

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.02.027

某无人直升机高度测量系统融合方法

谢勇¹, 陈照海¹, 陈万法²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016; 2. 山东鲁碧建材有限公司, 山东 莱芜 271103)

摘要:为得到更加准确的垂向加速度信息,提高高度信息的估算,通过组合气压高速传感器、全球定位系统(GPS)和捷联式线加速度计,建立一种具有较高精度的无人直升机高度测量系统。对传感器的特性进行分析,根据某无人直升机的运动学和传感器测量模型,采用噪声淹没技术建立了高度测量系统的状态方程和量测方程,最后,采用集中式卡尔曼滤波技术得到了无人直升机高度的估计,并对无人直升机在中高空的进行了全数字仿真实验。仿真结果表明,相比用单个传感器的高度测量方式,该系统的高度测量具有较高的精度。

关键词: 气压高度传感器; GPS; 捷联式线加速度计; 噪声淹没技术; 集中式卡尔曼滤波

中图分类号: V328.5; V279 **文献标识码:** A

Method of Altitude Measure System Fusion for Certain Unmanned Helicopter

XIE Yong¹, CHEN Zhao-hai¹, CHEN Wan-fa²

(1. College of Automation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Shandong Lubi Building Materials Co., Ltd., Laiwu 271103, China)

Abstract: For getting more exact vertical acceleration information and improving the altitude estimate, an altitude measure system for unmanned helicopter with high precision is presented based on the barometric altitude sensor, GPS and strapdown accelerometer. After analyzing the sensors' factors, state equation and measuring equation of the system are established according to kinematics and sensors measuring principle of certain unmanned helicopter and noise drowned technology. Using central kalman filter is used to estimate the altitude and full digitized simulation experiment is carried out of the unmanned helicopter. Simulation results show that altitude measurement of the system can give more accurate estimation than one sensor.

Keywords: Barometric altitude sensor; Global positioning system; Strapdown accelerometer; Noise drowned technology; Central kalman filter

0 引言

无人直升机的高度信息通常由气压式高度传感器获取,但测量误差会因高度的降低而增大。虽然GPS接收机定位准确度高,但有时很容易引起无人直升机定位系统瘫痪。加速度计能反映高度方向的速度变化,短时间内通过对加速度两次积分可得到高度信息,但长时间误差会积累。目前,国内外无人直升机高度测量用到融合的思想^[1],但无人直升机的速度测量是空速,在考虑大气随机运动的情况下,和真实的地速有误差,且不可预测。而加速度是绝对的,只要引入无人直升机的姿态信息,便可得到较准确的垂向加速度信息,有利于高度信息的估计。故通过组合气压高度传感器、GPS和加速度计,建立具有较高精度的无人直升机高度测量系统。

1 传感器特性分析

1.1 气压高度传感器

首先,对传感器进行测量和标定^[2]。无人直升

机机载的气压高度传感器测高的标准压高公式为:

$$H = \frac{T_b}{\beta} \left[\left(\frac{p_H}{p_b} \right)^{-\beta R/g_n} - 1 \right] + H_b \quad (1)$$

式中, H_b 和 T_b 分别为相应大气层的重力势高度和大气温度的下限值; β 为温度的垂直变化率; g_n 为标准自由落体加速度; p_b 为相应大气层大气压力的下限; p_H 为任意高度的大气压力; R 为空气专用气体常数。设气压高度传感器的量测方程为:

$$h_{at} = (1 + \lambda_h) h + b'_h + \varepsilon_1 \quad (2)$$

式中, b'_h 为系统误差; ε_1 为测量噪声; λ_h 为尺度因子误差; h 为真实高度。设偏差 $b_h = \lambda h + b'_h$, 可得:

$$h_{at} = h + b_h + \varepsilon_1 \quad (3)$$

式中, b_h 是对标准大气和海平面的大气参数假设造成的误差,可把 b_h 看成期望为零的平稳过程。

1.2 GPS

收稿日期: 2009-09-26; 修回日期: 2009-11-17

基金项目: 国家自然科学基金(90816023); 航空科学基金(2007ZC52039)资助

作者简介: 谢勇(1985-), 男, 江西人, 南京航空航天大学在读硕士, 从事无人直升机仿真及故障诊断与容错技术研究。

无人直升机机载 GPS 只要同时观测 4 颗 GPS 卫星, 就可以解算出本身的位置, 其中包括高度位置的信息。采用差分 GPS 接收机, 定位数据为无人直升机在 WGS284 坐标系下的位置, 将其转换为用户坐标系中的位置。为简化测量模型, 可将 GPS 的最终高度量测方程写为:

$$h_{GPS} = h + \varepsilon_2 \tag{4}$$

式中, h 为真实高度; ε_2 为量测噪声。

1.3 捷联式线加速度计

设沿无人直升机的纵轴、横轴和垂直轴 3 个方向安装捷联式线加速度计。为简化处理, 把误差建模成高斯白噪声; 并适当放大噪声的强度, 消除因理想化测量模型误差假设而产生的影响。3 个线加速度计安装在飞机的重心处, 忽略角运动对加速度计输出的影响, 则垂向加速度感受无人直升机的空间线加速度, 捷联式加速度计的测量方程为:

$$a_f = a_g + \varepsilon_3 \tag{5}$$

式中, a_g 为真实垂向加速度, ε_3 为量测噪声。

2 高度测量系统方程建立

利用目标跟踪方法, 建成高度方向状态的机动模型^[3]。将高度 h 、垂直方向的速度 v_g 和加速度 a_g 作为状态量, 把气压高度表的测量偏差 b_h 也作为一个状态量, 则有 $X = [h \ v_g \ a_g \ b_h]^T$, 系统的状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{v}_g \\ \dot{a}_g \\ \dot{b}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ v_g \\ a_g \\ b_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix} \tag{6}$$

在建立式 (6) 的过程中, 由于系统的最终目的是得到无人直升机的高度信息, 故在状态方程中, 最关注高度的变化, 在不影响高度估计值精度的前提下, 运用噪声淹没技术^[4], 将加速度信息用较大的随机信号代替, 即取 w_1 为一个方差较大的随机量, 就可在滤波中将加速度的预测信息淹没, 但不影响高度信号的估计值。 w_2 是期望为零的平稳过程。

根据对前面的各传感器的测量分析, 建立系统的量测方程如式 (7):

$$\begin{bmatrix} h_{at} \\ h_{GPS} \\ a_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ v_g \\ a_g \\ b_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \tag{7}$$

3 集中式卡尔曼滤波器设计

对前面建立的连续系统状态方程式 (6) 和量测方程式 (7), 将其离散化, 得到离散卡尔曼滤波的状态方程和量测方程为:

$$X_k = \phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \tag{8}$$

$$Z_k = H_k X_k + V_k \tag{9}$$

式中, $E\{W_k\} = 0$, $E\{V_k\} = 0$, $E\{W_k W_j^T\} = Q_k \delta_{kj}$, $E\{V_k V_j^T\} = R_k \delta_{kj}$, $E\{X_0\} = m_{x_0}$, $V\{X_0\} = C_{x_0}$, 其中, 当 $k \neq j$ 时, $\delta_{kj} = 1$ 。

取采样时间 $T = 0.05\text{ s}$, 求得系统状态转移阵

$$\phi_{k,k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0.05 & 0.00125 & 0 \\ 0 & 1 & 0.05 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ 系统噪声驱动阵}$$

$$\Gamma_{k-1} = \begin{bmatrix} 2.0833 \times 10^{-5} & 0 \\ 0.00125 & 0 \\ 0.05 & 0 \\ 0 & 0.05 \end{bmatrix}, \text{ 量测阵 } H_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

离散卡尔曼滤波方程的形式是: 状态一步预测方程为 $X_{k/k-1}^{\wedge} = \phi_{k/k-1} X_{k-1}^{\wedge}$, 状态估值计算方程为 $X_k^{\wedge} = X_{k/k-1}^{\wedge} + K_k (Z_k - H_k X_{k/k-1}^{\wedge})$, 滤波增益方程为 $K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$, 估计均方误差方程为 $P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1}$, 一步预测均方误差方程为 $P_{k/k-1} = \phi_{k,k-1} P_{k-1} \phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T$ 。

4 仿真分析

为验证卡尔曼滤波算法的有效性, 进行无人直升机在中高空的全数字仿真试验, 设 $w_1 \sim N(0,100)$, $\varepsilon_1 \sim N(0,255)$, $\varepsilon_2 \sim N(0,100)$, $\varepsilon_3 \sim N(0,0.01)$, 其中 ε_1 、 ε_2 分别代表气压高度传感器和 GPS 对高度的测量误差, 考虑到气压高度表因气压的变化较大, 所测量的高度误差的方差比较也较大, 故在试验中取方差为 255; GPS 因人为因素也存在误差, 故取方差为 100, ε_3 代表垂直加速度计的测量误差, 因实际加速度计的测量误差较小, 故方差取为 0.01。因 \dot{b}_h 是期望为零的平稳过程, 设 $\dot{b}_h = w_2$, $w_2 \sim N(0,25)$ 。

设无人直升机所跟踪的真实高度为: $h = 2\ 000 + 10\sin(0.1t)$; 得无人直升机的真实垂向速度为 $v = \cos(0.1t)$; 真实垂向加速度为: $a = -0.1\sin(0.1t)$; 假定仿真时间 $t = 200\text{ s}$ 。给定滤波初始状态为:

(下转第 90 页)

使得压框速度控制更加精确，远好于传统的压框调速的踏板控制系统。试验结果表明该模糊 PID 的压框调速的踏板控制系统，压框调速控制偏差能快速接近目标值，压框调速控制精度也大为提高。

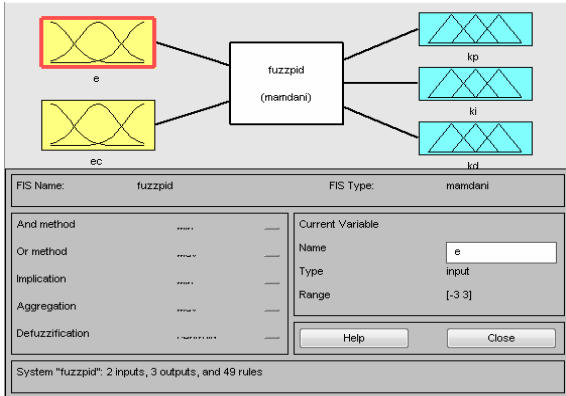


图 8 模糊 PID 控制仿真器

4 结束语

实验证明，该系统不但实现了压框无极调速，且解决了压框的运动受踏板的影响大、系统鲁棒性

弱、在实际的处理中出现压框振荡大、运动轨迹不平滑以及电机噪音大等缺陷。

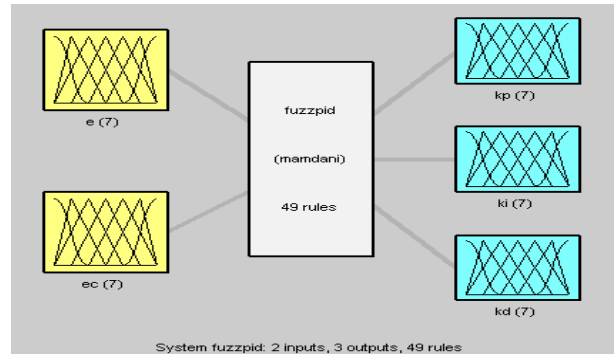


图 9 模糊 PID 控制系统图

参考文献:

[1] 陶永华, 尹怡欣, 葛芦生. 新型 PID 控制机器应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998: 134-171.
 [2] 汤兵勇, 路林吉, 王文杰. 模糊控制理论与应用技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
 [3] 刘金昆. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.

(上接第 86 页)

$$P(0) = 10 \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \hat{X}(0) = \begin{bmatrix} 2001 \\ 1 \\ 0.01 \\ 0 \end{bmatrix}$$

仿真结果如图 1~图 3。在图 2 的真实高度和估计高度对比中，虚线代表无人直升机的真实高度，

实线代表组合高度测量系统的估计高度。由图 1 可见，高度的滤波误差方差是收敛的，由此可知这个高度组合测量系统的卡尔曼滤波过程是稳定的。由图 2 无人直升机真实高度和估计高度及图 3 高度估计误差，可见该无人直升机系统对高度的测量相对于单个传感器，如气压高度表和 GPS，测量更精确，故可用来测量无人直升机所处的真实高度。

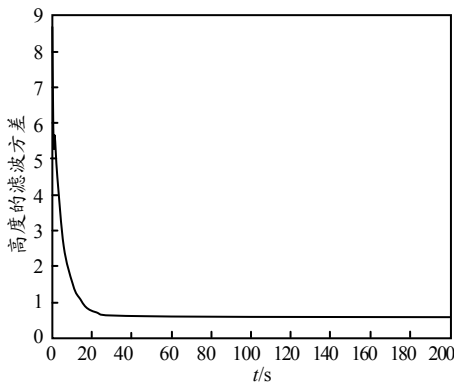


图 1 基于卡尔曼滤波的高度滤波误差方差

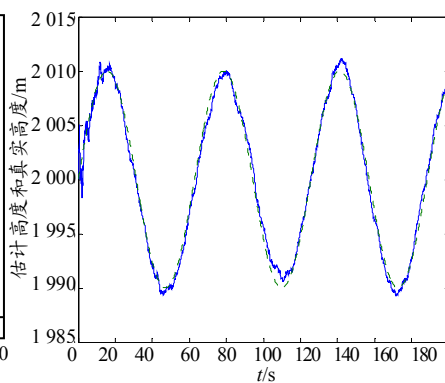


图 2 基于卡尔曼滤波的真实高度和估计高度对比

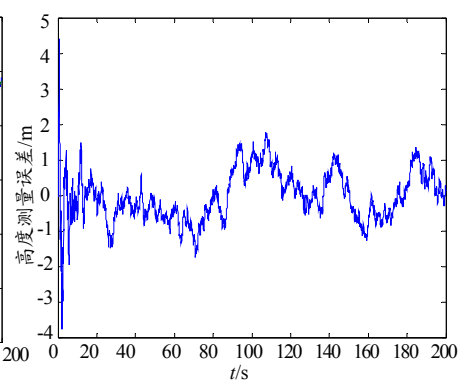


图 3 基于卡尔曼滤波的高度测量误差

5 结论

仿真结果表明，采用集中式卡尔曼滤波技术可得到更精确的无人直升机的高度测量，完全可以用来测量无人直升机所处的真实高度。

参考文献:

[1] 胡永红. 小型无人直升机高度定位数据融合方法[J]. 传感器技术, 2003, 22(6): 24-26.
 [2] 王志胜, 王道波. 传感器标定的统一数据处理方法[J]. 传感器技术, 2004, 23(3): 46-48.
 [3] 胡勇. 信息融合技术在无人直升机中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007: 196-201.
 [4] D.L. Hall, J. Llinas. An Introduction to Multisensor Data Fusion[J]. Proc. of the IEEE, 1997, 85(1): 6-24.