基于小波滤波的无人旋翼机高度信息融合

白 浪 雷旭升 盛 蔚 杜玉虎

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对小型无人旋翼机自主飞行时高度测量信息不稳定、易受干扰的问题,提出采用基于滤波数据的自适应高度信息融合方法来提高无人旋翼机高度测量信息的精度和可信度. 通过基于小波提升算法的小波分解重构方法,消除原始测量数据中的高频噪声;根据全球定位系统的测量精度受搜到卫星数目波动影响的现象,提出利用自适应卡尔曼滤波的方法实现高度信息融合. 通过自主悬停和三维航迹跟踪飞行试验验证该方法的可行性和有效性.

关 键 词: 小波滤波; 无人旋翼机; 高度信息融合; 自适应卡尔曼滤波

中图分类号: TP 249

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)05-0659-06

Method of small unmanned aerial rotorcraft altitude information fusion based on wavelet filter

Bai Lang Lei Xusheng Sheng Wei Du Yuhu

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Focusing on the low performance of the sensors for the small unmanned aerial rotorcraft, an adaptive Kalman method based on filter data was proposed to improve the accuracy and reliability of the altitude measurement information. Using the wavelet decomposition and reconstruction filter, the high frequency noise of altitude information for the small unmanned aerial rotorcraft was eliminated. Furthermore, since the global positioning system(GPS) measurement accuracy was influenced by GPS satellite-number fluctuation, an adaptive Kalman filter was used to improve altitude measurement performance. At last, hovering flight and three-dimensional track flight test were used to verify the feasibility and effectiveness of the method.

Key words: wavelet filter; small unmanned aerial rotorcraft; altitude information fusion; adaptive Kalman filter

小型无人旋翼机(SUAR, Small Unmanned Aerial Rotorcraft)具有体积小、垂直起降、机动性好等特点,可以执行监测、精确定位等任务,在军事、民用方面具有广阔的应用前景[1].

由于SUAR受自身载重、体积等限制,其高度测量单元常采用体积小、功耗低的器件,如基于气压-电压型硅压阻式传感器的气压高度计;能输出定位高度的全球定位系统(GPS, Global Positioning System)模块;超声波测高模块等.

为实现SUAR高精度自主飞行,飞行控制系统需要准确获取高精度的自身飞行状态信息. 高度作为信息源的重要组成部分,对系统的控制性能具有重要影响[2]. 受各传感器自身特点和测量条件限制,目前高度测量精度和可信度不能满足SUAR各种飞行状态下的高度测量精度要求. 因此需要采用数据滤波和信息融合技术以提高测量精度.

本文针对SUAR系统高度测量单元精度低的问题,通过基于小波提升算法的小波分解重构方法对原始测量数据进行滤波处理,根据多源传感

收稿日期: 2011-01-24; **网络出版时间**: 2012-05-22 16:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120522.1610.018.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60736025,60905056)

作者简介: 白 浪(1986-),男,山西兴县人,硕士生, bailang@aspe.buaa.edu.cn.

器信号特性,利用自适应卡尔曼滤波(adaptive kalman filter)的方法对滤波数据进行信息融合,最终获取高精度 SUAR 高度状态信息,并通过实际飞行试验验证了上述方法的有效性.

1 高度测量单元

图 1 为搭载实验室自研飞行控制系统的 SUAR 平台. 图 1 中 SUAR 的主旋翼直径 1.46 m、机身长 1.3 m、总重约 5 kg((包括飞行器本体、飞行控制系统、GPS 接收机、通讯系统、供电系统及 500 mL 燃料). 高度测量单元有气压高度计、差分 GPS 和超声波高度测量模块构成.



图 1 SUAR 试验平台

1.1 高度测量传感器

基于 SUAR 平台,在微风情况下执行悬停任务(定高 13.5 m),各类传感数据试验结果及数据分析如下.

1.1.1 气压高度计

SUAR 采用硅压阻式传感器 MXP6115A,根据大气压强和高度之间的关系,通过测量大气静压间接测量得到气压高度. 气压高度的计算公式为

$$h = \frac{T_0}{\beta}\left[1 - \left(\frac{P_s}{P_0}\right)^{-\beta R/g}\right] \tag{1}$$

式中,h 为测试点相对于基准点的高度;T_0 = 288.15 K为基准温度;P_0 = 101 325 Pa 为基准压强;P_s 为实测压力值;β 为温度变化系数;R 为空气气体常数;g 为自由落体加速度.

实际飞行中,通过计算起飞点和 SUAR 实时相对于基准点的高度,从而得出 SUAR 相对于地面的高度.

$$h_1 = \frac{T_0}{\beta}\left[1 - \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^{-\beta R/g}\right] \tag{2}$$

式中,h_1 为 SUAR 起飞点相对于基准点的高度;P_1 为起飞点实测压力值.

$$h_2 = \frac{T_0}{\beta}\left[1 - \left(\frac{P_2}{P_0}\right)^{-\beta R/g}\right] \tag{3}$$

式中,h_2 为 SUAR 飞行过程中实时的相对于基准点的高度;P_2 为起飞点实测压力值.

$$h_a = h_2 - h_1 \tag{4}$$

式中,h_a 为 SUAR 实际飞行中相对于地面起飞点的高度.

气压高度计的主要测量误差源包括:器件自身的零点漂移、温度漂移误差以及外界干扰引起的误差,如旋翼下洗气流和风扰等. 悬停时的气压高度计测量数据如图 2 所示.

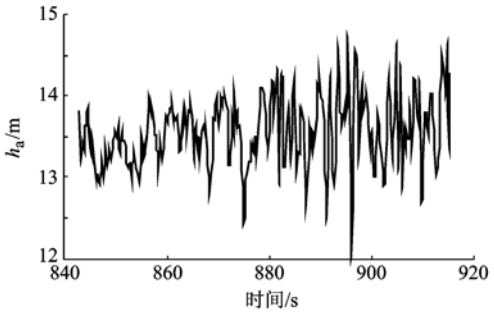


图 2 气压高度计测量数据

由图 2 可得实测的气压高度值波动较大(均方差为 0.4156),属高频噪声. 气压高度计测量数据虽然数据连续,但精度较低,且易受外界环境干扰. 直接采用此测量值进行高度信息融合,将会在融合信息中引入高频噪声.

1.1.2 差分 GPS 定位高度

SUAR 采用加拿大 NovAtel 公司的差分 GPS. 由 GPS 接收机接收 3 颗以上已知坐标的卫星来交汇出测量点的三维坐标,通过计算和转换得到定位高度. 差分 GPS 可以消除 GPS 定位带来的绝大部分常值误差[3]. 悬停时的 GPS 定位高度信息如图 3 所示.

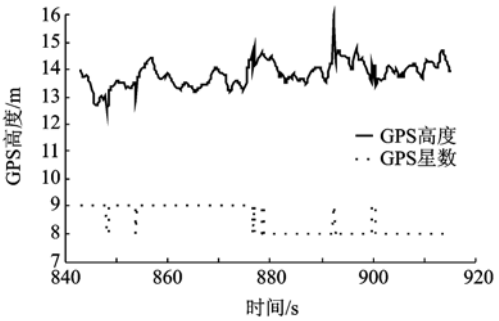


图 3 差分 GPS 定位高度测量数据

由图 3 可得差分 GPS 测量信息受 GPS 星数波动影响很大,GPS 定位高度短期波动要比气压高度计测量值好.

NovAtel 差分 GPS 的输出频率为 1 ~ 10 Hz 可配置,SUAR 机体响应频率一般为 20 Hz,所以 GPS 高度测量信息的最大输出频率不能满足 SUAR 飞

行的动态响应要求. 实际中采用以惯性测量单元信息和 GPS 测量信息进行组合的 50 Hz 导航高度信息 h_n,如图 4 所示.

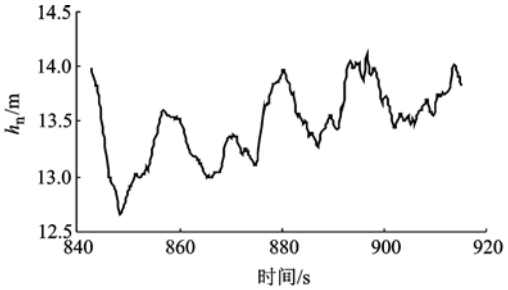


图 4　组合导航高度数据

由图 4 可得组合导航解算的高度信息输出曲线整体比较平滑,但受 GPS 定位高度影响,有一些短期的波动.

1.1.3　超声波高度测量模块

SUAR 采用的超声波高度测量模块为静电超声波变送器 Mini-S,测量范围为 0.15 ~ 3.05 m. 测量精度为 1‰量程,可达 3 mm. 图 5 为一次飞行试验中超声波测高模块输出的高度信息.

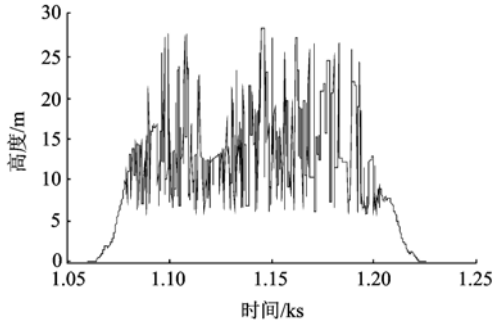


图 5　超声波测高模块数据

由图 5 可得出超声波高度测量模块在低空可以实现精确的高度信息测量,主要为 SUAR 实现自主起降功能提供保障,另外还需要对气压高度测量信息和组合导航高度信息进行初步校正. 但超过量程范围后,即高空飞行时测量信息明显不可信.

SUAR 系统的高度传感器测量数据易受外界干扰,包含有不少噪声,因此必须对原始数据先滤波处理,然后再进行高度信息融合.

1.2　高度测量数据分析

基于 SUAR 平台进行实际飞行试验,通过飞行控制系统中的 Flash 存储模块获取 50 Hz 的高度测量数据,并对高度测量数据进行傅里叶变换的频谱分析. 结果如图 6 所示.

由图 6 可得高度测量数据的有效值主要分布在低频阶段,干扰噪声主要分布在高频阶段. 设置所选取低通滤波器的截止频率为 0.1 Hz.

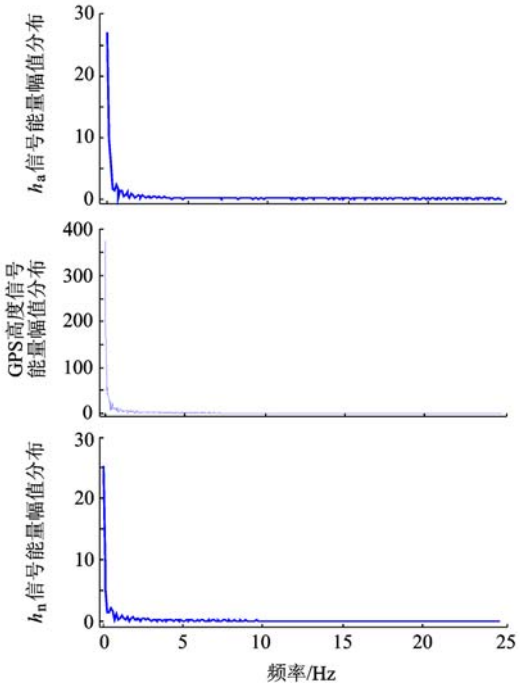


图 6　高度测量信息频谱分析

2　基于小波分析的高度滤波方法

常用的数据滤波方法有数据平滑滤波、无限冲击响应(IIR, Infinite Impulse Response)滤波,有限冲击响应(FTR, Finite Impulse Response)滤波、小波滤波等.

1) 数据平滑滤波是一种简单的滤波处理方法,即在高采样速率条件下,对采样数据进行平均后输出,可以有效削弱测量野值和噪声,但对传感器数据采集系统的要求比较高;

2) IIR 低通滤波器虽然可以有效地滤除高频干扰,但会引起明显的相位延迟;

3) FIR 低通滤波器也能有效削弱噪声信号的能量,但细节处的高频干扰滤除还是不理想;

4) 小波滤波是一种利用小波变换的解相关特性,通过分析处理小波系数进行滤波的方法. 基于适合小波基函数的小波分解-重构实现信号滤波,可以有效地滤除噪声,而且滤波后信号的相位延迟很小.

2.1　小波基函数选择

小波基函数的选取主要是根据待滤波信号的形式相似性和工程应用的方便性. 一般情况,小波基函数选择应该考虑的特性有[4]:①紧支性;②对称性;③正交性;④消失矩.

根据以上小波特性,本文中采用 Daubechies 小波族函数,简记为 DbN(N = 1,2,…)其中 N 为对应的滤波器长度,对应的紧支撑区域为($-N+$

l,N),消失矩为 $2N$. 除 Db1(Haar 小波)外,其它 D 小波没有显式表达式,只有转换函数的平方模是确定的[5].

假设 $P(y)=\sum_{k=0}^{N-1}C_k^{N-1+k}y^k$,其中 C_k^{N-1+k} 为二项式系数,则有

$$|m_0(\omega)|^2=\left(\cos^2\frac{\omega}{2}\right)^N P\left(\sin^2\frac{\omega}{2}\right) \quad (5)$$

$$m_0(\omega)=\frac{1}{\sqrt{2}}\sum_{k=0}^{N-1}h_k e^{-jk\omega} \quad (6)$$

由上式构建 D 小波的模平方和满足:

$$|m_0(s)|^2+|m_0(s+\pi)|^2=1 \quad (7)$$

2.2 小波变换快速算法

小波变换的快速算法主要有 Mallat 算法和提升小波变换算法. Mallat 算法是基于滤波器组实现小波变换,涉及离散序列的卷积. 提升小波变换方法比原有基于卷积的 Mallat 小波变换算法计算量少,复杂度低,且在运算过程中可实现原位计算,存储空间需求少,常在工程应用中采用.

SUAR 飞行控制系统中采用 AT91RM9200 做核心处理器,主要涉及飞行控制、传感器信号采集、与导航计算机的交互、与地面站的交互等任务. 从节约飞行控制系统资源的角度出发,本文采用提升小波变换的方法实现 SUAR 高度信息滤波.

考虑信号 $s^j=\{s_{j,l}|0\leqslant l<2^j\}$,经过一级小波变换后得到低频信号 s^{j-1}和细节信号 d^{j-1}. 小波滤波提升算法的实现步骤为[6]:①分裂算子;②预测算子;③更新算子.

2.3 小波函数算法流程

本文根据 SUAR 飞行控制系统中高度测量数据分析结论以及小波函数特性,选择 D 小波函数族中的 Db4 小波函数作为基函数对高度测量信息进行小波滤波. 由 2.1 中的公式可以计算出滤波器参数[7]如下:

$$h_0=0.482\,962\,91 \quad h_1=0.836\,516\,30$$
$$h_2=0.224\,143\,86 \quad h_3=-0.129\,409\,52$$
$$g_0=0.129\,409\,52 \quad g_1=0.224\,143\,86$$
$$g_2=-0.836\,516\,30 \quad g_3=0.482\,962\,91$$

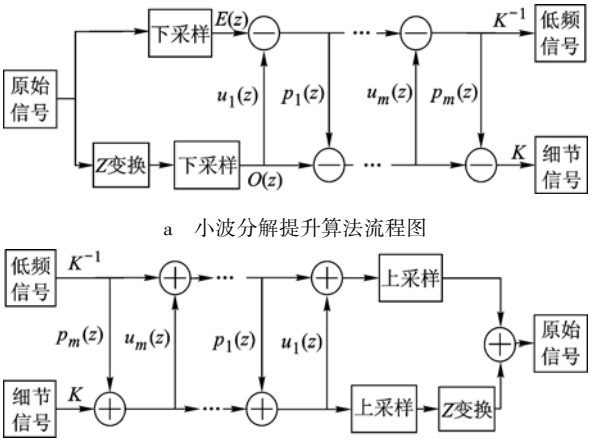
由上滤波器参数可以确定多相位矩阵如下:

$$\boldsymbol{P}(z)=\tilde{\boldsymbol{P}}(z)=\begin{bmatrix}h_0+h_2z^{-1} & g_0z+g_2\\ h_1+h_3z^{-1} & g_1z+g_3\end{bmatrix} \quad (8)$$

将多相位矩阵进行因子分解如下:

$$\boldsymbol{P}(z)=\prod_{i=m}^{m}\begin{bmatrix}1 & u_i(z)\\ 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}1 & 0\\ p_i(z) & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}K & 0\\ 0 & K^{-1}\end{bmatrix} \quad (9)$$

基于多相位矩阵分解因子的小波分解与重构提升算法流程图如图 7 所示.



a 小波分解提升算法流程图

b 小波重构提升算法流程图

图 7 小波分解和重构的提升算法流程图

利用上面的小波分解和重构算法,对 SUAR 系统中的高度信息进行基于 Db4 小波基函数的 3 次分解重构滤波,结果如图 8 所示. 由图 8 可以得出基于 D 小波的高度数据滤波,可以有效地滤除高频干扰,而且滤波造成的相位延迟比较小.

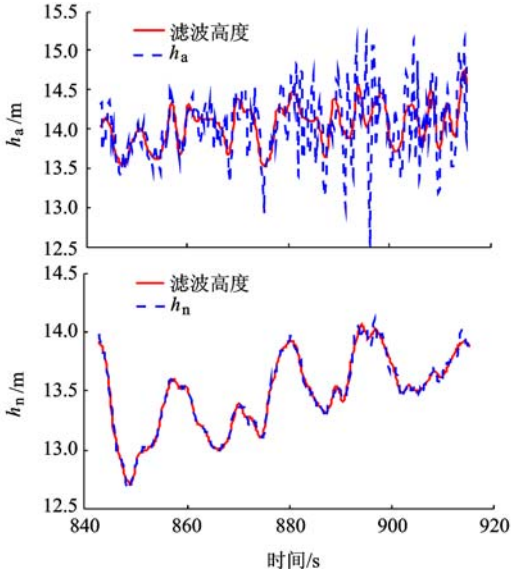


图 8 利用小波滤波处理高度测量数据

3 高度数据融合方法

气压高度计的高度测量结果经过数据滤波处理后,仍不能避免低频零位漂移、温度漂移等干扰,而且这些干扰产生的误差还会随时间积累. GPS 输出定位高度虽然受 GPS 搜星数目和搜星质量的影响,但高度输出数据的误差不会随时间积累. 因此很有必要将滤波后的气压高度计信息和组合导航高度信息进行数据融合,以进一步提高高度信息的可信度.

3.1　飞行系统高度状态模型

SUAR 系统高度主要通过主桨总距控制,受俯仰角和主桨转速的影响. 因此,构建 SUAR 高度动力学模型为[8]

$$\left.\begin{aligned}\ddot{h} &= a_0 + a_1\dot{h} + a_2\dot{h}^2 + \\ &\quad (a_3 + a_4\theta - \sqrt{a_5 + a_6\theta})w^2 \\ \dot{w} &= a_7 + a_8 w + (a_9\sin\theta + a_{10})w^2 + u_1 \\ \ddot{\theta} &= a_{11} + a_{12}\theta + a_{13}w^2\sin\theta + a_{14}\dot{\theta} + u_2\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

式中,h 为高度;w 为主桨转速;θ 为旋翼桨叶的总距俯仰角;输入 $\boldsymbol{u} = (u_1, u_2)^{\mathrm{T}}$,油门控制输入 u_1 作用于 $\dot{w}$,对 w 和 θ 都有控制关系;总距控制 u_2 作用于 $\ddot{\theta}$,θ 和 w 也有控制关系;a_i 可以通过模型参数辨识得到. 由式(10)可得 SUAR 的高度的状态方程为

$$\dot{h} = f(h, w, \theta) \tag{11}$$

可以结合高度测量信息和高度状态方程,应用 Kalman 滤波估计理论对高度信息进行融合、估计和修正[9].

3.2　观测模型

在测量对地高度时,气压高度计测量的高度值 h_{a} 经过小波滤波后,在很大程度上削弱了高频干扰噪声,即其在高频范围内是一种有用信号,但其稳态值与地面气压和温度有关,故这种信号中含有零位误差 h_{e},考虑该误差来源因素以及测量干扰,建立气压高度传感器的观测方程为

$$h_{\mathrm{a}} = h + h_{\mathrm{e}} + v_1 \tag{12}$$

式中,v_1 为量测噪声.

组合导航输出高度的观测方程为

$$h_{\mathrm{n}} = h + v_2 \tag{13}$$

h_{n} 主要受差分 GPS 的定位高度影响;v_2 为量测噪声,主要与 GPS 搜星数目和搜星质量相关.

基于式(12)、式(13)构建 SUAR 观测方程为

$$Z = \begin{bmatrix}1 & 1\\ 1 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}h\\ h_{\mathrm{e}}\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}v_1\\ v_2\end{bmatrix} \tag{14}$$

3.3　自适应 Kalman 滤波数据融合

由图 3 中 GPS 输出高度信息分析可得,当 GPS 搜星数目波动时,会造成 GPS 输出的高度信息波动,最终引起组合导航输出的高度波动. 因此可以通过 GPS 搜星情况来评估组合导航的高度测量信息.

据此,引入误差评价因素 α 对传统 Kalman 滤波中的量测误差阵 $\boldsymbol{R}_{k+1}$ 进行校正,构建自适应 Kalman 滤波估计方法对 h, h_{e} 进行估计,得到高度的无偏估计 $\hat{h}$ 和高度气压计的常值偏差估计 $\hat{h}_{\mathrm{e}}$.

自适应 Kalman 滤波的时间更新如下:

$$\left.\begin{aligned}\hat{h}_{(k+1|k)} &= \hat{h}_{(k|k)} + \int f(x)\,\mathrm{d}t \\ \hat{b}_{h_{(k+1|k)}} &= \hat{b}_{h_{(k|k)}}\end{aligned}\right\} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{P}_{(k+1|k)} = \boldsymbol{P}_{(k|k)} + \boldsymbol{Q}_{(k|k)} \tag{16}$$

自适应 Kalman 滤波的量测更新如下:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1} = \hat{\boldsymbol{x}}_{(k+1|k)} + \boldsymbol{K}_{k+1}(\boldsymbol{Z}_{k+1} - \boldsymbol{C}_{k+1}\hat{\boldsymbol{x}}_{(k+1|k)}) \tag{17}$$

$$\boldsymbol{K}_{k+1} = \boldsymbol{P}_{(k+1|k)}\boldsymbol{C}_{k+1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{C}_{k+1}\boldsymbol{P}_{(k+1|k)}\boldsymbol{C}_{k+1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_{k+1}^{*})^{-1} \tag{18}$$

$$\boldsymbol{P}_{k+1} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k+1}\boldsymbol{C}_{k+1})\boldsymbol{P}_{(k+1|k)} \tag{19}$$

式中,$\boldsymbol{P}_k = E\{(\boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}_k)(\boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}_k)^{\mathrm{T}}\}$;$\boldsymbol{Q}_k = E\{\boldsymbol{w}_k\boldsymbol{w}_j^{\mathrm{T}}\}$;$\boldsymbol{R}_{k+1}^{*} = E\{\boldsymbol{v}_k^{*}\boldsymbol{v}_j^{*\mathrm{T}}\}$;$\boldsymbol{C}_{k+1}$ 为传感器输入矩阵;$\boldsymbol{P}_{k+1}$ 为估计均方误差阵;$\boldsymbol{Q}_{k+1}$ 为系统噪声协方差矩阵;$\boldsymbol{R}_{k+1}^{*}$ 为量测噪声协方差矩阵. 采用自适应的方法调整系统量测噪声,从而提高融合高度信息的可信度,计算过程如下.

当 $n_k = n_{k+1}, k = 1, 2, \cdots, n$ 时有

$$\alpha = \begin{cases}\dfrac{1}{k} & 1 \leqslant k \leqslant \tau \\ \dfrac{1}{\tau} & k \geqslant \tau\end{cases} \tag{20}$$

当 $n_k \neq n_{k+1}, k = 1, 2, \cdots, n$ 时有

$$\alpha = \tau \tag{21}$$

式中,$n_k\ (k = 1, 2, \cdots, n)$ 为第 k 次采样中的 GPS 搜星数目;τ 为根据 GPS 搜星数目数据特性所取的星数平均稳定时间相关参数.

修正后的组合导航高度量测误差为

$$\boldsymbol{v}^{*} = \begin{bmatrix}v_1\\ v_2^{*}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}v_1\\ \alpha v_2\end{bmatrix} \tag{22}$$

通过 α 可以实现组合导航高度信息量测误差的自适应调整,当组合导航高度不准确时,系统依旧可以获得高精度高度信息.

图 9 中比较了原始气压高度信息、融合处理后的高度信息和小波滤波后的融合高度信息.

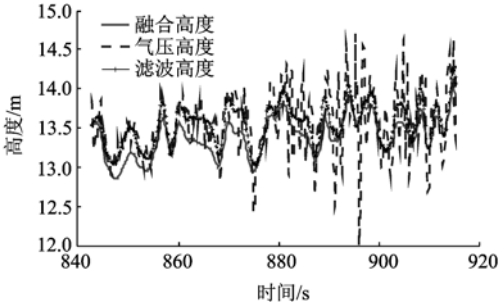


图 9　利用小波滤波处理高度融合数据

由图 9 可得小波滤波可以有效地滤除气压高度计测量数据中的高频噪声,而采用数据融合处理滤波后的高度信息可以校正气压高度计测量数据中常值误差,进一步提高高度信息的可靠性.

4 飞行试验验证

4.1 定点悬停试验

为验证基于小波滤波的高度信息融合方法的有效性,基于 SUAR 飞行平台进行了定点悬停试验. 目标高度为 10 m,记录飞行时间约 30 s. 飞行高度数据如图 10 所示. 由图 10 可以得出,SUAR 飞行高度比较平稳,高度误差小于 0.6 m.

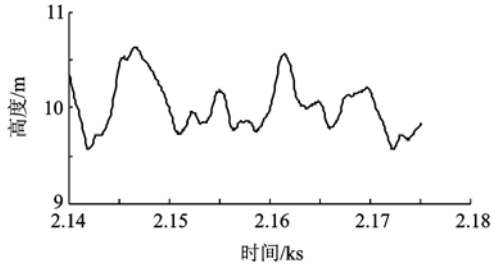


图 10 定点悬停试验高度数据

4.2 三维航迹跟踪飞行试验

为进一步验证基于小波滤波的高度信息融合方法的可靠性及动态响应特性,在河北涿州市郊外进行了三维航迹跟踪飞行试验. 根据任务需求,SUAR 进行三维航迹飞行,切换点高度 19.5m,目标点高度 20 m,前飞距离 100 m,中间点高度最低为 15 m,前飞过程中按照二次抛物线形进行高度控制,前飞速度 1.5 m/s. 实际飞行高度航迹和期望飞行高度航迹比对如图 11 所示.

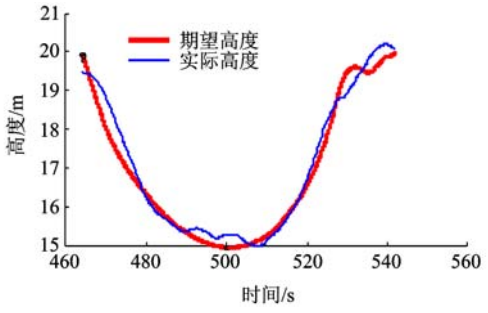


图 11 三维航迹跟踪试验高度数据

由图 11 可得基于小波滤波的无人旋翼机高度信息融合方法,SUAR 可实现高精度的变高跟踪控制,全程高度误差波动小于 0.8 m,均方差为 0.156 3,能够满足系统在高度控制的动态响应.

5 结 论

本文采用高度数据融合的处理方法解决 SUAR 系统高度测量信息可信度低、精度差的问题.

1) 利用小波分解-重构的滤波方法滤除 SUAR 实际飞行过程中高度测量信息的高频干扰噪声.

2) 利用改进的自适应 Kalman 滤波数据融合方法,估计高度气压测量数据中的零位偏移.

由于在分析 SUAR 系统高度测量信息时,主要是基于悬停飞行的数据;试验验证主要是在悬停飞行和低速前飞下进行,未考虑高度大机动等状态下的 SUAR 系统特性.

参考文献 (References)

[1] De Voogt A J, Uitdewilligen S, Eremenko N. Safety in high-risk helicopter operations: the role of additional crew in accident prevention[J]. Safety Science, 2009, 47(5): 717 – 721

[2] 朱晓娟,陈欣. 一种无人机高度传感器信息融合方法[J]. 航空学报,2008,29(S1):S61 – S65
Zhu Xiaojuan, Chen Xin. An information fusion method of altitude sensors for UAV [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(S1): S61 – S65(in Chinese)

[3] 黄晓瑞,崔平远,催祜涛. 差分 GPS 定位方法与应用研究[J]. 航空兵器,2001(3):5 – 8
Huang Xiaorui, Cui Pingyuan, Cui Hutao. Research on differential GPS positioning method and application [J]. Journal of Aero Weaponry, 2001(3): 5 – 8(in Chinese)

[4] 彭玉华. 小波变换与工程应用[M]. 北京:科学出版社,2005
Peng Yuhua. Wavelet transform and engineering application [M]. Beijing: Science Press, 2005 (in Chinese)

[5] 孙延奎. 小波分析及应用[M]. 北京:机械工业出版社,2005:28 – 30
Sun Yankui. Wavelat analyse and application [M]. Beijing: Mechanism Industry Press, 2005: 28 – 30(in Chinese)

[6] Zhang Xi, Wang Wei, Yoshinori T. Design of IIR orthogonal wavelet filter banks using lifting scheme[J]. IEEE Transaction on Signal Processing, 2006, 54(7): 2616 – 2624

[7] 程正兴,杨守志,冯晓霞. 小波分析的理论、算法、进展和应用[M]. 北京:国防工业出版社,2007:223 – 227
Cheng Zhengxing, Yang Shouzhi, Feng Xiaoxia. The theory arithmetic evolve and application? of wavelat analyse[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007: 223 – 227(in Chinese)

[8] 刘金琨. 机器人控制系统的设计与 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2008:505 – 507
Liu Jinkun. The design of robot control system and MATLAB simulink[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 505 – 507(in Chinese)

[9] Song Enbin, Zhu Yunmin, Zhou Jie, et al. Optimality of Kalman filtering fusion with cross-correlated sensor noises[J]. Automatica, 2004, 43(8): 1450 – 1456

(编 辑:刘登敏)