

引用格式:陈超. UAV 进近阶段组合导航信息融合方案设计[J]. 电光与控制, 2020, 27(2):79-84. CHEN C. Design of an information fusion scheme for integrated navigation of UAVs in approaching stage[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(2):79-84.

UAV 进近阶段组合导航信息融合方案设计

陈超

(火箭军士官学校, 山东 青州 262500)

摘要: 为了修正无人机(UAV)捷联惯性导航系统的漂移,实现 UAV 组合导航系统的搭建,对 UAV 进近阶段组合导航方案的信息融合技术进行了研究,结合信息融合 Kalman 滤波法的基本概念,推导出用于修正捷联惯性导航系统漂移的激光测距仪、电子罗盘和高度表系统的模型,再对 UAV 组合导航信息融合子系统进行建模,构造基于间接参数估计的多速率 Kalman 滤波系统。通过 Matlab 搭建数学模型,实现对 UAV 组合导航信息融合系统的仿真,验证了信息融合方案的可行性。

关键词: 无人机; 自主导航; 进近阶段; 信息融合; 建模

中图分类号: V249.32⁺8

文献标志码: A

doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2020.02.017

Design of an Information Fusion Scheme for Integrated Navigation of UAVs in Approaching Stage

CHEN Chao

(Sergeant School of Rocket Force, Qingzhou 262500, China)

Abstract: In order to correct the drift of the UAV strapdown inertial navigation system and realize the construction of UAV integrated navigation system, the information fusion technology of integrated navigation scheme for UAV in approaching stage is studied. Based on the basic concept of Kalman filter method for information fusion, the models of laser range finder, electronic compass and altimeter system used to correct the drift of strapdown inertial navigation system are deduced, and then the model of the aviation information fusion subsystem for UAV integrated navigation is built. A multi-rate Kalman filtering system based on indirect parameter estimation is constructed. The simulation of UAV integrated navigation information fusion system is realized by building a mathematical model with Matlab, and the feasibility of the information fusion scheme is verified.

Key words: UAV; autonomous navigation; approaching stage; information fusion; modeling

0 引言

近些年来,世界范围内将大量的资源投入到无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)的设计、研发和使用中,其中,安全回收(着陆)是其研制技术的关键之一,是重复利用的先决条件,也是发挥作战职能的重要保障。在 UAV 整个飞行过程中,着陆过程是其最复杂并且事故发生率最高的阶段,因此,UAV 能够安全精准地完成自主着陆回收成为其技术发展的重难点^[1]。

目前比较常见的仪表着陆系统、微波着陆系统以

及卫星定位系统等都属于半自主着陆系统,均需要飞行器之外的设备进行辅助导航,不能满足实际需求。本文考虑到半自主着陆方式的局限性,对 UAV 着陆过程的进近阶段的自主组合导航方案进行研究。

如果 UAV 仅搭载捷联惯性导航系统和高度表这些常规传感器设备,在长时间飞行后,捷联惯性导航系统的漂移无法得到有效的修正和校准,因而无法完成 UAV 自主着陆的导航,所以必须引入其他传感器设备,搭建组合导航系统来实现着陆任务。通过在 UAV 上加载电子罗盘,可以得到精确的姿态角数据;通过在 UAV 上搭载激光测距仪可以获得距地面的深度信息;通过搭载下置摄像机可以采用视觉导航系统来辅助修正惯导系统的导航数据。其中,针对 UAV 组合导航系统

收稿日期:2019-03-17

修回日期:2019-12-05

作者简介:陈超(1983—),男,吉林辉南人,硕士,研究方向为自动控制。

各个传感器模块的信息融合技术的研究,决定了组合导航系统的可行性,是整个方案的关键。

1 信息融合的 Kalman 滤波法

Kalman 滤波被用于即时处理浅层的数据,具有实时性;使用 Kalman 滤波作为信息融合的方法具有有效性,可以给出最优估计;Kalman 滤波法具备迭代特点,故融合系统的信息融合过程无需海量的信息存贮和冗杂的计算。

1.1 直接法和间接法

用于信息融合的 Kalman 滤波器根据选取系统状态量的不同,可将其分为直接滤波法以及间接滤波法两种^[2]。其中:直接法的状态量就是导航子系统输出的导航参数,其方案如图 1(a)所示;间接法的状态量选取为各个导航子系统输出的导航参数的误差值^[3],其方案如图 1(b)所示。

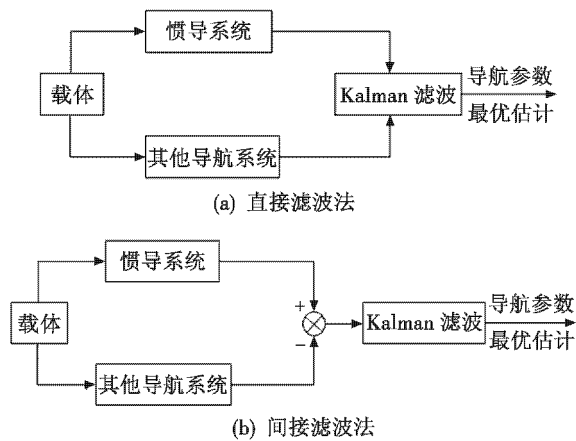


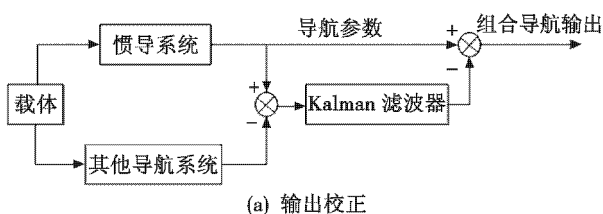
图 1 Kalman 滤波分类

Fig. 1 Kalman filtering types

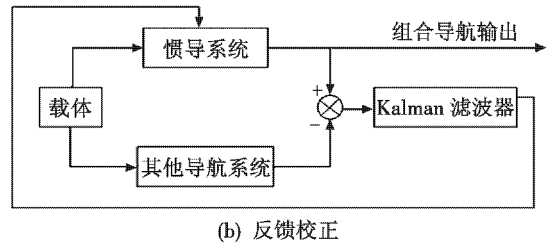
虽然直接法能直接反映出系统的动态过程,但在实际应用时还需解决许多问题。所以本文研究的 UAV 着陆过程中进近阶段组合导航系统采用的是基于间接法的 Kalman 滤波器。

1.2 输出校正和反馈校正

对于 Kalman 滤波器的状态估计输出结果,有两种处理方法:1) 开环校正法,也称输出校正法,如图 2(a)所示;2) 反馈校正法,如图 2(b)所示。开环校正和闭环校正对于 Kalman 直接滤波法和间接滤波法得到的估计都是适用的^[4]。



(a) 输出校正



(b) 反馈校正

图 2 Kalman 滤波校正原理图

Fig. 2 Schematic diagram of Kalman filter correction

输出校正具有建模简单的优点,而且来自滤波器的误差无法对导航子系统造成严重干扰,其缺点是滤波精度不够。反馈校正的优点是惯导输出为小量,基于此能够忽略方程的数学模型误差,但该方法的缺点突出,实际应用难度大,且滤波器的误差会直接对惯性导航系统的输出造成干扰。由于本文研究的 UAV 着陆进近阶段持续时间较短,滤波器的误差不会对导航子系统造成严重的干扰,故本文的 UAV 着陆进近阶段组合导航方案采取输出校正状态估计方法。

2 UAV 组合导航系统各传感器建模

2.1 激光测距仪建模

脉冲激光测距仪的测距原理为:从测距点发射一束激光脉冲至被测目标,被测目标接收到激光脉冲之后,其中的一部分激光反射回发出点被探测器接收^[5]。假设 ΔT_L 为激光脉冲从发射点发射至被测目标再返回所需的时间间隔^[6],则激光测距仪与被测目标之间的距离 R_L 为

$$R_L = \frac{1}{2} c \cdot \Delta T_L \quad (1)$$

式中, c 为大气光速,即真空中的光速与近地面或海平面的平均大气折射率的比。

激光测距仪检测的精准程度主要受以下两方面影响:激光测距仪各组成部分误差,即系统误差,记作 $\Delta\sigma_L$;激光脉冲在大气传播中产生的误差,即随机误差^[7],记作 $\Delta\delta_L$ 。综上得出激光测距仪距离被测目标的测量值 R_L 与真实值 R 之间的关系为

$$R_L = R + \Delta\sigma_L + \Delta\delta_L \quad (2)$$

系统误差主要包括电光系统的延迟误差、计数频率引入的误差和由大气折射引起的误差等,通过建模修正可以使其对实际测量的影响较小,故可忽略不计。随机误差主要包括由于计数器频率不稳定引入的误差、光学修正残差、脉冲前沿变化误差等,随机误差具有随机性的特点使其不能被修正,本文假设激光测距仪随机误差 $\Delta\delta_L$ 是均方差为 σ_L 的高斯白噪声。综上所述,激光测距仪的测量模型为

$$R_L = R + \Delta\delta_L \quad (3)$$

2.2 电子罗盘建模

对电子罗盘精度产生干扰的主要因素均可通过各种措施予以补偿^[8]。故可以参考一般电子罗盘(如 HMR 3000)的性能参数进行分析,本文假设电子罗盘输出更新速率为 20 Hz,其姿态角测量值 ψ_{MG}^e 为

$$\psi_{MG}^e = \begin{bmatrix} \theta_{MG} \\ \gamma_{MG} \\ \psi_{MG} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta + \delta\theta \\ \gamma + \delta\gamma \\ \psi + \delta\psi \end{bmatrix} = \psi^e + \delta \quad (4)$$

式中, $\delta = [\delta\theta, \delta\gamma, \delta\psi]^T$ 是协方差阵为对角阵 $Q_{MG} = \text{diag}(\sigma_{\theta_{MG}}^2, \sigma_{\gamma_{MG}}^2, \sigma_{\psi_{MG}}^2)$ 的白噪声向量。由此得到电子罗盘的姿态角测量误差 $\delta\psi_{MG}^e$ 为

$$\delta\psi_{MG}^e = \begin{bmatrix} \delta\theta_{MG} \\ \delta\gamma_{MG} \\ \delta\psi_{MG} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\theta \\ \delta\gamma \\ \delta\psi \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.3 高度表系统建模

气压高度表的标准大气静压基准值存在误差,故气压高度表所在的高度相对于机场跑道的高度值 H_{bar} 存在常值偏移 B ,则 H_{bar} 表示为

$$H_{bar} = -z_0^e + B \quad (6)$$

式中: $-z_0^e$ 为高度表真实高度测量值。

雷达高度表的测量信号比较弱,使用时不易被敌方探测器探测到,满足 UAV 隐身性要求。但是,由于地面地形起伏,精度较高的雷达高度表给出的测量信息 H_{radar} 中噪声 v_{radar} 较大,即

$$H_{radar} = -z_0^e + v_{radar} \quad (7)$$

综上,本文将气压高度表和雷达高度表进行组合,组成一套高度表系统应用于组合导航。针对雷达高度表的高频特性和气压高度表的低频特性^[9],通过互补滤波法,融合两种高度表的测量数据,消除气压高度表产生的稳态误差以及雷达高度表产生的测量噪声。

可以使用互补滤波法把误差特性相反的两个传感器信号进行融合。在高低通滤波器时间常数协调一致的前提下,高噪声分量的信号可以使用低通滤波器 $G_L(s)$ 进行滤波,含有零点误差的信号可以使用高通滤波器 $G_H(s)$ 进行滤波,就能够实现良好的滤波效果。

高度表系统的互补滤波设计原理如图 3 所示。

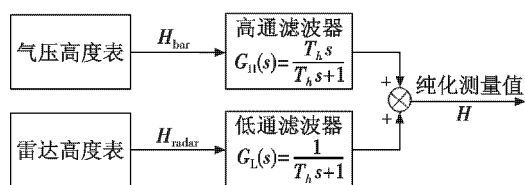


图3 高度表系统互补滤波设计原理图

Fig.3 Design principle of complementary filtering for altimeter system

高通滤波器的输入参数为气压高度表的测量值

H_{bar} ,低通滤波器的输入参数为雷达高度表的测量值 H_{radar} ,滤波后求均值得到 UAV 高度信号估计值 H ,推导公式为

$$H(s) = H_{bar}(s) \cdot \frac{T_h s}{T_h s + 1} + H_{radar}(s) \cdot \frac{1}{T_h s + 1} = \frac{(-z_0^e(s) + B(s)) \cdot T_h s + (-z_0^e(s) + v_{radar}(s))}{T_h s + 1} = -z_0^e(s) + B(s) \cdot \frac{T_h s}{T_h s + 1} + v_{radar}(s) \cdot \frac{1}{T_h s + 1} \quad (8)$$

本文中,假设高度表系统数据输出更新速率为 20 Hz,易得测量模型和误差模型为

$$H = -z_0^e + \delta h \quad (9)$$

$$\delta H = \delta h \quad (10)$$

式中, δh 为高度表系统的测量误差,设置为均方差为 σ_H 的白噪声。

3 UAV 组合导航信息融合子系统建模

UAV 着陆进近阶段自主导航方案需要将高度表系统、电子罗盘和视觉导航系统与捷联惯性导航系统进行信息融合,运用基于间接参数估计的多速率 Kalman 滤波方法,依据各传感器的数据更新速率,判断进行惯性导航系统/高度表系统/电子罗盘多传感器的信息融合,还是进行惯性导航系统/高度表系统/电子罗盘/视觉导航系统的多传感器信息融合。每次滤波只针对状态的误差进行估计,利用误差反馈机制,修正捷联惯性导航系统的导航信息,提高精度。

3.1 惯导系统/高度表系统/电子罗盘信息融合子系统建模

当光流速度未更新时,进行惯导系统/高度表系统/电子罗盘信息融合子系统信息融合。设置捷联惯性导航系统 15 维参数误差作为 Kalman 滤波的状态变量,即 $\delta X = [\delta\theta \ \delta\gamma \ \delta\psi \ \delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta L \ \delta L_n \ \delta h \ \delta\omega_x \ \delta\omega_y \ \delta\omega_z \ \delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z]^T$

$$(11)$$

由此得到 $k + 1$ 时刻信息融合子系统离散化之后的状态方程为

$$\delta X_{k+1} = \Phi_k \cdot \delta X_k + W_k \quad (12)$$

式中: $\Phi_{k+1 \times 15}$ 由 $C_b^n, v_n, a_{ib}^n, \omega_i^e$ 等捷联惯性导航系统参数给出; W_k 为高斯白噪声误差。

由于使用间接参数估计方式,因此设置信息融合系统的观测向量为多个传感器的估计值与测量值之差。所以,将高度表系统和电子罗盘两传感器的测量误差值作为本信息融合子系统的观测向量,表示为

$$\delta y = [\delta\theta \ \delta\gamma \ \delta\psi \ \delta h]^T \quad (13)$$

则系统的量测方程为

$$\delta y_k = [A \ B]_{4 \times 15} \delta X_k + [v_{\theta_{MG}} \ v_{\gamma_{MG}} \ v_{\psi_{MG}} \ v_h]^T \quad (14)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

通过本信息融合系统,可以得到姿态角的误差估计值和高度的误差估计值。利用误差反馈修正机制,将其反馈给捷联惯性导航系统,修正其相关估计值误差,最终可以得到姿态角和高度的估计值。

3.2 惯导系统/视觉导航系统/高度表系统/电子罗盘信息融合子系统建模

当光流速度更新时,进行惯导系统/视觉导航系统/高度表系统/电子罗盘融合子系统信息融合。Kalman滤波的状态方程与上述惯导系统/高度表系统/电子罗盘信息融合子系统的状态方程相同,不再赘述。

由于使用间接参数估计方法,因此,将高度表系统、电子罗盘以及光流速度的测量误差值作为本信息融合系统的观测向量,即

$$\delta \mathbf{y} = [\delta \theta \quad \delta \gamma \quad \delta \psi \quad \delta h \quad \delta v_x \quad \delta v_y]^T \quad (15)$$

则系统的量测方程为

$$\delta \mathbf{y}_k = [\mathbf{C} \quad \mathbf{D}]_{6 \times 15} \delta \mathbf{X}_k + [\mathbf{v}_{\theta_{uc}} \quad \mathbf{v}_{\gamma_{uc}} \quad \mathbf{v}_{\psi_{uc}} \quad \mathbf{v}_h \quad 0 \quad 0]^T \quad (16)$$

$$\text{式中: } \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{D} = \mathbf{I}_{6 \times 6}.$$

由于通过光流运动估计方程解算速度数据时已经加入光流的量测噪声,此处光流速度数据的量测噪声设置为零。

通过本信息融合系统,可以得到姿态角的误差估计值、高度的误差估计值以及 UAV 水平面内速度的误差估计值。利用误差反馈机制,把这些数据反馈给捷联惯性导航系统,校正相关估计误差,最终得到精确的姿态角估计值、高度估计值以及 UAV 水平面内的速度估计值。

4 UAV 组合导航方案仿真验证

为了对 UAV 着陆进近阶段自主导航方案的有效性进行验证,利用 OpenGL 建立虚拟图像采集平台模拟下置摄像头采集地面照片,利用 OpenCV 处理图片提取光流信息并建立运动估计方程解算出 UAV 速度信息,在 Matlab 中对惯导系统、高度表系统、电子罗盘建立模型,输入解算出的 UAV 水平面内的速度信息,进行多传感器信息融合。

4.1 仿真 1

仿真过程中,UAV 处于进近阶段,低速低空飞行,任务是维持惯导校准后的导航精度。在此阶段,控制

云台使得机载摄像机光轴尽量垂直于地面,假设 UAV 初始位置为 $116^\circ\text{E}, 40^\circ\text{N}$,初始方位角为 0° ,俯仰角以及横滚角均为 0° ,飞行方向沿正北方向,仿真时间 200 s,图 4 为仿真 1 的 UAV 飞行轨迹三维图。

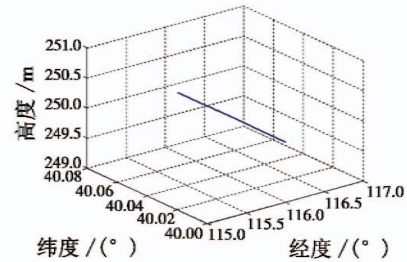


图 4 UAV 飞行轨迹三维图(仿真 1)

Fig. 4 The 3D flight trajectory of UAV (Simulation 1)

仿真 1 环境下 UAV 着陆进近阶段组合导航方案姿态角估计误差与高度估计误差仿真验证如图 5 所示。

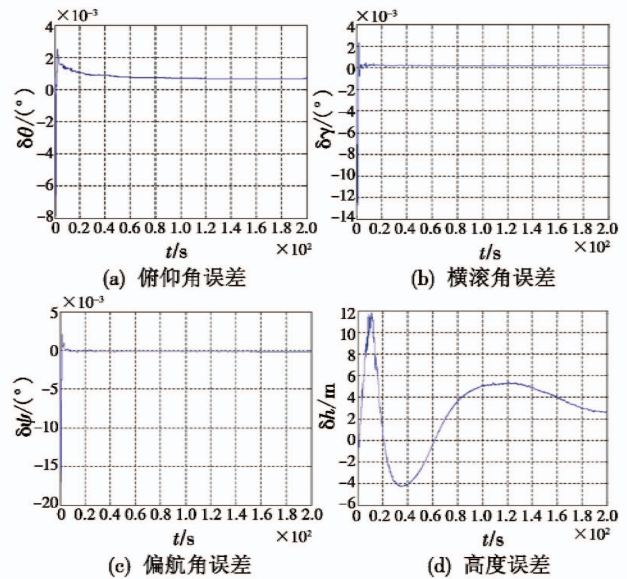


图 5 UAV 着陆进近阶段组合导航方案姿态角和高度误差估计图(仿真 1)

Fig. 5 The UAV attitude error estimation in landing approach phase (Simulation 1)

在仿真 1 的情况下,UAV 着陆进近阶段组合导航方案速度估计误差仿真验证如图 6 所示。

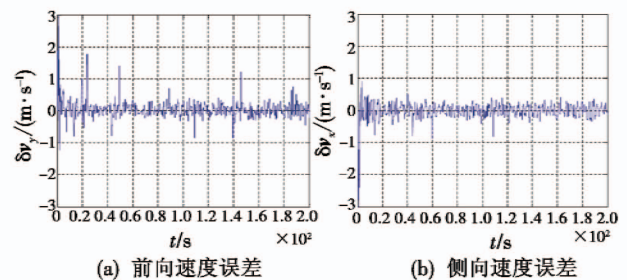


图 6 UAV 着陆进近阶段组合导航方案速度误差估计图(仿真 1)

Fig. 6 The velocity error estimation of UAV in landing approach phase (Simulation 1)

在仿真 1 情况下,UAV 着陆进近阶段组合导航方案位置估计误差仿真验证如图 7 所示。

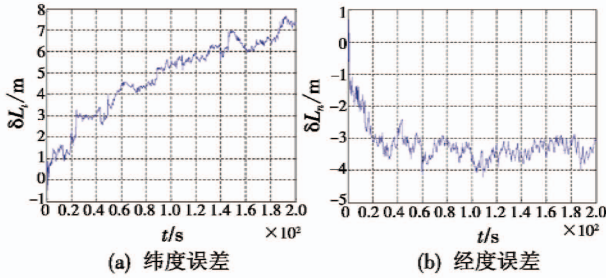


图 7 UAV 着陆进近阶段组合导航方案位置误差估计图(仿真 1)

Fig.7 The position error estimation of UAV in landing approach phase(Simulation 1)

通过图 4 ~ 图 7 可以看出,两个多传感器信息融合子系统在多速率 Kalman 滤波方法的处理下,自主导航方案对 UAV 姿态角、高度和水平面内的速度进行了校正。在仿真时间范围内,UAV 的姿态角和前侧向速度的估计误差都实现收敛,趋近于零;同时 UAV 的高度误差亦收敛于零附近,满足 UAV 沿惯性坐标系 Z_e 方向的垂直位置估计误差不大于 ± 3 m 的裕度要求; UAV 的纬度估计误差在仿真时长内处于轻微发散状态,但是满足 UAV 在进入着陆状态之前,沿惯性坐标系 F_e 的 Y_e 方向的纵向位置估计误差不大于 ± 150 m 的要求,UAV 的经度估计误差保持 4 m 左右,满足 UAV 沿 X_e 方向的水平位置估计误差应不大于 ± 60 m 的裕度要求。

4.2 仿真 2

在仿真过程中,UAV 处于进近阶段,做低速降高飞行,任务是维持惯导校准后的导航精度。在此阶段,控制云台使得机载摄像机光轴尽量垂直于地面,假设 UAV 沿正北方向飞行,初始方位角为 0° ,俯仰角以及横滚角均为 0° ,UAV 首先保持匀速水平飞行,然后做等角俯冲降高飞行,改平后仍旧保持水平匀速直线飞行直到仿真结束,仿真时间 200 s,图 8 为仿真 2 的 UAV 飞行轨迹三维图。

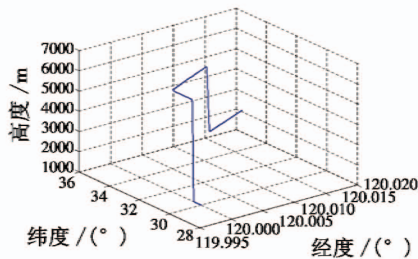


图 8 UAV 飞行轨迹三维图(仿真 2)

Fig.8 The 3D flight trajectory of UAV(Simulation 2)

在仿真 2 环境下,UAV 着陆进近阶段组合导航方案姿态角估计误差与高度估计误差如图 9 所示。

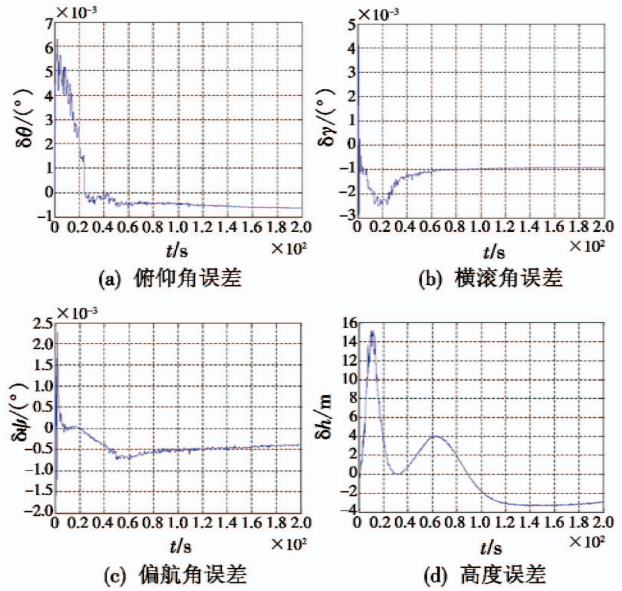


图 9 UAV 着陆进近阶段组合导航方案姿态角和高度误差估计图(仿真 2)

Fig.9 The attitude error estimation of UAV in landing approach phase(Simulation 2)

在仿真 2 的情况下,UAV 着陆进近阶段组合导航方案速度估计误差仿真验证如图 10 所示。

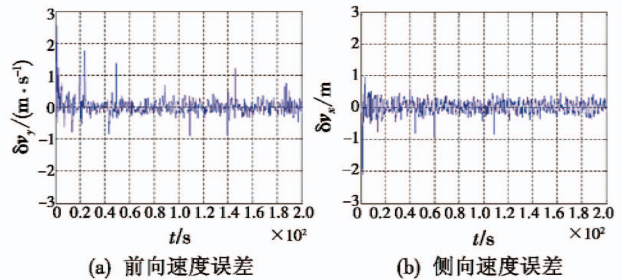


图 10 UAV 着陆进近阶段组合导航方案速度误差估计图(仿真 2)

Fig.10 The velocity error estimation of UAV in landing approach phase(Simulation 2)

在仿真 2 情况下,UAV 着陆进近阶段组合导航方案位置估计误差如图 11 所示。

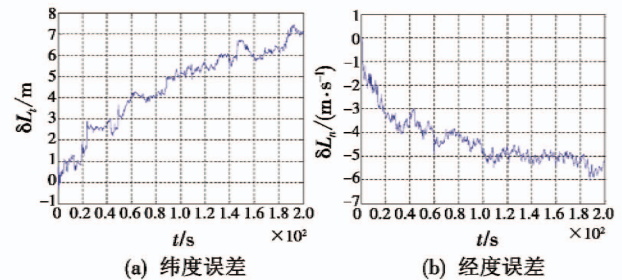


图 11 UAV 着陆进近阶段组合导航方案位置误差估计图(仿真 2)

Fig.11 The position error estimation of UAV in landing approach phase(Simulation 2)

通过图 8 ~ 图 11 可以得出,两个多传感器信息融

合子系统在多速率 Kalman 滤波方法的处理下, UAV 自主导航方案对 UAV 姿态角、高度和水平面内的速度进行了校正。在仿真时间范围内, UAV 的姿态角估计误差收敛于零附近, 前侧向速度的估计误差都实现收敛, 趋近于零; 与此同时, UAV 的高度误差收敛于零, 满足 UAV 在进近阶段沿惯性坐标系 F_e 的 Z_e 方向的垂直位置估计误差不大于 ± 3 m 的裕度要求; UAV 的纬度估计误差处于轻微发散状态, 满足 UAV 在进入着陆状态之前, 沿惯性坐标系 F_e 的 Y_e 方向的纵向位置估计误差不大于 ± 150 m 的要求, UAV 的经度估计误差保持 4 m 左右, 满足 UAV 沿 X_e 方向的水平位置估计误差应不大于 ± 60 m 的裕度要求。

综上所述, 通过两个仿真的验证, 本文设计的 UAV 着陆进近阶段组合导航方案可以满足 UAV 着陆进近阶段的导航精度要求, 保证 UAV 以足够的导航精度进入最终着陆阶段。

5 结束语

本文通过对组合导航中的 Kalman 滤波方法进行实际研究, 根据实际组合导航方案中传感器的选择, 确定了基于间接参数估计的多速率 Kalman 滤波方法, 对组合导航中所用传感器, 即激光测距仪、电子罗盘和高度表系统进行研究并建模, 并在 Matlab 搭建数学模型实现对 UAV 组合导航信息融合系统的仿真验证, 得出本文

方案可以满足 UAV 进近阶段的导航精度要求的结论, 可以保证 UAV 以足够的导航精度进入最终着陆阶段。

参考文献

- [1] 高九州. 无人机自主着陆控制[D]. 长春: 长春光学精密机械与物理研究所, 2016.
- [2] 柴洪林, 基于视觉的夜间无人机自主着陆导航[D]. 武汉: 华中科技大学, 2006.
- [3] 尚伟. INS/GPS/EC 组合导航系统的设计分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2009.
- [4] 秦永元. 惯性导航[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [5] 耿春萍, 程度, 张治. 激光脉冲测距的测距精度及误差分析[J]. 光电技术应用, 2007, 22(2): 28-31.
- [6] 胡堃. 基于机载 LIDAR 技术快速获取高精度 DEM 的研究[J]. 科技资讯, 2009(7): 19, 21.
- [7] 伊丕源, 童鹏, 张景发, 等. 机载激光雷达多脉冲探测模式在大高差地形测绘中的应用分析[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(8): 4-9.
- [8] 张爱军, 王昌明, 赵辉. 三轴电子罗盘的磁航向角误差补偿研究[J]. 传感器与微系统, 2008(8): 33-35.
- [9] KUANG L, PAN Y J, SHEN X F, et al. A new algorithm for long range FMCW radar altimeter[C]//IEEE China Summit & International Conference on Signal and Information Processing, 2013: 621-625.
- [10] 李卫民. 基于粗糙集 EFIS 显示防差错设计适航性的研究[J]. 昆明理工大学学报: 理工版, 2009, 34(5): 97-103.
- [11] SAE Aerospace. SAE AS8034C Minimum performance standard for airborne multipurpose electronic displays [S]. [S. l.]: SAE International, 2018.
- [12] SAE Aerospace. SAE AS8055A Minimum performance standard for airborne Head Up Display (HUD) [S]. [S. l.]: SAE International, 2015.
- [13] SAE. SAE ARP5288 Transport category airplane Head Up Display (HUD) systems [S]. Warrendale: SAE International, 2001.

(上接第 59 页)

- [2] 王永生, 刘红漫. 机载头盔瞄准显示系统的人机工效综述[J]. 电光与控制, 2014, 21(7): 1-5.
- [3] 袁大天, 周媛媛. 机载信息显示控制系统的飞行试验方法[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(9): 172-174.
- [4] 张鹏, 刘博, 段照斌. 新型民航客机虚拟综合显示系统设计[J]. 电光与控制, 2017, 24(6): 69-73, 78.
- [5] 费益, 季小琴, 程金陵. 平视显示系统在民用飞机上的应用[J]. 电光与控制, 2012, 19(3): 95-99.
- [6] 陆崑, 卫宗敏, 庄达民, 等. 飞机驾驶舱显示界面脑力负荷判别预测生理模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 685-693.