

引用格式:王伟,房德国,胡镇,等.四旋翼飞行器导航系统的数据融合方法[J].电光与控制,2019,26(3):84-88,96. WANG W, FANG D G, HU Z, et al. Data fusion method of quad-rotor aircraft's navigation system[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(3):84-88, 96.

## 四旋翼飞行器导航系统的数据融合方法

王伟, 房德国, 胡镇, 华锡焱, 潘泉  
(南京信息工程大学信息与控制学院, 南京 210044)

**摘要:**以时间戳对准和故障诊断技术为核心,根据四旋翼飞行器在执行任务时的实际需要,设计了组合导航系统。该系统搭载微机电系统(MEMS)的加速度计和陀螺仪, MEMS气压计和GPS传感器。首先设计预测器对GPS的数据进行时间戳对准,使得GPS的数据和惯导(INS)的数据同步;其次用量测数据(GPS和气压计)与INS数据进行故障诊断,防止量测数据跳变以及惯导数据误差的持续增大;最后采用基于时间戳对准和故障诊断的扩展卡尔曼滤波器设计组合导航系统,从而估计出四旋翼飞行器的位置和速度信息。

**关键词:**四旋翼飞行器; 扩展卡尔曼滤波器; 组合导航; 时间戳对准; 故障诊断

**中图分类号:** TP273.3 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.03.018

## Data Fusion Method of Quad-Rotor Aircraft's Navigation System

WANG Wei, FANG De-guo, HU Zhen, HUA Xi-yan, PAN Xiao

(School of Information and Control, Nanjing University of Information Science & Technology, Nanjing 210044, China)

**Abstract:** Based on time stamp alignment and fault diagnosis technology, this paper designs an integrated navigation system to meet the actual requirements of the quad-rotor aircraft when executing tasks. The system is equipped with MEMS accelerometer and gyroscope, MEMS barometer and GPS sensor. First, a predictor is designed to align the time stamp of the GPS data, so as to synchronize the GPS data with the Inertial Navigation System (INS) data. Second, the measured data (from GPS and barometer) and the INS data are used for fault diagnosis, so as to prevent the jump of the measured data and the continuous increasing of the error of INS data. Finally, an extended Kalman filter based on time stamp alignment and fault diagnosis is used to design the integrated navigation system, so as to estimate the position and velocity of the quad-rotor aircraft.

**Key words:** quad-rotor aircraft; extended Kalman filter; integrated navigation; time stamp alignment; fault diagnosis

### 0 引言

随着微机电系统和航天技术的快速发展,四旋翼飞行器也被广泛应用到军事和民用领域中:在军事领域中,四旋翼飞行器可以进行战场巡逻、搜索救援和物资运输<sup>[1-2]</sup>;民用领域中,可以用四旋翼飞行器进行风机检测、农药喷洒和航拍摄影<sup>[3-4]</sup>。然而四旋翼飞行器无论应用在哪个方面,所要求的最基本能力就是导航。

目前无人飞行器上的导航主要有捷联惯性导航系统(INS)、陆基无线电导航系统和GPS卫星导航系统,

而每种导航系统都有自己的特点,例如:INS在短时间内精度高,可以时刻跟随无人机的高机动性,但存在误差积累,导航的精度随时间增长而发散;陆基无线电导航系统精度高,但只能定位无人飞行器的位置,功能上因此受到了限制;GPS卫星导航系统精度不随时间发散,但是数据传输的频带较窄,容易丢失信号。

随着无人机的不断发展,人们对于无人飞行器性能的要求也越来越高,单个导航系统的精度不断被提高,但始终有限,于是组合导航技术便随之产生<sup>[5-7]</sup>。本文研究了一种基于时间戳对准和故障诊断的扩展卡尔曼滤波器在组合导航系统中的应用。

### 1 传统组合导航系统的特性及目标

四旋翼飞行器一般采用INS和GPS传感器、气压

收稿日期:2018-04-02

作者简介:王伟(1972—),男,黑龙江双鸭山人,博士,教授,研究方向为无人机控制。

计传感器进行组合导航。通常先将 INS 中陀螺仪测得的角速度信息、加速度计测得的加速度信息以及磁力计信息传送给飞行计算机,由飞行计算机计算出从机体坐标系到参考坐标系之间的转换矩阵,再通过这个矩阵把三轴加速度分量从机体坐标系转移到参考坐标系上,通过积分计算出速度和位移,再将速度和位移与辅助导航系统(GPS 传感器和气压计传感器)的数据进行比较。在这个过程中可以利用转换矩阵进行无人机的姿态角解算,从而准确得出无人飞行器的速度和位置,具体流程如图 1 所示。

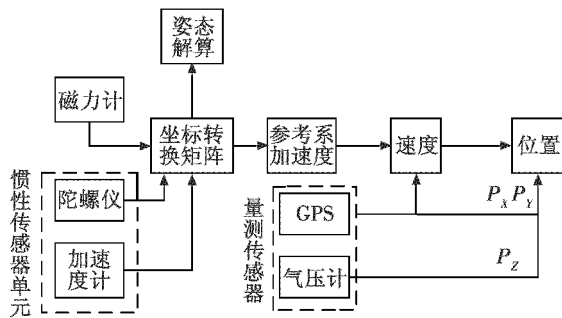


图 1 组合导航系统原理

Fig. 1 Principle of integrated navigation system

为了进行后续的结论推导,首先建立两个坐标系,第一个坐标系是机体坐标系,它是一个正交的坐标系且符合右手螺旋定则,为了方便角度识别,称  $X$  轴为横滚轴, $Y$  轴为俯仰轴, $Z$  轴为偏航轴;同时定义一个参考坐标系, $X$  轴的正方向指向地理的正北方向并符合右手螺旋定则,即三轴分别指向北、东和地。其次设定姿态角,分别为横滚角  $\phi$ 、俯仰角  $\theta$ 、偏航角  $\psi$ ;又因三维空间向量在坐标系间的转换可以用四维空间向量表示,因此引进四元数  $\vec{q}$ ,且  $\vec{q} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3$ 。

虽然多传感器组合导航系统可以弥补单个传感器功能上的缺陷<sup>[8]</sup>,但传感器之间处理数据的时间各不相同,相互间会有延迟和超前,在很多的设计上都忽略了这一点。同时,如果用来辅助导航的传感器像 GPS 在精度上出现较大误差时,惯导数据再与其进行数据融合其精度将不增反降,甚至使算法发散,出现错误。

## 2 改进的组合导航系统模型设计

针对传统组合导航系统中各个传感器的数据时间戳不一致,设计了一个预测器,用来弥补 GPS 传感器和气压计传感器在接收与处理数据上的时间延迟;在扩展卡尔曼滤波器的量测更新时,INS 和量测传感器的数据融合之前要设计故障诊断判断器,当出现量测传感器的数据超过所能接受的误差范围,则在当前计算周期下扩展卡尔曼滤波器拒绝与量测数据融合,只进行状态更新,这样将大幅度提高导航系统的准确性。

## 2.1 预测器的设计

在组合导航系统中,GPS 传感器提供较低的测量采样率(通常为  $0.5 \sim 10 \text{ Hz}$ <sup>[9]</sup>),而在四旋翼飞行器上 INS 的陀螺仪的测量采样率较高(通常可以达到  $1 \text{ kHz}$ ),以及在卫星跟踪传感器的内部可能导致明显的延迟,使卫星跟踪测量相对于陀螺仪的测量数据具有一定的延时;气压计测量时夹杂噪声,缩短采样周期会产生较大的采样误差。在设计基于扩展卡尔曼滤波器的组合导航算法时,忽略量测数据与 INS 数据的延时会降低扩展卡尔曼滤波器算法的稳定性,因此在扩展卡尔曼滤波器的量测更新步骤前,设计一个预测器来补偿量测数据与 INS 数据的延时带来的影响。

四旋翼飞行器上的姿态运动和矢量测量具有一定的对称性<sup>[10]</sup>。设计一个独立于滤波器的预测器,这个预测器可以和任何一个观测器相互融合。假设每个量测传感器测量数据的延时是已知的,有准确数据的时间戳。进行数据采样时,把传感器的延时分为采样前和采样后,如图 2 所示。

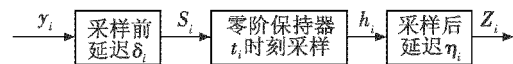


图 2 姿态传感器延迟模型 1

Fig. 2 Attitude sensor delay model 1

采样前的延时来源于辅助元件要进行必要的初始化,元件的数据通信;采样后的延时是对采样得到的数据进行处理和转化所需要的时间。假设采样是发生在  $t_i$  时刻,则可以设计让  $S_i(t) = y_i(t - \delta_i)$ ,且在零阶保持器中并没有延迟,可以得到  $S_i(t) = h_i(t)$ ;再经过采样后的延迟可以得到  $Z_i(t) = h_i(t - \eta_i)$ ,化简得  $Z_i(t) = y_i(t - \delta_i - \eta_i) \quad t \in (t_i + \delta_i + \eta_i, t_{i+1} + \delta_i + \eta_i)$ 。

$$(1)$$

由于图 2 的模型增加了计算机的运算过程,因此可以将图 2 模型进一步化简,如图 3 所示。

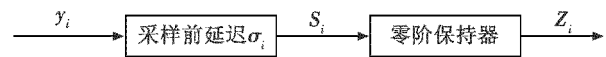


图 3 姿态传感器延迟模型 2

Fig. 3 Attitude sensor delay model 2

当  $\sigma_i = \delta_i + \eta_i$  时,图 2 的模型与图 3 的模型等价,在  $t'_i$  时刻,量测传感器的测量结果是  $Z_i$ ,这个结果相对于实际的测量输出  $y_i$  延迟了  $\sigma_i$ ,这个输出的结果将一直被锁存,直到  $t'_{i+1}$  时刻结果的到来,相当于延迟算子和零阶保持器的级联组合,算式如下

$$Z_i(t) = y_i(t'_i - \sigma_i) \quad t \in (t'_i, t'_{i+1}) \quad (2)$$

所以当前的测量结果反映  $\sigma_i$  前的状态信息,而将惯性导航测量单元测量的数据信息存储在飞行计算机的一个缓冲区中,缓冲时间为  $\sigma_i$ ,这样可弥补量测单元因采样延时带来的影响。

## 2.2 扩展卡尔曼滤波器的设计

四旋翼飞行器的动态系统模型是一个六自由度的刚体运动学模型<sup>[11-14]</sup>,除了传感器要测量的状态量之外,还包括状态量的偏移量,这些偏移量是随机产生的,一般无规律可循,所以设计的扩展卡尔曼滤波器的状态变量为位置、速度、姿态(四元数)和角速度偏移量,即

$$\vec{x} = (\vec{p} \quad \vec{v} \quad \vec{q} \quad \vec{b}_\omega)^T. \quad (3)$$

扩展卡尔曼滤波器的输入为 INS 中测量的机体的角速度 $\vec{\omega}_m$ 和加速度 $\vec{a}_m$ ,机体坐标系中测量的角速度包含噪声和角速度偏移,测量的加速度包含噪声和地球重力,如

$$\vec{u} = \begin{pmatrix} \vec{\omega}_m \\ \vec{a}_m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{\omega} - \vec{w}_\omega + \vec{b}_\omega \\ \vec{a} - \vec{w}_a - \mathbf{C}_c^b(0 \quad 0 \quad 0)^T \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中: $\vec{\omega}$ 和 $\vec{a}$ 分别为四旋翼飞行器真实角速度和真实加速度; $\vec{w}_\omega$ 和 $\vec{w}_a$ 分别为角速度和加速度的测量噪声; $\mathbf{C}_c^b$ 为参考坐标系到机体坐标系的旋转矩阵;扩展卡尔曼滤波器的状态方程是状态变量和输入的非线性函数,即

$$\dot{\vec{x}} = \begin{pmatrix} \dot{\vec{p}} \\ \dot{\vec{v}} \\ \dot{\vec{q}} \\ \dot{\vec{b}}_\omega \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{v} & \mathbf{C}_c^b \vec{a} & \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \vec{\omega} & \vec{w}_b \end{pmatrix}^T \quad (5)$$

$$\text{其中, } \boldsymbol{\Omega} = \begin{pmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{pmatrix}.$$

虽然式(5)能够清楚表达无人机运动的动力学过程,但是为了将状态方程规范化,可以将式(5)改写为

$$\dot{\vec{x}} = \vec{f}(\vec{x}, \vec{u}, \vec{w}). \quad (6)$$

联立式(4)~式(6)可得

$$\vec{f}(\vec{x}, \vec{u}, \vec{w}) = \begin{pmatrix} \vec{v} \\ \mathbf{C}_c^b(\vec{a}_m + \vec{w}_a) + (0 \quad 0 \quad \mathbf{g})^T \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\vec{\omega}_m + \vec{w}_\omega - \vec{b}_\omega) \\ \vec{w}_b \end{pmatrix}. \quad (7)$$

扩展卡尔曼滤波器的输出量分别为位移、速度、地磁和高度,同理量测传感器分别是 GPS、地磁和气压计,可得输出方程为

$$\vec{y} = \vec{h}(\vec{x}) = (\vec{p} \quad \vec{v} \quad \vec{B}_b \quad A_b)^T = \begin{pmatrix} \vec{p} & \vec{v} & \mathbf{C}_c^b \vec{B}_b & -p_z \end{pmatrix}^T \quad (8)$$

式中: $A_b$ 为气压计测得的高度,其模值等于位移在 Z 轴方向的大小,机体框架中的磁场表示为参考坐标系(NED 系)的恒定磁场,而各个传感器的输出伴随着测

量噪声 $\vec{u}$ ,即

$$\vec{z} = \vec{y} + \vec{u}. \quad (9)$$

以上的状态方程和输出方程是非线性的,在扩展卡尔曼滤波器中将状态方程和输出方程线性化,线性化后使雅可比矩阵方程成立,即

$$(\mathbf{F} \quad \mathbf{G} \quad \mathbf{H})^T = \begin{pmatrix} \frac{\partial \vec{f}}{\partial \vec{x}} & \frac{\partial \vec{f}}{\partial \vec{w}} & \frac{\partial \vec{h}}{\partial \vec{x}} \end{pmatrix}^T. \quad (10)$$

又因 EKF 算法是一个离散的时间算法,基于如下离散的系统模型

$$\begin{cases} \vec{x}_k = \boldsymbol{\Phi} \vec{x}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma} \vec{w}_{k-1} \\ \vec{z}_k = \mathbf{H} \vec{x}_k + \vec{\chi}_k \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}$ 、 $\boldsymbol{\Gamma}$ 和 $\mathbf{H}$ 分别为状态转移矩阵、噪声驱动矩阵和测量矩阵;过程噪声 $\vec{w}$ 和测量噪声 $\vec{\chi}$ 都认为是白噪声,其协方差分别为 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 。为了将连续时间模型离散化,可以使用以下一阶近似

$$\begin{cases} \boldsymbol{\Phi} \cong \mathbf{I} + \mathbf{F}T \\ \boldsymbol{\Gamma} \cong \mathbf{G}T \end{cases} \quad (12)$$

式中, $T$ 为采样周期。

## 2.3 故障诊断判断器设计

在组合导航中, GPS 传感器数据质量受外界条件制约,容易出现丢星等现象;而气压计传感器数据在四旋翼飞行器做大机动刹车动作和迎风飞行时,数据会受到气流干扰,波动很大,所以需要设计一个故障诊断判断器,保证准确的量测数据进行扩展卡尔曼滤波器的量测更新。

在导航系统数据融合过程中,首先进行扩展卡尔曼滤波器的状态更新,得到四旋翼飞行器的速度和位置信息

$$\vec{x} = \vec{x}_{k-1} + \int_{t_{k-1}}^{t_k} \vec{f}(\vec{x}_{k-1}, \vec{u}_{k-1}) dt. \quad (13)$$

根据对应的采样时间计算出 $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ ,从而估计出状态协方差

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} + \mathbf{F}T) \mathbf{P}_{k-1} (\mathbf{I} + \mathbf{F}T)^T + T^2 \mathbf{G} \mathbf{Q} \mathbf{G}^T. \quad (14)$$

然后将状态更新的速度和位置作为故障诊断判断器的输入,这里引入权值 $e_1, e_2, w_1$ 和 $w_2$ ,使得 $e_1 + e_2 = 1$ 和 $w_1 + w_2 = 1$ ;同时引入 INS 数据与 GPS 传感器数据的误差 $\Delta f$ , INS 数据与气压计传感器数据的误差 $\Delta g$ 。采用 $\vec{y}_{k1}$ 表示 INS 测量的数据, $\vec{y}_{k2}$ 表示 GPS 传感器测量的数据, $\vec{y}_{k3}$ 表示气压计测量的数据。在飞行过程中,以 INS 数据作为基准值,根据飞行的不同状态(大机动刹车,迎风飞行),设计相应的阈值 $\xi$ 和 $\rho$ ,使得 $\Delta f = |\vec{y}_{k1} - \vec{y}_{k2}| < \xi, \Delta g = |\vec{y}_{k1} - \vec{y}_{k3}| < \rho$ ,如果 $\Delta f$ 和 $\Delta g$ 超过了阈值,则表明量测传感器数据(GPS 和气压计)在当

前计算周期,量测数据不可用,当前的最优估计值为状态更新(INS 数据积分得到的速度、位置信息),即  $\vec{x} = \vec{y}_{k1}$ 。如果  $\Delta f$  和  $\Delta g$  均小于阈值,由于本次测量的误差与上一次的测量误差具有独立性,所以可以将权值进行逐级均匀递减,并得出测量输出为  $\vec{y} = e_1 \cdot \vec{y}_{k1} + e_2 \cdot \vec{y}_{k2}$  和  $\vec{y} = w_1 \cdot \vec{y}_{k1} + w_2 \cdot \vec{y}_{k3}$ 。

接着完成扩展卡尔曼滤波器的量测更新步骤,得到最优估计

$$\vec{x}_{k+1} = \vec{y} + \mathbf{K}(\hat{Z}_k - \vec{x}_k) \quad (15)$$

式中,  $\mathbf{K}$  为卡尔曼增益,即

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_k \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_k \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (16)$$

最后更新状态协方差矩阵

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k - \mathbf{K} \mathbf{H} \mathbf{P}_k \quad (17)$$

工作流程如图4所示。

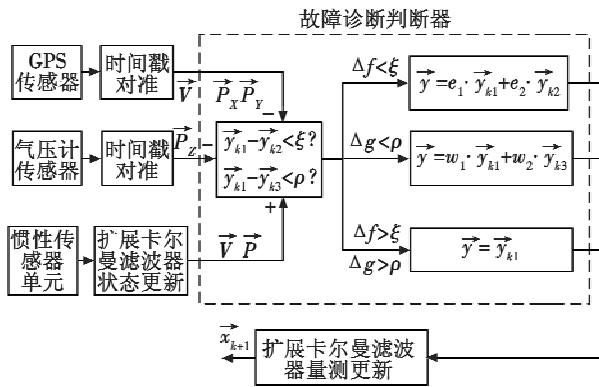


图4 改进的组合导航系统工作流程图  
Fig.4 Flow chart of the improved integrated navigation system

### 3 实验结果及分析

数据经过时间戳对准和故障诊断后,不仅能够得到正确的状态信息,而且增加了四旋翼飞行器系统的稳定性;仿真结果如图5所示。为了清晰观察,仿真时间设置为0~0.3s,红色点线表示理想位置,黑色虚线表示在无延时条件下算法计算的位置,绿色实线表示有延时条件下计算的位置,当在做密集的上下摆动时,带有时间延时的位置跟踪信号会出现偏差,降低系统的准确性;图6显示的是速度跟踪的结果,红色点线表示理想速度,黑色虚线表示在无延时条件下算法计算的速度,绿色实线表示有延时条件下计算的速度,由于存在时间延时,无法准确显示实时速度及其变化情况。

在室外进行飞行实验时,采用图7所示的四旋翼飞行器;飞行平台搭载了飞行控制系统、惯性测量单元、GPS 传感器,高精度 RTK 系统,采用高精度 RTK 系统实时采集速度、位置信息,与算法获得的结果进行对比验证。

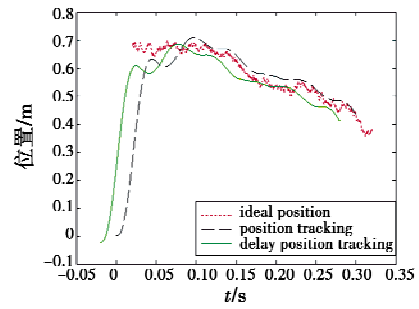


图5 时间戳校准前和校准后的位置跟踪  
Fig.5 Position tracking before and after time stamp calibration

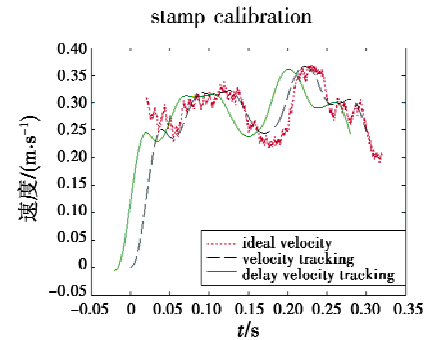


图6 时间戳校准前和校准后的速度跟踪  
Fig.6 Velocity tracking before and after time stamp calibration



图7 四旋翼飞行器  
Fig.7 Quad-rotor aircraft

由图8和图9可以看出,曲线追踪效果良好,相较于RTK的数据,预测器和EKF给出的速度信息可以提前约0.2s,降低了GPS接收和处理数据的延时问题,提高了四旋翼飞行器速度信息的准确性。图9是图8速度实验部分时间段的截图。图10和图11是四旋翼飞行器水平位置信息,红色虚线表示的是高精度RTK的位置数据,蓝色实线表示的是本文的预测器和EKF算法结合得出的位置结果。图11是图10位置实验部分时间段的截图,由图11可以看出两者曲线跟踪效果良好,四旋翼飞行器在大机动前后左右移动时,并没有出现偏离和振荡现象,与速度推算一样,同样具有超前效果。

对四旋翼飞行器进行垂直方向上的速度和位置信息验证时,先手动操作遥控器,起飞完成后,让四旋翼飞行器悬停1min左右,然后控制油门杆,进行缓慢的

上升和下降运动,在83 s左右时,进行一次快速打杆操作,杆量迅速回中,保持当前高度。实验结果如图12所示,垂直方向的速度能够很好地跟踪参考速度,高度的变化趋势也与参考高度以及气压计传感器相吻合,图中的跟踪误差是由参考值存在一定的数据漂移造成的,可以忽略不计。

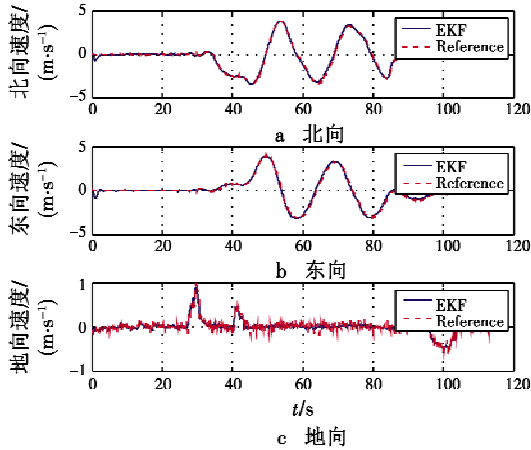


图8 水平速度飞行实验

Fig. 8 Flight experiment of horizontal speed

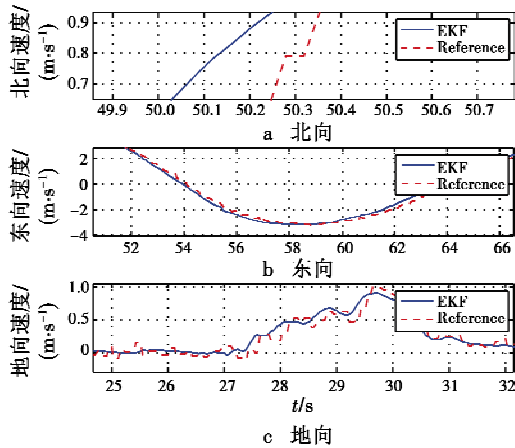


图9 水平速度飞行实验(部分)

Fig. 9 Flight experiment of horizontal speed(partial)

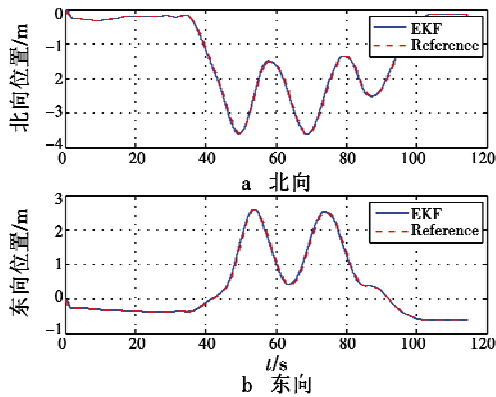


图10 水平位置飞行实验

Fig. 10 Flight experiment of horizontal position

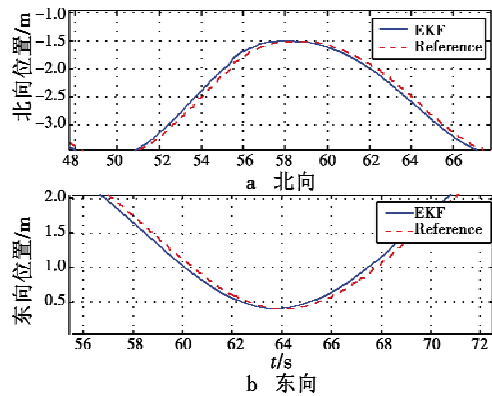


图11 水平位置飞行实验(部分)

Fig. 11 Flight experiment of horizontal position (partial)

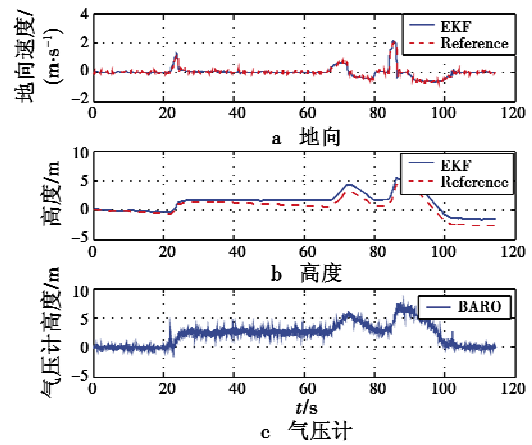


图12 高度飞行实验

Fig. 12 Flight experiment of altitude

### 4 结束语

针对传统组合导航系统 GPS 存在延时和补偿精度小的问题,本文建立了基于时间戳对准和故障诊断的四旋翼无人机的组合导航系统模型。采用扩展卡尔曼的滤波算法,通过融合 GPS 和气压计的数据信息,对惯性测量元件量测的数据进行补偿,克服了 GPS 接收和处理数据的延时问题,增加了四旋翼无人机速度和位置的解算精度。通过仿真和实验表明该系统具有较高的稳定性和较强的抗干扰性。

### 参考文献

[1] 关旭宁,魏瑞轩,吴楠,等. 无人机跟踪地面目标制导控制方法[J]. 电光与控制,2013,20(10):51-55.  
 [2] COODARZI F A, LEE D, LEE T. Geometric stabilization of quadrotor UAV with a payload connected by flexible cable [C]//Proceedings of American Control Conference, Portland, 2014:4925-4930.

(下转第96页)

系统内部的任务功能分配与功能实现方法,后续可依据功能模型扩展至总线通信研究。本文以某飞机的典型作战过程为例开展研究,结果表明该方法在设计开发中能够准确快速传递系统功能模型,缩短开发周期,减少因文档描述歧义产生的错误从而提高设计质量,为后续系统设计实现全图形化开发提供了设计思路。

### 参 考 文 献

- [1] 茹伟,张双,胡宇凡. 基于 UML 的民用飞机电源系统设计与实现[J]. 电光与控制,2016,23(3):82-86.
- [2] 申彦君. 基于 DoDAF 的体系结构建模在反潜飞机任务系统设计中的应用[J]. 电光与控制,2014,21(9):90-94.
- [3] 张彦,肖忠炳,何金胜,等. 基于 Rhapsody 的综合数据管理软件设计与实现[J]. 航空电子技术,2014,45(3):42-45,51.
- [4] 刘兴华,曹云峰,沈春林. 模型驱动的复杂反应式系统顶层设计与验证[J]. 系统仿真学报,2009,21(14):4284-4287.
- [5] 刘兴华,曹云峰. 一种模型驱动的嵌入式控制软件设计技术研究[J]. 系统仿真学报,2013,25(7):1530-1534.
- [6] 吕伟. 基于 Simulink 与 DOORS 融合模型的系统工程方法研究[J]. 自动化应用,2017(2):24-25.
- [7] 徐文,熊智勇,张国全. 基于 Harmony 系统工程的 IMA 应用开发[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(11):2067-2077.
- [8] 何火军. 基于 Rhapsody 的飞行控制系统数字化设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
- [9] 张宇龙. 航电全任务数据仿真系统架构设计与验证[D]. 成都:电子科技大学,2015.
- [10] 文武红. Rhapsody 在柴油机电子控制上的应用研究[D]. 太原:中北大学,2005.
- (上接第 88 页)
- [3] 聂博文,马宏绪,王剑,等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制,2007,14(6):113-117.
- [4] PEDERI Y A, CHEPORNIUK H S. Unmanned aerial vehicles and new technological methods of monitoring and crop protection in precision agriculture[C]//IEEE International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), Kiev, 2015:298-301.
- [5] GHAFOOR S S. 基于立体视觉和王维激光扫描仪的无人抗自主避障和导航技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
- [6] KELLER J. Navy issues urgent order to equip MQ-8 UAV helicopter with maritime surveillance radar[J]. Military and Aerospace Electronics, 2013, 24(2):31-32.
- [7] 龚子然,代勇,王响,等. 基于视觉的室内四旋翼无人机目标追踪系统设计[J]. 仪器仪表用户,2018,25(1):5-8.
- [8] 黄建,胡月黎,杨文荣,等. 组合导航系统在四旋翼无人机上的实现[J]. 电子技术应用,2015,41(5):167-170.
- [9] MARKLEY F L, CRASSIDIS J L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control [M]. Berlin: Springer, 2014.
- [10] KHOSRAVIAN A, TRUMPF J, MAHONY R, et al. Recursive attitude estimation in the presence of multi-rate and multi-delay vector measurements[C]//Proceedings of the American Control Conference (ACC), IEEE, 2015:1-8.
- [11] 张天光,王秀萍,王丽霞. 捷联惯性导航技术[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [12] 吕印新. 基于 MEMS/GPS 的微型无人机组合航姿系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
- [13] 马特维耶夫·拉斯波波夫. 捷联式惯性导航系统设计原理[M]. 贾福利,陶冶,王兴岭,等译. 北京:国防工业出版社,2009.
- [14] MICHAEL N, MELLINGER D, LINDSEY Q, et al. The GRASP multiple micro-UAV testbed[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2010, 17(3):56-65.