|_{\mathbf{x}_k = \hat{\mathbf{x}}_k}$, $\mathbf{H}_{k+1,k} = \left. \frac{\partial h[\mathbf{X}_{k+1} \quad k+1]}{\partial \mathbf{X}_{k+1}^T} \right|_{\mathbf{x}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}}$ 。

通过上述扩展卡尔曼滤波过程, 可以得到地理坐标系下无人机的速度和位置信息。

3.2 基于扩展卡尔曼滤波的陀螺/加速度计/磁强计组合模型

通过陀螺输出角速率信号积分可以获取无人机的姿态, 但是微机电系统(MEMS)陀螺仪存在较严重的漂移, 而加速度计/磁力计组合能提供不同噪声、无漂移的姿态, 所以利用扩展卡尔曼滤波融合各个传感器中的数据。滤波过程如图 4 所示, 系统状态向量可表示为 $\mathbf{X}_k = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, 其中 $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为系统的状态四元数, 可以通过四阶龙格库塔法^[15]求出, $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为陀螺仪的输出值。

系统的观测向量可以表示为 $\mathbf{Z}_k = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$, 其中的四个四元数可以利用加速度计和磁强计的读数结合高斯牛顿法求出。

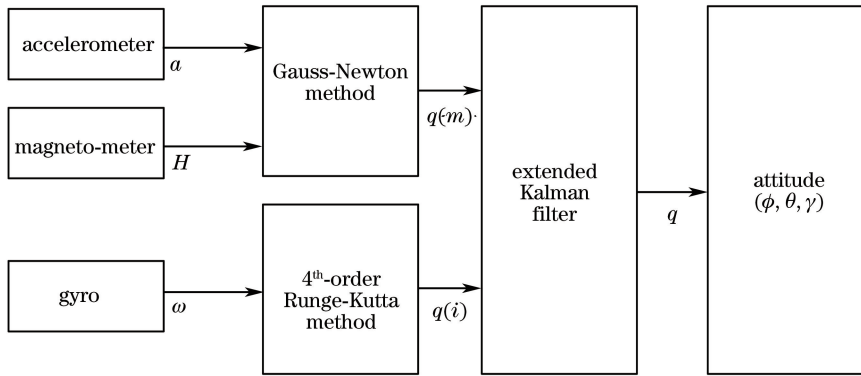


图4 加速度计组合磁强计确定姿态

Fig. 4 Attitude determination by combination of accelerometer and magnetometer

3.3 INS/光流/磁强计组合导航流程

利用扩展卡尔曼滤波,无论是在静止状态还是运动状态下,都可以用加速度计和光流的组合对无人机的运动速度和位置进行有效的估计。利用陀螺仪和加速度计/磁强计测量姿态的特点,当载体静止或匀速运动时,利用扩展卡尔曼滤波定时对陀螺仪积分得到的姿态进行修正;当检测到无人机在加速、减速或高速转动时,不再进行姿态修正,而是在前一步更新后的姿态基础上用陀螺仪数据进行捷联解算,直到载体恢复静止或匀速状态。整个导航的流程如图5所示。

4 实验与分析

4.1 实验平台简介

使用自主搭建的四旋翼飞行器平台。飞行控制处理器采用 STM32F103Z 半导体(意法半导体集团,瑞士),光流传感器为 PX4FLOW(3DRobotics 公司,美国);惯性测量单元(IMU)的角速度全格感测范围为 ± 250 ($^{\circ}$)/s, ± 500 ($^{\circ}$)/s, ± 1000 ($^{\circ}$)/s, ± 2000 ($^{\circ}$)/s,并且用户可程式控制的加速器全格感测范围为 $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$ 。三轴磁强计选择 HMC3883L(霍尼韦尔公司,美国),飞行器电机为 DJ12312 型(大疆公司,中国)。此外还使用了无线电台,可以将机载的传感器数据实时传回到计算机端。

4.2 实验结果

实验过程中,无人机沿正北方向飞行,在 x 方向基本保持恒定, y 方向前进了大约 50 m,飞行高度控制在 1 m。无人机的三个姿态角均使用比例积分微分算法调节在 10° 之内。用 Matlab 处理采集到的数据并作图,对比了仅使用惯导单元时的情况和使用 EKF 组合算法时的情况,结果如图 6、7 所示。

由图 6 可知, x 方向的速度应为 2 m/s;当只有加速度计传感器时,速度出现不断增加的现象,其误差在实验结束时达到了 8 m/s,而且可以推测出误差还在持续增加,无法准确地反映 x 方向的速度信息。利用扩展卡尔曼滤波的方法将光流与加速度的数据进行融合后, x 方向的速度基本在 2 m/s,误差不超过 4 m/s,且误差恒定。 y 轴方向的速度为 0,当只有加速度传感器时,速度呈现不确定的状态,其误差也随时间不断增加,经过 EKF 后, y 轴方向的速度约为 0 m/s,误差在 2 m/s 范围内,有效地消除了误差的不断累积。 z 轴方向的速度为 0,当只有加速度计传感器时,速度呈一次方程不断增长,甚至超过了 180 m/s,无法使用该数据进行有效导航,经过 EKF 后,速度约为 0,误差相对于未校正前的可忽略。

分析可得,利用光流传感器和超声波传感器的实时性、无累积误差的特性,对加速度传感器进行实时修正,使得无人机在实际飞行中能够及时地调整飞行数据。具体的过程:选取无人机在导航坐标系下的速度和位置信息作为状态量,并利用光流传感器和超声波传感器的输出作为观测量,估计无人机的速度信息。得到的结果显示,利用组合扩展卡尔曼滤波的方法可以有效地降低加速度计的随机漂移误差以及时间累积产生的积分误差。

由于陀螺仪累积误差在实际飞行中不断增大,会引发飞行事故,因此只利用陀螺仪(实验采用低成本的陀螺仪)无法进行飞行。图 7 为利用陀螺仪和磁强计的组合(简称为 only gyro)与利用扩展卡尔曼滤波两种

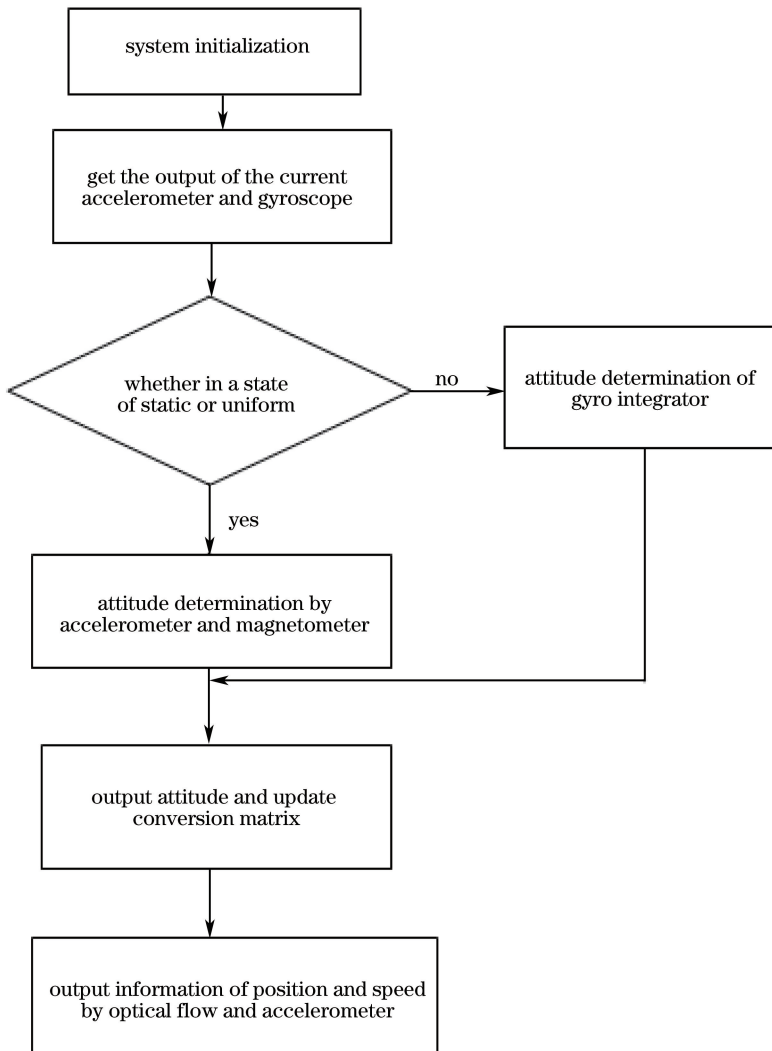


图 5 INS/光流/磁强计组合导航流程

Fig. 5 Flow chart of INS/optical flow/magnetometer integrated navigation

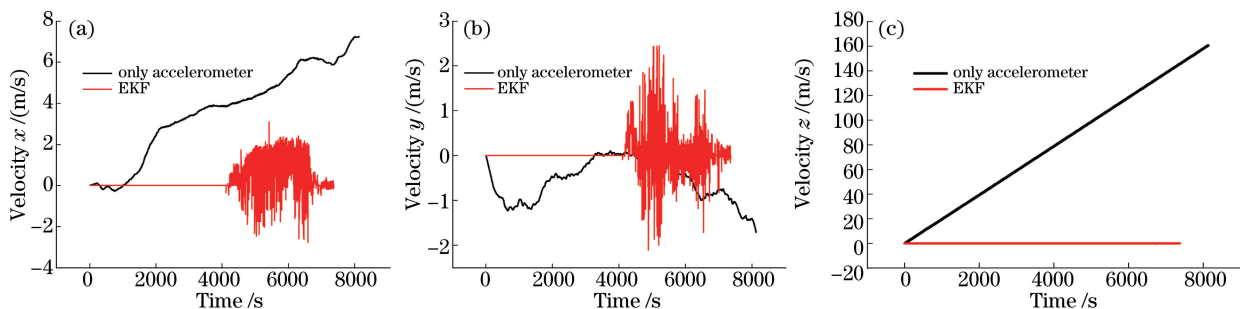


图 6 速度估计结果

Fig. 6 Velocity estimation results

情况的结果比较。分析实验数据可知,横滚角在实际中应为 0° 左右,但在 only gyro(磁强计已经对陀螺仪进行很好的校正)条件下,实验角度在 7° 左右,误差在 20° 以内;经过扩展卡尔曼滤波方法后,角度为 0° ,且误差缩小到 8° 以内。在 only gyro 条件下,俯仰角平均值为 5° ,误差在 25° 以内;经过扩展卡尔曼滤波方法后,角度基本在 0° 左右,误差在 10° 范围内。航向角在实际中应为 -180° (向正南方向),在 only gyro 条件下航向角平均值为 -150° ,误差在 80° 范围内,但经过扩展卡尔曼滤波方法后,航向角约为 -180° ,误差在 10° 以内。

分析可得,利用扩展卡尔曼滤波融合各个传感器中的数据,可以更加准确地反映飞行姿态,减小飞行误

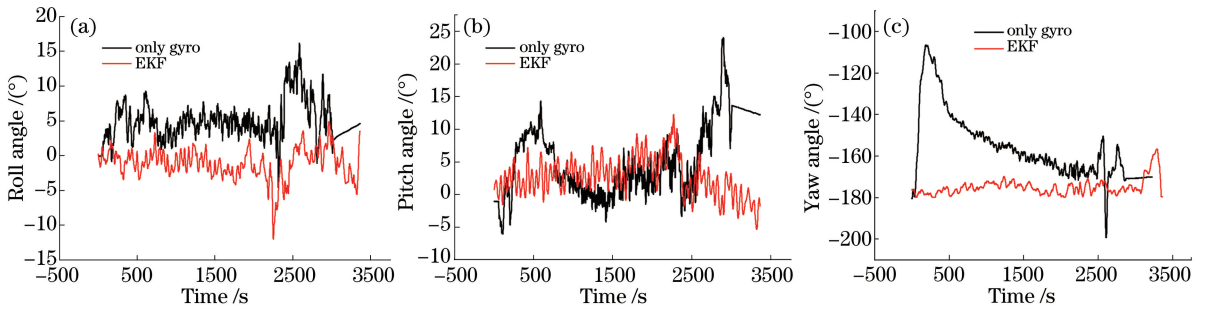


图 7 姿态估计结果

Fig. 7 Attitude estimation results

差。利用扩展卡尔曼滤波,通过陀螺输出角速率信号积分获取无人机的姿态,通过加速度计/磁力计组合提供不同噪声、无漂移的姿态,在静态和匀速运动阶段滤波器的输出可以很好地跟踪三个姿态角,很大程度上减小了陀螺常值漂移和随机漂移产生的误差。从得到的数据中可以发现,利用组合扩展卡尔曼滤波方法可以准确地反映飞行姿态,并且减小误差。

综上所述,提出的组合方法可以有效、实时地减小飞行误差且能及时地修正航向,这对长航时的自主飞行十分重要。

5 结 论

针对小型无人机在飞行过程的导航问题,提出了一种 INS/光流/磁强计组合导航的方案。该组合导航方案基于扩展卡尔曼滤波的多传感器信息融合,可以对小型无人机进行位置、速度和姿态的估计。实验表明,该方案可以有效提高小型无人机的导航性能,相比于单纯的捷联惯性导航可以显著减小导航时的位置、速度和姿态误差,具有工程应用价值。

参 考 文 献

- [1] Chao H Y, Cao Y C, Chen Y. Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A survey[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010, 8(1): 36-44.
- [2] Zhang Qiuzhao, Zhang Shubi, Zheng Nanshan, *et al.* Multiplefading robust cubature Kalman filter for GPS/INS integrated navigation[J]. Journal of China University of Mining & Technology, 2014, 43(1): 162-168.
张秋昭, 张书毕, 郑南山, 等. GPS/INS 组合系统的多重渐消鲁棒容积卡尔曼滤波[J]. 中国矿业大学学报, 2014, 43(1): 162-168.
- [3] Wu Youlong, Wang Xiaoming, Yang Ling, *et al.* Autonomous integrity monitoring of tightly coupled GNSS/INS navigation system[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2014, 43(8): 786-795.
吴有龙, 王晓鸣, 杨 玲, 等. GNSS/INS 紧组合导航系统自主完好性监测分析[J]. 测绘学报, 2014, 43(8): 786-795.
- [4] Song Yu, Weng Xinwu, Guo Xingang. Small UAV localization method based on optical-flow and inertial navigation[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2015, 34(1): 13-16.
宋 宇, 翁新武, 郭昕刚. 基于光流和惯性导航的小型无人机定位方法[J]. 传感器与微系统, 2015, 34(1): 13-16.
- [5] 丰趁得. MEMS-IMU/GPS 组合导航数据接收程序设计[J]. 科技展望, 2016(12): 162.
- [6] Pan Chao, Liu Jianguo, Li Junlin. An optical flow-based composite navigation method inspired by insect vision[J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(6): 1102-1112.
潘 超, 刘建国, 李峻林. 昆虫视觉启发的光流复合导航方法[J]. 自动化学报, 2015, 41(6): 1102-1112.
- [7] Wu Qi, Cai Zhihao, Wang Yingxun. Optical flow and landmark fusion method for unmanned aerial vehicles indoor navigation[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(11): 1511-1517.
吴 琦, 蔡志浩, 王英勋. 用于无人机室内导航的光流与地标融合方法[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1511-1517.
- [8] Gageik N, Strohmeier M, Montenegro S. An autonomous UAV with an optical flow sensor for positioning and

- navigation[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2013(10): 341.
- [9] Honegger D, Meier L, Tanskanen P, *et al.* An open source and open hardware embedded metric optical flow CMOS camera for indoor and outdoor applications[C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2013: 1736-1741.
- [10] Mercado D A, Flores G, Castillo P, *et al.* GPS/INS/optic flow data fusion for position and velocity estimation[C]. IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2013: 486-491.
- [11] Ding W D, Wang J L, Almagbile A. Adaptive filter design for UAV navigation with GPS/INS/optic flow integration [J]. International Conference on Electrical and Control Engineering, 2010: 4623-4626.
- [12] Lü Qiang, Ni Peipei, Wang Guosheng, *et al.* Hovering calibration of quadrotor aircrafts based on optical flow sensor [J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering, 2014, 28(3): 68-72.
吕 强, 倪佩佩, 王国胜, 等. 基于光流传感器的四旋翼飞行器悬停校正[J]. 装甲兵工程学院学报, 2014, 28(3): 68-72.
- [13] Zhang Hongtao, Zhang Guangyu, Li Longqiu, *et al.* Design of micro 2-D optical flow sensor[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35(5): 619-623.
张洪涛, 张广玉, 李隆球, 等. 微型二维光流传感器设计[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2014, 35(5): 619-623.
- [14] Huang Lan, Song Jianmei, Chen Puhua, *et al.* Visual navigation for UAV using optical flow estimation [C]. Proceeding of the 33th Chinese Control Conference, 2014: 816-821.
黄 岚, 宋建梅, 陈普华, 等. 基于光流的无人机视觉导航[J]. 第三十三届中国控制会议论文集, 2014: 816-821.
- [15] Chao H Y, Gu Y, Napolitano M. A survey of optical flow techniques for UAV navigation applications[C]. IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2013: 710-716.