

微小型四旋翼飞行器多信息非线性融合 导航方法及实现

刘建业 贾文峰 赖际舟 吕品

(南京航空航天大学自动化学院导航研究中心, 南京, 210016)

摘要: 导航系统的完好性及可用性是微小型无人飞行器实现自主可靠飞行的重要保障。本文设计了基于 ARM 处理器的四旋翼飞行实验平台, 提出一种采用 MEMS 微惯性器件、磁强计、GPS、光流图像传感器及气压计的多信息融合导航方案, 针对多传感器数据更新不一致的问题, 提出了时间更新和量测更新分离的异步滤波方法。针对微小型四旋翼无人飞行器的易受环境影响和多信息数据融合的非线性特点, 研究了 Sigma 点卡尔曼滤波器 (Sigma-point Kalman filter, SPKF) 的应用, 构建了一种新型的四旋翼飞行器微型多信息导航系统。实验表明, 该系统在静态和动态飞行环境下可对飞行器的姿态、速度和位置进行可靠估计和量测, 能够保证四旋翼飞行器自主飞行的精度和可靠性, 满足多种任务需求。

关键词: 四旋翼飞行器; 多信息融合微型导航系统; 多传感器; Sigma 点卡尔曼滤波器

中图分类号: V249.32

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)05-0575-08

Multi-information Nonlinear Fusion Technology of Micro Quadrotor Aircraft

Liu Jianye, Jia Wenfeng, Lai Jizhou, Lü Pin

(Navigation Research Center, College of Automation Engineering, Nanjing University of
Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The integrity and usability of the navigation system are important safeguards to small unmanned aerial vehicles' autonomous flight. A quadrotor aircraft with ARM microprocessor is designed. A multi-information fusion navigation scheme is proposed, which consists of micro-electro mechanical system (MEMS) inertial components, magnetometers, GPS, optic-flow imaging sensor and barometer. And an asynchronous centralized filter method is designed for separating the time update period and the measurement update period. According to the nonlinear characteristics of the navigation scheme, a non-linear Kalman filter based on Sigma-point Kalman filter (SPKF) is proposed. In all, a micro multi-information navigation system of the quadrotor aircraft is built. Experiments are carried out and the results show that the designed navigation system can supply good attitude, velocity and position reference both in a static-state test and in a dynamic flight test. The navigation system can meet the accuracy and reliability requirements of the quadrotor aircraft under different flight tasks.

Key words: quadrotor aircraft; micro multi-information fusion navigation system; multi-sensor; Sigma-point Kalman filter (SPKF)

基金项目: 国家自然科学基金(91016019, 61174197)资助项目。

收稿日期: 2013-08-30; 修订日期: 2013-09-18

通信作者: 刘建业, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: LJYAC@nuaa.edu.cn。

微小型四旋翼无人飞行器具有体积小、结构简单、可悬停和垂直起降等优点,特别适合在近地面环境(如室内、城区和丛林等)中执行监视、侦察等任务,具有广阔的军事和民用前景。

根据四旋翼飞行器的飞行任务,其通常具有飞行机动性强、飞行高度低、易受风力等环境因素影响的特点^[1-2],对导航系统的精度与可靠性有较高要求。而受四旋翼飞行器体积、载重、成本所限,其通常选用低成本、小型化的低精度机载导航传感器,从而对导航系统的方案配置与信息融合方法提出了特别的要求。为满足一般侦察、航拍等任务的需要,四旋翼飞行器悬停时位置误差要求小于3 m,短距离航路点自主飞行时位置误差小于5 m,飞行姿态估计精度小于 3° 。此外,为保证飞行安全,姿态稳定性相比一般飞行器要求更加苛刻^[3]。

微惯性/GPS 松组合导航方案虽然位置、速度估计精度较高,但是姿态估计精度不高,故较难适用于微小型旋翼飞行器^[4]。采用多传感器数据融合的方式对载体的姿态、速度与位置信息进行量测,是提高微小型飞行器自主导航性能的良好方案。文献[5]研究了惯性/GPS/磁强计组合导航系统在小型无人机中的应用,磁强计的使用提高了姿态估计精度;文献[6]研究了惯性/GPS/激光跟踪仪/图像传感器组合导航系统在四旋翼飞行器中的应用,采用了图像传感器对姿态进行量测, GPS/激光跟踪仪对位置进行量测。本文在此基础上提出了一种多传感器数据融合导航方案,在惯性导航基础上,采用了加速度计与磁强计对飞行姿态进行量测,而用 GPS、气压计及光流图像传感器数据对飞行的位置、速度进行量测。此方案解决了常规微惯性/GPS 松组合导航系统对姿态估计精度及可靠性较低的问题,可以同时满足四旋翼飞行器对航姿估计及位置、速度融合的要求。

同时,多导航传感器进行数据融合时,系统的非线性较强,常见的 EKF 滤波算法对高阶项的忽略会引入较大误差^[7]。本文针对多传感器数据融合的特性,研究了 Sigma 点卡尔曼滤波器(Sigma-point Kalman filter, SPKF)的应用,解决了系统高精度非线性滤波问题,以及非线性方程中传感器数据更新率不一致导致的量测矩阵时变的问题。

南京航空航天大学导航研究中心在国内较早开展了微小型飞行器导航系统相关技术研究及实

现,取得了多项技术成果和国家省部级奖项。在此基础上,实现了上述基于 SPKF 算法的微小型四旋翼飞行器多传感器非线性滤波融合导航系统。飞行实验表明,该系统可以对姿态、速度和位置进行有效估计,具有较好的精度和可靠性,适用于四旋翼飞行器机动飞行时的自主导航精度要求。

1 四旋翼飞行器多信息融合导航及控制模型

1.1 多信息融合微型导航系统设计

四旋翼多信息融合微型导航系统的原理框图如图1所示。在不同类型的导航传感器误差建模及补偿的基础上,采用直接法编排基于 SPKF 的组合导航非线性滤波器,其优点是系统状态更新方程为微惯导力学编排方程,保持精度的同时结构简单、计算效率高^[8]。根据多传感器数据更新不一致的问题,采用了时间更新和量测更新分离的异步滤波方法,并且量测矩阵是根据传感器类型而时变的。量测更新分为姿态量测与位置、速度量测,在姿态量测更新过程中,采用加速度计和磁强计在特定飞行状态内对姿态矩阵进行量测,抑制姿态角和航向角的长期发散。采用 GPS、气压计和光流图像传感器对位置和速度进行量测。最优融合后的状态估计值输出到制导及姿态控制回路。

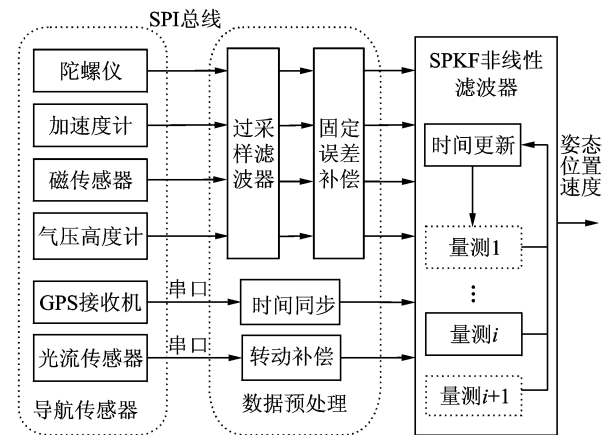


图1 微小型四旋翼多信息导航系统原理框图

1.2 四旋翼飞行器自主制导及控制方案

基于多信息融合的微型导航系统为飞行器提供了姿态、航向及位置参考信息,系统同时设计了可自主飞行的制导与姿态 PID 控制回路。制导过程包括位置和速度 PI 控制,根据自主飞行时的目标航路点和实际位置之间的误差,计算得出期望姿

态角度;姿态控制包括角度 PID 控制及角速率 PD 控制,以快速地控制频率跟踪姿态的变化。其方案如图 2 所示,其中下标 des 表示期望值,下标 nav 表示导航解算值。制导与控制单元的输入量为航路点及期望航向角,输出量为油门、俯仰、横滚、航向 4 个电机控制量。

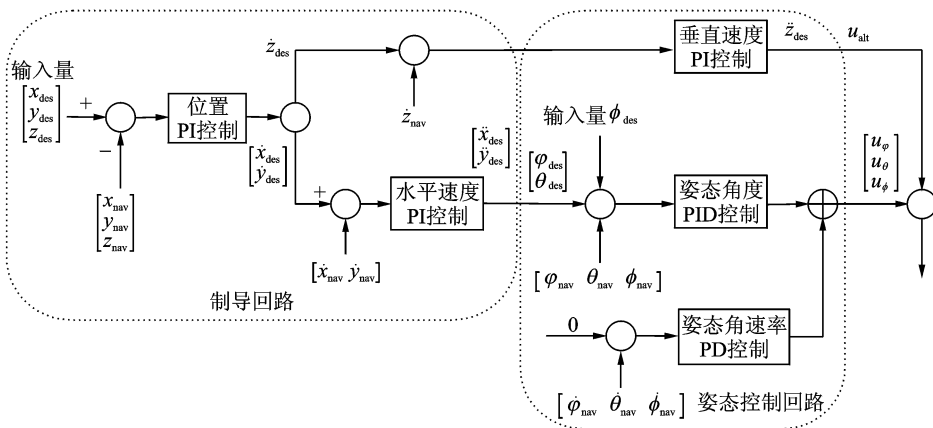


图 2 自主飞行时的制导及姿态控制系统设计

2 微惯性多信息融合导航算法

2.1 MEMS 微惯性传感器的误差建模

陀螺仪、加速度计和磁强计都需要在使用前标定和校正误差,其误差主要包括零偏、标度因子误差和非正交误差等。其中由于陀螺仪的零偏对温度非常敏感,需要进行温度标定^[9]。磁强计的输出受机体器件分布及外部磁环境的影响,需将传感器固定在四旋翼机体上,置于空旷环境中进行多位置标定。

因为低精度的 MEMS 惯性器件的随机噪声为非平稳噪声,通常将其建模为随机游走和白噪声^[10],以跟踪时变噪声的特征,其随机模型如下

$$\begin{aligned} f^b &= \tilde{f}^b - \nabla_a - \omega_a \\ w_{ib}^b &= \tilde{w}_{ib}^b - \nabla_g - \omega_g \\ \dot{\tilde{\nabla}}_a &= \omega_{b_a} \\ \dot{\tilde{\nabla}}_g &= \omega_{b_g} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: \tilde{f}^b 及 \tilde{w}_{ib}^b 为含误差的比力和角速率; f^b 和 w_{ib}^b 为补偿后的比力和角速率真值。

2.2 多信息融合方案及量测信息处理

本文将多信息融合过程分为系统状态更新及姿态量测、位置速度量测等环节。

(1) 系统方程的构建

取地理系为北东地直角坐标系,载体系为前右下坐标系。取 16 维系统状态变量分别为位置、速度、姿态四元数及陀螺仪、加速度计误差

$$\mathbf{X} = [\mathbf{p}^T \quad \mathbf{v}^T \quad \mathbf{q}^T \quad \nabla_a^T \quad \nabla_g^T] \quad (2)$$

表示导航解算值。制导与控制单元的输入量为航路点及期望航向角,输出量为油门、俯仰、横滚、航向 4 个电机控制量。

式中: $\mathbf{p} = [x \ y \ z]^T$ 设为北向、东向及地向相对悬停点/航路点的位置; $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为北向、东向及地向速度; $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为姿态四元数; $\nabla_a = [\nabla_{a_x} \ \nabla_{a_y} \ \nabla_{a_z}]^T$ 为加表随机游走; $\nabla_g = [\nabla_{g_x} \ \nabla_{g_y} \ \nabla_{g_z}]^T$ 为陀螺随机游走。

构建系统状态微分方程

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{p}} &= \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} &= \mathbf{C}_v^b \cdot (\tilde{f}^b - \nabla_a - \omega_a) + [0 \ 0 \ 1]^T g \\ \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes (\tilde{w}_{ib}^b - \nabla_g - \omega_g) \\ \dot{\tilde{\nabla}}_a &= \omega_{b_a} \\ \dot{\tilde{\nabla}}_g &= \omega_{b_g} \end{aligned} \quad (3)$$

系统噪声为 $[\omega_p^T \ \omega_v^T \ \omega_a^T \ \omega_{b_g}^T \ \omega_a^T \ \omega_g^T]$ 。

(2) 姿态量测方程的构建

利用加速度计在满足如下条件下对姿态进行量测^[11]: $||f_x^b| - g| < \sigma_a, |w_{ib}^b| < \sigma_g, |\dot{w}_{ib}^b| < \sigma_w$, 其中 σ_a, σ_g 和 σ_w 为门限值。

加速度计量测的方程为

$$f^b + \nabla_a = \mathbf{C}_n^b \cdot \mathbf{g}^n + \omega_a^{\text{acc}} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ g]^T$ 为地理系重力加速度矢量; ω_a^{acc} 为加速度计的量测噪声, $\omega_a^{\text{acc}} = |\sqrt{(f_x^b)^2 + (f_y^b)^2 + (f_z^b)^2} + |\nabla_a| - g| \cdot \sigma_a$ 。

磁强计的输出 m^b 不受机动加速度的影响,引入地磁场模型,用误差精确补偿后的磁强计数据对全姿态信息进行量测,保证机动飞行时姿态估计的准确性,建立量测方程为

$$\mathbf{m}^b = \mathbf{C}_n^b \cdot \mathbf{m}^n + \boldsymbol{\omega}_m \quad (5)$$

式中 \mathbf{m}^n 为当地地理系的地磁矢量。设当地磁偏角为 θ_{dec} , 磁倾角为 θ_{inc} , 如图 3 所示, 则 $\mathbf{m}^n =$

$$\begin{bmatrix} \cos\theta_{\text{inc}} \cos\theta_{\text{dec}} \\ \cos\theta_{\text{inc}} \sin\theta_{\text{dec}} \\ -\sin\theta_{\text{inc}} \end{bmatrix}, \boldsymbol{\omega}_m \text{ 为磁传感器量测噪声。}$$

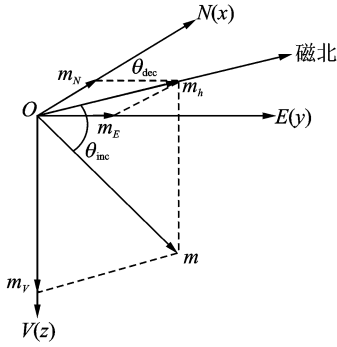


图 3 地理系磁向量示意图

(3) 位置、速度量测方程的构建

GPS 对位置、速度信息进行量测时, 考虑微型 GPS 接收机数据的时滞, 在应用时需要进行时间同步。状态量以缓冲区的形式存储, 如图 4 所示, 设 N 为某一时刻经 PPS 信号计算的迟滞周期。图 4(a) 表示当前状态 \mathbf{p}_t^- , 以上一次量测更新时的状态 \mathbf{p}_{t-M}^- 为基础; 图 4(b) 表示 $t-N$ 时刻新的 GPS 数据达到, 对此时的状态量 \mathbf{p}_{t-N}^- 进行量测更新; 图 4(c) 表示以 $t-N$ 时量测后的状态 \mathbf{p}_{t-N}^+ 为基础, 递推计算得到当前状态的估计值 \mathbf{p}_t^+ 。

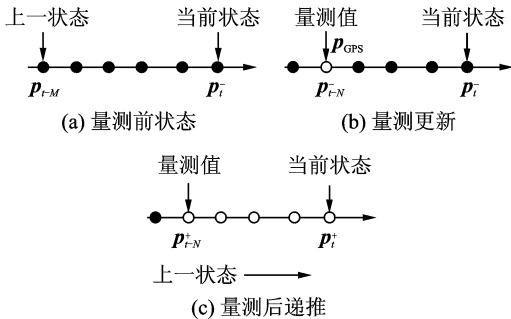


图 4 多传感器融合导航系统的 GPS 时间同步

建立 $t-N$ 时刻的位置、速度量测方程为

$$\begin{aligned} \mathbf{p}_{\text{GPS}} &= \mathbf{p}_{t-N}^- + \boldsymbol{\omega}_p^{\text{GPS}} \\ \mathbf{v}_{\text{GPS}} &= \mathbf{v}_{t-N}^- + \boldsymbol{\omega}_v^{\text{GPS}} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}_p^{\text{GPS}}, \boldsymbol{\omega}_v^{\text{GPS}}$ 为 GPS 量测噪声。

为了保证近地面飞行时 GPS 信号较弱甚至丢失的情况下飞行器的位置估计精度及可靠性, 采用

了光流图像传感器与气压计数据分别对水平位置和高度通道进行量测。光流图像传感器的输出量为平面像素点位移量, 根据镜头参数、高度、角速率及姿态角等信息, 可以计算出相对地面的实际位移量^[12]。气压计的输出可计算出海拔高度信息, 在飞行时间内其相对高度估计的精度高。建立两者的量测方程如下

$$\begin{aligned} \mathbf{p}_{\text{optic}} &= \mathbf{p} + \boldsymbol{\omega}_{\text{optic}} \\ h_{\text{pressure}} &= h + \boldsymbol{\omega}_{\text{pressure}} \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{p}_{\text{optic}}$ 为光流传感器输出经过转动误差补偿后的水平位移量; $\boldsymbol{\omega}_{\text{optic}}$ 为光流传感器量测白噪声; $\boldsymbol{\omega}_{\text{pressure}}$ 为气压计量测噪声。

3 基于 SPKF 的多信息融合非线性滤波算法

SPKF 算法基于 UT 变换和非线性密度函数逼近, 通过构造一组 Sigma 采样点来捕获系统的统计参量, 每个 Sigma 点经过非线性函数变换, 由加权线性回归后的 Sigma 点表示系统的后验分布。根据 Sigma 采样点选取的不同分为无迹卡尔曼滤波 (UKF) 和中心差分卡尔曼滤波 (CDKF)^[13]。

与 EKF 非线性滤波算法相比, SPKF 算法避免了系统状态方程和量测方程的线性化, 采用非线性密度函数逼近使得滤波算法精度更高。由于需要对采样点进行 UT 变换, 增大了算法的计算量, 文献[14]对 SPKF 算法与 EKF 算法的计算量进行了比较, 前者约为后者的 2~3 倍。然而本系统采用较高性能的浮点型 ARM 处理器进行导航解算, 可充分满足 SPKF 算法的实时性要求。

多传感器数据融合系统具有多量测方程的特性, 需要在时间更新和量测更新时分别计算带过程噪声和不同量测噪声的 Sigma 点, 得到惯性解算和各传感器量测时不同的统计特性。由于 UKF 算法在计算 Sigma 点时需要同时包含过程噪声和量测噪声, 所以本文采用平方根形式的 CDKF 算法, 计算效率和稳定性更好。

基于 SPKF 的四旋翼多信息微型导航系统非线性滤波器结构如图 5 所示。

其算法流程如下:

(1) 计算 Sigma 点前的初始化

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = E[\mathbf{x}_0], \mathbf{S}_{x_0} = \sqrt{E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^T]} \quad (8)$$

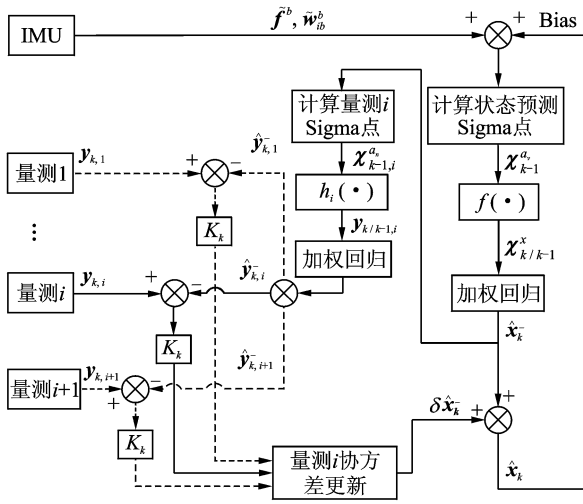


图 5 基于 SPKF 的多信息微型导航系统非线性滤波器结构

式中: \hat{x}_0 为状态初值; S_{x_0} 为状态协方差初值。

(2) 计算 Sigma 点用于状态一步预测

$$\hat{x}_{k-1}^a = [\hat{x}_{k-1}^T \quad \bar{v}^T]^T, S_{x_{k-1}^a} = \begin{bmatrix} S_{x_{k-1}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & S_v \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\chi_{k-1}^a = [\hat{x}_{k-1}^a \quad \hat{x}_{k-1}^a + hS_{x_{k-1}^a} \quad \hat{x}_{k-1}^a - hS_{x_{k-1}^a}] \quad (10)$$

将状态变量 \hat{x}_{k-1} 和系统噪声 \bar{v} 扩增为变量 $\hat{x}_{k-1}^a, S_{x_{k-1}^a}$ 为扩增协方差矩阵, χ_{k-1}^a 为包含状态变量统计特性的 Sigma 点。

(3) 进行状态一步预测

$$\begin{aligned} \chi_{k/k-1}^x &= f(\chi_{k-1}^x, \chi_{k-1}^v) \\ \hat{x}_k^- &= \sum_{i=0}^{2L_1} \omega_i^m \chi_{i,k/k-1}^x \\ A &= \sqrt{\omega_1^c} (\chi_{1:L_1, k/k-1}^x - \chi_{L_1+1:2L_1, k/k-1}^x) \\ B &= \sqrt{\omega_2^c} (\chi_{1:L_1, k/k-1}^x + \chi_{L_1+1:2L_1, k/k-1}^x - 2\chi_{0, k/k-1}^x) \\ S_{x_k^-} &= QR\{[A \quad B]\} \end{aligned} \quad (11)$$

式中: χ_{k-1}^x 和 χ_{k-1}^v 分别为 Sigma 点集的前 x 列和前 v 列, x 和 v 为原状态变量和系统噪声的维数; A, B 分别为 Sigma 点集的加权一阶、二阶差分。

(4) 计算 Sigma 点用于状态量测更新

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k-1}^n &= [(\hat{x}_k^-)^T \quad \bar{n}^T]^T, S_{x_{k-1}^n} = \begin{bmatrix} S_{x_k^-} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & S_n \end{bmatrix} \\ \chi_{k-1}^n &= [\hat{x}_{k-1}^n \quad \hat{x}_{k-1}^n + hS_{x_{k-1}^n} \quad \hat{x}_{k-1}^n - hS_{x_{k-1}^n}] \end{aligned} \quad (12)$$

(5) 进行量测更新

$$y_{k/k-1} = h(\chi_{k-1}^x, \chi_{k-1}^n), \hat{y}_k^- = \sum_{i=0}^{2L_1} \omega_i^m y_{i,k/k-1}$$

$$\begin{aligned} C &= \sqrt{\omega_1^c} (y_{1:L_2, k/k-1} - y_{L_2+1:2L_2, k/k-1}) \\ D &= \sqrt{\omega_2^c} (y_{1:L_2, k/k-1}^x + y_{L_2+1:2L_2, k/k-1}^x - 2y_{0, k/k-1}^x) \\ S_{y_k} &= QR\{[C \quad D]\} \end{aligned}$$

$$P_{x_k, y_k} = \sqrt{\omega_1^c} S_{x_k}^- [y_{1:L_2, k/k-1} - y_{L_2+1:2L_2, k/k-1}]^T$$

$$K_k = (P_{x_k, y_k} / S_{y_k}^T) / S_{y_k}$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (y_k - \hat{y}_k^-)$$

$$U = K_k S_{y_k}, S_{x_k} = \text{cholupdate}\{S_{x_k}^- \quad U \quad -1\} \quad (13)$$

式中 χ_{k-1}^x 和 χ_{k-1}^n 分别为 Sigma 点集的前 x 列和前 n 列, x 和 n 为原状态变量和量测噪声的维数; C, D 分别为 Sigma 点集的加权一阶、二阶差分。

4 飞行实验及分析

在自主设计的导航及飞控系统的基础上,建立了四旋翼飞行实验平台,其机身长 65 cm,质量为 1.8 kg(包括导航飞控系统、各类传感器、机体及电池等)。四旋翼飞行器系统组成如图 6 所示。为了验证四旋翼导航及控制算法的性能,在实验室用基准设备测试了导航系统姿态精度,结果表明可以满足系统要求;对四旋翼飞行器进行了多次定点悬停实验及航路点自主飞行实验,经过反复试飞及调试,系统性能达到了预定要求。

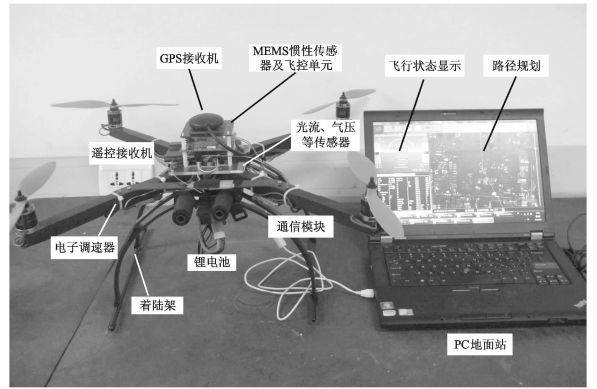


图 6 四旋翼飞行器系统组成

为了验证低动态情况下的导航性能,在低空微风环境下对四旋翼进行了多次悬停飞行实验。选取其中一次典型的飞行实验进行分析,其悬停时间为 9 min,实验场景如图 7 所示。其位置和速度变化曲线如图 8,9 所示,水平位置误差概率图如图 10 所示。分析可知,悬停时北向位置误差绝对值为 0.26 m (1σ),东向位置误差绝对值为 0.11 m (1σ),最大水平误差不超过 ± 1 m;高度误差绝对值为 0.05 m (1σ),其误差变化范围为 $-0.4 \sim$



图7 四旋翼飞行实验

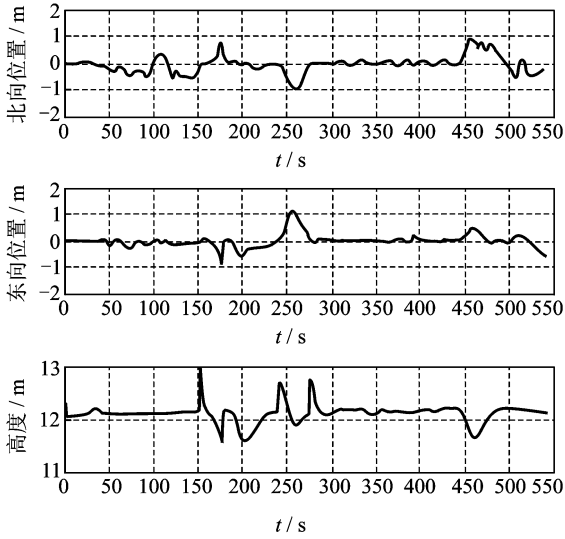


图8 悬停实验位置变化曲线

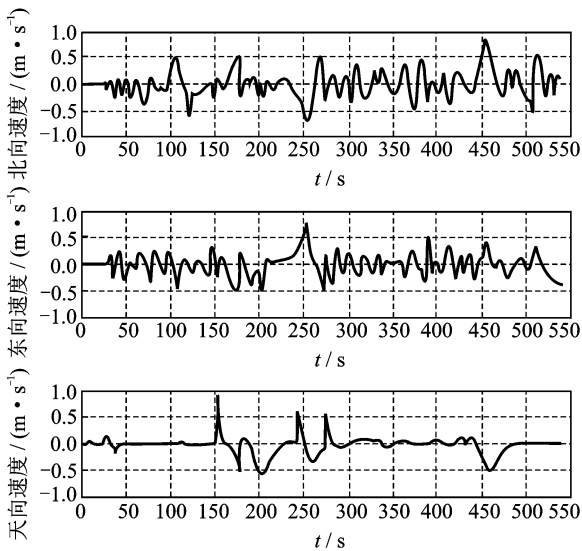


图9 悬停实验速度变化曲线

0.9 m; 3个方向的线速度基本保持在 0.5 m/s 以内,最大瞬时速度不超过 1 m/s。

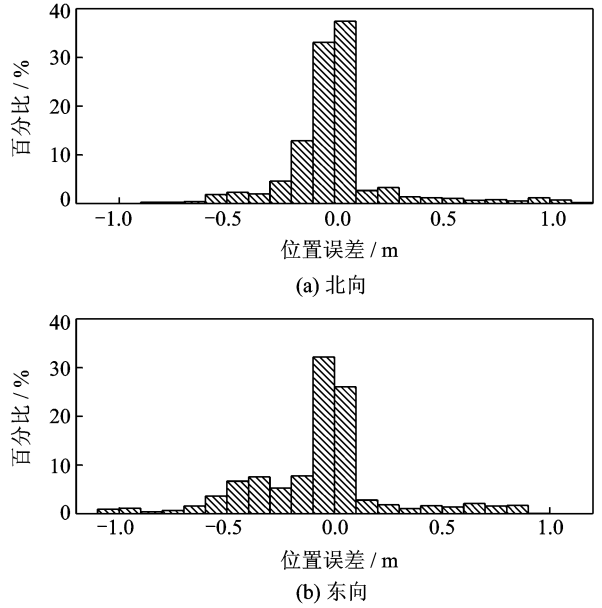


图10 悬停实验水平位置误差概率图

悬停实验表明,本文提出的多传感器非线性滤波算法在低动态情况下能够为飞控单元提供准确、稳定的位置和速度信息,有效抑制了传感器精度低及外部环境等引起的干扰。

为了验证四旋翼飞行器在动态飞行情况下的导航性能,设计了自主飞行实验。在实验时,四旋翼飞行器按照预设的航迹进行飞行,通过将导航结果与预设航迹相对比的方式对导航系统进行评价。这是微小型无人飞行器室外飞行时导航系统常用的评价方法^[5,15],可以较好地体现导航、制导与控制的整体误差和性能,并对导航系统飞行任务的完成能力进行考核。

自主飞行分为起飞、航路点、返航、降落几个阶段。起飞前预设航路点半径为 3 m,即达到与航路点 3 m 距离内认为达到此航路点,开始加载下一航路点。飞行一圈的时间为 65 s,飞行轨迹与预设航路的水平位置对比如图 11 所示。

在图 11 中,预设航路为飞行前人为设定的预定航迹,飞行轨迹为四旋翼导航系统得到的航迹。可以看出,设计的四旋翼飞行器能够按照预设航迹飞行,且可准确到达航路点半径内。

同时可以看出,预设航路与飞行轨迹之间存在一定偏差,图 12 为其误差曲线图,其平均位置偏差为 0.87 m,该误差是由导航、制导及控制环节共同产生的。图中显示在 30 s 左右、某航路点附近的误差较大,据分析,这是由于转换飞行方向时的机

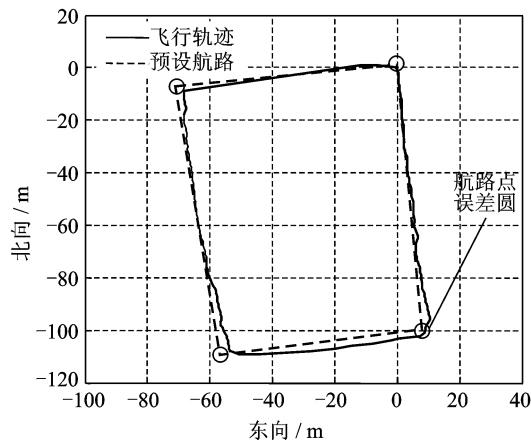


图11 飞行轨迹与预设航路对比

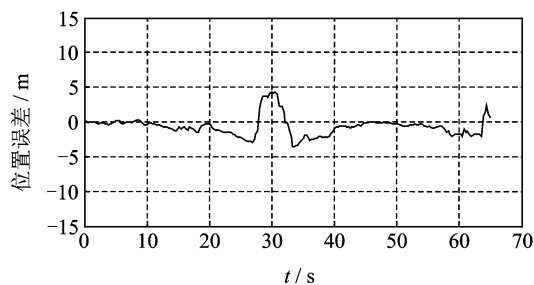


图12 自主飞行位置误差变化曲线

动性及此时的偶然风力等外界环境影响导致了一定的控制偏差。

总体来看,自主飞行控制的位置偏差在预期范围内,可以满足短距离范围内四旋翼飞行器的飞行精度需要,更大范围的自主飞行实验还在进一步进行中。

5 结束语

微型四旋翼飞行器导航系统的特点是需要首先保证航姿信息的精度和可靠性,同时能够有效地融合估计位置和速度。本文提出并实现了一种基于 SPKF 非线性滤波的多传感器数据融合导航系统方案,有效处理了传感器的延时、噪声及非线性等问题,解决了 GPS 数据对姿态信息的干扰问题,并通过多信息融合增强了位置估计的自主性,保证了机动飞行时的姿态、位置、速度估计精度,为飞行器的自主稳定飞行提供了保障。飞行实验表明,本文提出和应用的多信息导航系统结构和滤波算法能保证微型四旋翼无人飞行器动态情况下的导航精度和可靠性,满足执行多种任务的需要。

参考文献:

- [1] Kendoul F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems[J]. *Journal of Field Robotics*, 2012,29(2):315-378.
- [2] 郭鹏飞,任章,邱海韬,等. 机动加速度辅助的航姿系统扩展卡尔曼滤波[J]. *系统工程与电子技术*, 2009, 31(3):625-628,637.
Guo Pengfei, Ren Zhang, Qiu Haitao, et al. Maneuvering acceleration assisted extended Kalman filter for attitude and heading reference system[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2009,31(3):625-628,637.
- [3] Bristeau P J, Callou F, Vissière D, et al. The navigation and control technology inside the AR. drone micro UAV [C]//*Proceedings of the 18th IFAC World Congress*. Milano, Italy:[s. n.], 2011:1477-1484.
- [4] Wendel J, Meister O, Schlaile C, et al. An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006,10(6):527-533.
- [5] 曹娟娟,房建成,盛蔚,等. 低成本多传感器组合导航系统在小型无人机自主飞行中的研究与应用[J]. *航空学报*, 2009,30(10):1923-1929.
Cao Juanjuan, Fang Jiancheng, Sheng Wei, et al. Study and application of low-cost multi-sensor integrated navigation for small UAV autonomous flight [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(10):1923-1929.
- [6] Weiss S, Achtelik M W, Chli M, et al. Versatile distributed pose estimation and sensor self-calibration for an autonomous MAV [C]//*Proceedings of the 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S. l.]:IEEE, 2012:31-38.
- [7] Martin P, Salaün E. Generalized multiplicative extended Kalman filter for aided attitude and heading reference system [C]//*Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Toronto, Ontario Canada:AIAA, 2010.
- [8] 柳明,刘雨,苏宝库. 改进的 UKF 在惯导平台误差模型辨识中的应用[J]. *控制与决策*, 2009,24(1):129-132.
Liu Ming, Liu Yu, Su Baoku. Application of improved UKF in error model identification of inertial navigation platform[J]. *Control and Decision*, 2009,

- 24(1):129-132.
- [9] 李荣冰,刘建业,赖际舟,等. 微小型飞行器惯性组合姿态确定与航路导航研究[J]. 航空学报, 2008, 29(S):178-183.
- Li Rongbing, Liu Jianye, Lai Jizhou, et al. Research on inertial integrated attitude determination and waypoint navigation for micro air vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(S):178-183.
- [10] Lai Jizhou, Lü Pin, Liu Jianye, et al. Noncommutativity error analysis of strapdown inertial navigation system under the vibration in UAVs[J]. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2012, 136(9):1-8.
- [11] 刘建业,杭义军,李荣冰,等. MEMS 微惯性姿态系统的环境适应性优化设计技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(5):669-676.
- Liu Jianye, Hang Yijun, Li Rongbing, et al. Optimization design technology of environmental worthiness for MEMS inertial attitude reference system[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(5):669-676.
- [12] Meier L, Tanskanen P, Fraundorfer F, et al. Pixhawk: A system for autonomous flight using onboard computer vision [C]//*Proceedings of the Robotics and Automation (ICRA) 2011 IEEE International Conference on*. Shanghai:IEEE, 2011:2992-2997.
- [13] Harada T, Mori T, Sato T. Development of a tiny orientation estimation device to operate under motion and magnetic disturbance[J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2007, 26(6):547-559.
- [14] 李丹. 小卫星多传感器自主导航关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
- [15] Hoffmann G M, Huang H, Waslander S L, et al. Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed[J]. *Control Engineering Practice*, 2011, 19(9):1023-1036.

