

四旋翼直升机爬升速度检测方法与实验研究

杨志永, 毕德学, 李林娜

(天津科技大学 机械工程学院, 天津 300222)

摘要: 为实现四旋翼直升机爬升速度的精确测量, 提出了一种新型的检测方法; 该方法首先采用加权平均法和均值滤波方法测量高度值, 然后采用平滑鲁棒噪声微分法计算爬升速度, 通过对实时数据的采集与处理, 得到精确的信息; 基于 MEAS 公司 MS5611-01BA 气压传感器的实验结果表明, 经过平滑鲁棒噪声微分法处理后的爬升速度精度明显提高, 标准差只有中心差分法的 34%, 比 Lanczos 微分法减少了 13%, 具有较好的鲁棒性, 满足实际应用要求。

关键词: 气压计; 高度测量; 爬升速度; 滤波

Research on Quadrotors Climbing Speed Detection Method and Experiment

Yang Zhiyong, Bi Dexue, Li Linna

(College of Mechanical Engineering, Tianjin University of Science & Technology, Tianjin 300222, China)

Abstract: For realizing precise measurement of climbing speed of quadrotors, a new detection method is presented. Firstly it applies the weighted average method and mean filter method to measure height, then it uses smooth noise-robust differentiators to calculate the climb speed, and finally it obtains accurate information by means of the real-time data acquisition and processing. The experimental results based on the MS5611-01BA barometer sensor from MEAS show that: the climbing speed precision obtained by smooth noise-robust differentiators is improved obviously, the standard deviation value is only about 34% of that gets by central differences method, and 13% less than that gets by Lanczos differentiators method, it has better robustness, and meets the requirements of practical applications.

Key words: barometer; measurement height; climbing speed; filter

0 引言

过去的 10 年, 微型无人机领域已经取得了许多令人振奋的发展^[1]。这四旋翼飞行器由于机械原理简单, 模型简单控制容易, 大受欢迎, 它们可以胜任很多艰巨的任务^[2-4]。高度是四旋翼飞行器飞行安全的一个重要指标, 在飞行器的起飞、降落和飞行过程中都需要准确的高度信息, 同时四旋翼的爬升速度, 对掌握四旋翼飞行性能也十分重要。GPS 米级的误差显然不能满足更精确的定位要求, 同时在遮蔽物下 GPS 讯号会降低甚至完全消失。本文四旋翼飞行器定高采用 MS5611-01BA 传感器, 它不受遮蔽物或室内环境的影响。通过对大量气压测量数据的分析与实验, 引入了均值滤波和平滑鲁棒噪声微分法, 实现了可靠的高度、爬升速度测量。

1 爬升速度检测方法与原理

爬升速度也叫爬升率, 是指飞行器在单位时间内增加的高度。它的计算是以高度的测量为基础的, 在进行爬升速度计算时, 首先要测得高度信息, 然后再计算爬升速度。

1.1 气压计测高原理

高度计算的基本原理基于大气静力学方程^[5], 如果忽略重力加速度变化和水汽影响, 并假定气温不随高度发生变化, 此条件下等温大气压高方程为:

$$Z_2 - Z_1 = \frac{RT}{Mg} \ln \frac{P_1}{P_2} \quad (1)$$

式中, P_1 、 P_2 分别是高度 Z_1 和 Z_2 的气压值, T 为绝对温度, g

为重力加速度, M 为气体的摩尔质量, R 理想气体常数。将 T 换成 t , 自然对数换成常用对数, 并将 g 、 R 代入, 则上式变成气象上常用的等温大气压高方程^[6]:

$$Z_2 - Z_1 = 18400(1 + \frac{t}{273}) \log \frac{P_1}{P_2} \quad (2)$$

从气压计读取压力信息之后, 就可根据公式 (2) 换算出高度值。

1.2 基于中心差分法爬升速度检测

计算函数 $f(x)$ 在任意点 x^* 的数值导数最常用的方法是在 x^* 邻域内用多项式函数 $P(x)$ 近似 $f(x)$, 如果选择的邻域足够小, $P(x)$ 就能很好的近似 $f(x)$, 就可以认为 $f'(x^*) \approx P'(x^*)$ 。设 $f(x)$ 为四旋翼随时间变化的高度函数, 则其导数 $f'(x)$ 即为爬升速度函数。使多项式函数 $P(x)$ 近似高度函数 $f(x)$, 则 x^* 时刻爬升速度 $f'(x^*) \approx P'(x^*)$ 。中心差分^[7]是计算数值导数最经典的方法, 但中心差分法缺乏对高频的抑制, 所以他们只适用于能够精确计算函数值的无噪声函数, 其幅值响应曲线如图 1 (a) 所示。

Lanczos 微分器^[8] (Savitzky-Golay 滤波器) 解决了这个问题, 但它并不能保证完整的噪声抑制, 在高频时, 非零响应具有波动性, 当角频率 $\omega = \pi$ 时不能平滑趋零, 其幅值响应曲线如图 1 (b) 所示。

1.3 基于平滑鲁棒噪声微分法的爬升速度检测

为解决噪声抑制问题, 引入平滑鲁棒噪声微分法计算四旋翼的爬升速度, 其拟合多项式比较准确, 对高频鲁棒噪声能够有效抑制, 具有良好的计算结构, 便于在实践中高效地运用。

设 $P(x)$ 是四旋翼高度函数 $f(x)$ 的插值函数, $P(x)$ 是次数不超过 n 的代数多项式, 即

$$P(x) = a_0 + a_1x + \dots + a_nx^n \quad (3)$$

收稿日期: 2013-11-27; 修回日期: 2014-01-25。

作者简介: 杨志永 (1987-), 男, 河北唐山人, 硕士研究生, 主要从事机电系统控制方向的研究。

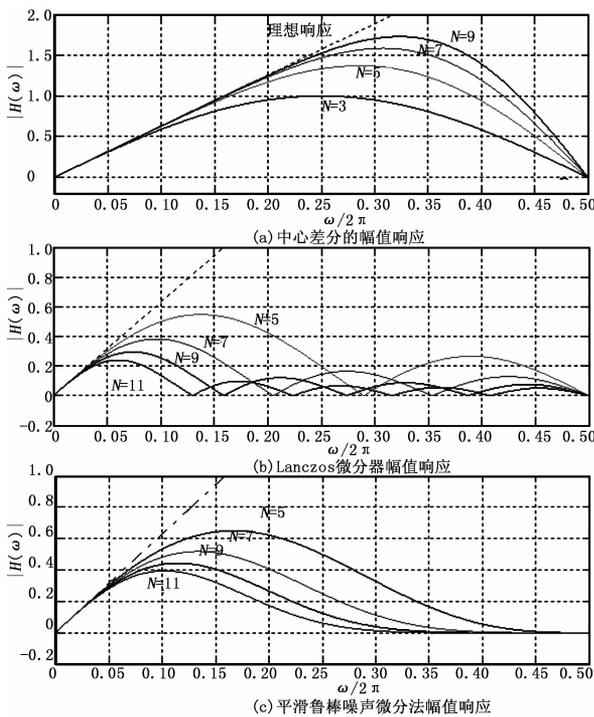


图 1 幅值响应图

式中, a_i 为实数。滤波器的长度为奇数 N , 滤波器系数为 $\{c_k\}$, 函数值为 x^* 附近的 N 个步长为 h 的等距点:

$$f_k = f(x_k) \tag{4}$$

式中, $x_k = x^* + kh, k = -M, \dots, M, M = (N-1)/2$ 。

数值导数的一般形式为:

$$f'(x^*) \approx \frac{1}{h} \sum_{k=1}^M c_k (f_k - f_{-k}) \tag{5}$$

它的频率响应 ($h=1$ 时) 为:

$$H(\omega) = 2i \sum_{k=1}^M c_k \sin(k\omega) \tag{6}$$

为确定系数 $\{c_k\}$, 令 $H(\omega)$ 在 $\omega = 0$ 处与 $H_d(\omega)$ 高度相切, 在 $\omega = \pi$ 处与 ω 轴高度相切。此时 $H(\omega)$ 在低频区域将尽可能接近理想微分器 $H_d(\omega) = i\omega$ 的响应, 在 $\omega = \pi$ 的最高频率平滑趋近于零。由此可以得到关于 $\{c_k\}$ 的线性方程:

$$\begin{cases} \left. \frac{\partial^i H(\omega)}{\partial \omega^i} \right|_0 = \left. \frac{\partial^i H_d(\omega)}{\partial \omega^i} \right|_0 & i = 0, \dots, n \\ \left. \frac{\partial^j H(\omega)}{\partial \omega^j} \right|_\pi = 0 & j = 0, \dots, m \end{cases} \tag{7}$$

式中, $m = (N-3)/2$ 。

2 平滑鲁棒噪声微分法爬升速度的求解

当式 (3) 中多项式次数 $n=2$ 时, 我们选择合适的 m 值, 使式 (7) 中方程数等于未知数的个数, 就可以得到不同滤波器长度时的系数情况, 如表 1 所示。

表 1 $N=5, 7, 9$ 时系数表

N	平滑鲁棒噪声微分法公式
5	$\frac{2(f_1 - f_{-1}) + f_2 - f_{-2}}{8h}$
7	$\frac{5(f_1 - f_{-1}) + 4((f_2 - f_{-2})) + f_3 - f_{-3}}{32h}$
9	$\frac{14(f_1 - f_{-1}) + 14(f_2 - f_{-2}) + 6(f_3 - f_{-3}) + f_4 - f_{-4}}{128h}$

此时, 幅值响应曲线如图 1 (c) 所示, 图中点画线为理想微分器 $H_d(\omega) = i\omega$ 的响应。

综上所述, 任何长度为 N 的滤波器的数值微分均可如下表示:

$$f'(x^*) \approx \frac{1}{h} \sum_{k=1}^M c_k (f_k - f_{-k}) \tag{8}$$

其中:

$$\begin{cases} c_k = \frac{1}{2^{2m+1}} \left[\binom{2m}{m-k+1} - \binom{2m}{m-k-1} \right] \\ m = \frac{N-3}{2}, M = \frac{N-1}{2} \end{cases}$$

综合考虑计算精度和程序运算速度两个因素, 我们选择滤波器的长度 $N=7$ 、多项式次数 $n=2$ 。程序在运行时只要存储四旋翼最近 7 次的高度值 $f_k (k = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3)$ 和时间信息 x^* , 运用公式 (8) 就能计算四旋翼的爬升速度了。

3 数据处理与实验分析

3.1 高度的数据采集与处理

本文所有数据都是基于常用的四旋翼直升机硬件系统^[9]。MS5611-01BA 传感器计算压力前, 首先需要通过 SPI 通信口读取只读存储器 PROM 里的工厂标定数据: 压力灵敏度、压力偏移、压敏温度系数、压偏温度系数、基准温度、温度系数等, 再分别读取数字压力值和温度值, 根据实际温度大小进行温度补偿运算, 最后输出温度和压力值。

气压计对高度的测量, 都是基于地面的压力值的, 因此必须对地面压力值进行标定。压力计第一次启动后, 要等待一段时间后再进行测量, 否则会导致较大的误差 (接近 1 m)。为提高精度, 减小干扰, 这里采用加权平均的方法标定地面压力值。

由加权平均法公式

$$\hat{x} = \frac{\sum x_i f_i}{\sum f_i} \tag{9}$$

可得地面压力值:

$$P = 0.8P_0 + 0.2P_m \tag{10}$$

这里 P_0 为气压计启动后的初始压力值 (此时高度值为 0), P_m 为新测量的压力值。权重系数 0.8 和 0.2 是根据大量的实验数据优化而来。为减小压力值测量时的噪声影响, 可以取地面连续 5 次测量的加权平均值 (即下式中的 P_5) 作为地面压力值:

$$\begin{cases} P_1 = 0.8P_0 + 0.2P_{m1} \\ P_2 = 0.8P_1 + 0.2P_{m2} \\ \vdots \\ P_5 = 0.8P_4 + 0.2P_{m5} \end{cases} \tag{11}$$

把 P_5 作为地面参考压力值, 那么任意位置的高度值 Z_z 均可由公式 (2) 求得。

四旋翼飞行器飞行时螺旋桨会产生紊乱的气流, 为避免紊乱气流干扰气压传感器的测量, 一方面采用透气的织物遮住气压传感器以减小气流干扰, 另一方面采用均值滤波法减弱噪声的影响。将最近采样的 5 次高度值求平均, 作为本次的高度值。当四旋翼在地面静止时, 我们测试采集了 100 组高度数据, 如图 2 所示。

对比两组数据, 根据压力数据直接计算的高度值波动性较大, 而经过均值滤波的高度值比较平滑, 标准差显著缩小, 如表 2 所示。

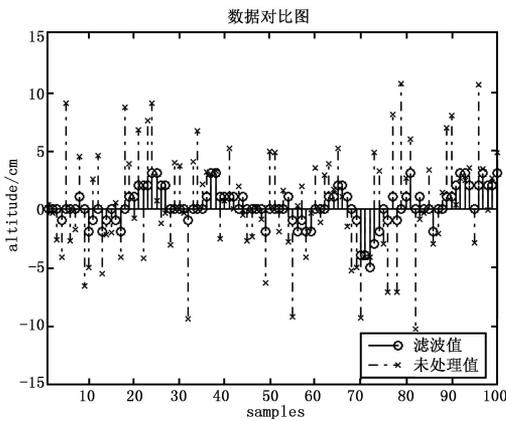


图 2 两种方法的数据对比

表 2 数据对比

	最大值(cm)	最小值(cm)	均值(cm)	标准差
处理前	10.667	-10.308	0.519	4.575
处理后	3	-5	0.250	1.598

3.2 实验结果与分析

为验证平滑鲁棒噪声微分法效果, 我们做一组爬升—停止—下降的实验。四旋翼启动后, 令其迅速爬升到一定位置静止, 再迅速下降到原来位置附近, 此时时间高度曲线如图 3 所示。

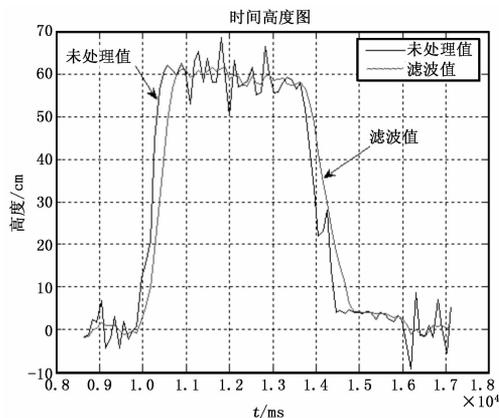


图 3 原始高度图

当多项式次数 $n=2$ 时, 分别采用 3 种方法计算四旋翼飞行器的爬升速度, 则它们的爬升速度如图 4 至图 6 所示。

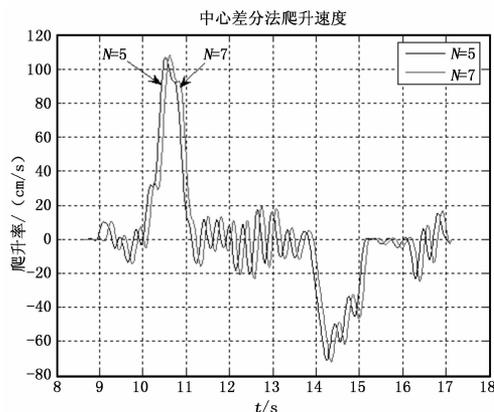


图 4 中心差分法爬升速度

图 4 中可以看出, 中心差分法比较敏感, 波动比较剧烈, 中心差分法不能去除噪声影响, 这并不是我们需要的。在图 5 和图 6 中可以看出, 随着 N 的增大, 曲线逐渐平滑, 减弱了噪声的影响, 效果比较好。经过平滑鲁棒噪声微分法处理后的爬升速度精度明显提高, 标准差只有中心差分法的 34%, 比 Lanczos 微分法减少了 13%。

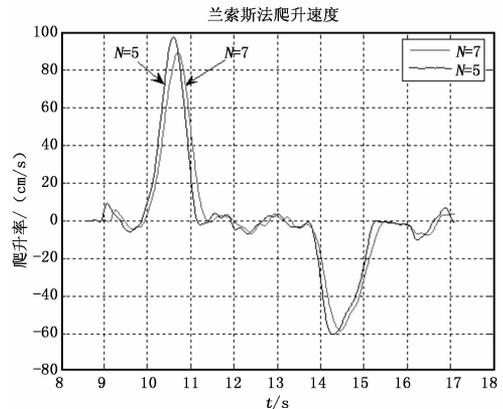


图 5 兰索斯法爬升速度

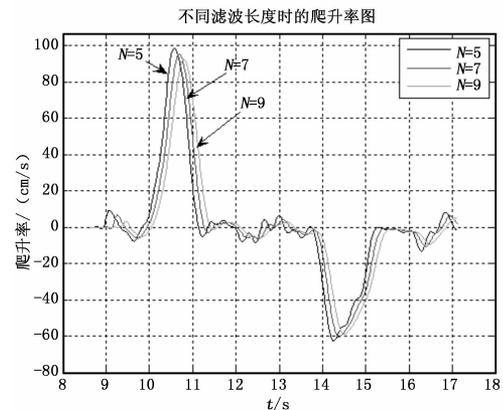


图 6 平滑鲁棒噪声微分器法爬升速度

4 结语

本文主要进行了四旋翼直升机爬升速度检测方法研究, 采用了加权平均法对高度信息进行处理, 提高了测量精度。通过采用平滑鲁棒噪声微分法, 爬升速度的鲁棒性变得更好。并针对不同滤波方法进行了对比分析, 实验表明, 经过处理的四旋翼高度信息和爬升速度比较符合实际, 实现起来也比较容易, 编程也比较简单, 便于实际应用。

参考文献:

[1] Kumar V, Michael N. Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles [J]. Robotics Research, 2012, 31 (11): 1279 - 1282.

[2] Pines D J, Bohorquez F. Challenges Facing Future Micro-Air-Vehicle Development [A]. Journal of Aircraft [C], 2006, 43 (2): 290 - 305.

[3] Mellinger D, Shomin M, Kumar V. Control of Quadrotors for Robust Perching and Landing [J]. International Powered Lift Conference, 2010: 119 - 126.

(下转第 1501 页)

(1) 计算未重叠 Blob 质心: 二值图像中的 Blob 质心即是每个工件 Blob 的面积中心。设 $B(i, j)$ 为 Blob 上的一个非零点, 则质心为

$$\bar{x} = \frac{\sum_i \sum_j jB[i, j]}{\sum_i \sum_j B[i, j]}, \bar{y} = \frac{\sum_i \sum_j iB[i, j]}{\sum_i \sum_j B[i, j]}$$

虽然每个工件角度朝向和正反呈随机分布, 但每个工件 Blob 的质心在工件上的位置不变。图 5 中用星号 * 标记每个工件 Blob 的质心^[10]。

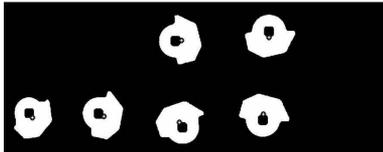


图 5 标记质心

(2) 用 Sobel 算子提取边缘: 用 Sobel 算子计算边缘, 按如下公式确定每点的值:

$$g = [G_x^2 + G_y^2]^{1/2} = \{[(z_7 + 2z_8 + z_9) - (z_1 + 2z_2 + z_3)]^2 + [(z_3 + 2z_6 + z_9) - (z_1 + 2z_4 + z_7)]^2\}^{1/2}$$

其中 Sobel 模板如图 6 所示。

z_1	z_2	z_3
z_4	z_5	z_6
z_7	z_8	z_9

图 6 Sobel 模板

若在位置 (x, y) 处 $g \geq T$ 则该位置的一个像素是一个边缘像素。在本设计中, 选取 $T=0.05$ 可达到分明的边缘信息^[10];

(3) 做圆求交点: 以质心为圆心, 以指定半径 R 做圆, R 的值需要根据具体工件做具体分析。使该圆与工件 Blob 的轮廓相交于点 $A, B, C \dots$ 等点。图 7 中上下两幅图分别显示了正面朝上工件和反面朝上工件轮廓与圆的交点, 分别为 $A \sim F$ 。

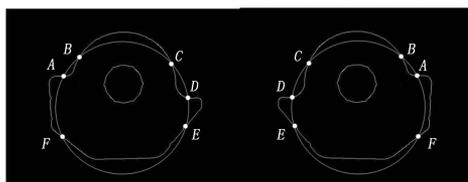


图 7 正反、方向角判定

(4) 判断工件正反面和位置、角度: 任选一个交点, 顺时针

计算圆上相邻交点间的距离。例如在图 7 中选中了 A 点, 则计算 A 与 B 的距离为 L_1 , B 与 C 的距离为 L_2 , C 与 D 距离为 L_3 , D 与 E 距离为 L_4 , E 与 F 距离为 L_5 , F 与 A 距离为 L_6 。则正面工件距离符合图 7 中上图的排列模式, 反面工件符合下图的排列模式。

据此判断工件落料到传送带后的正反面。再寻找长度 L_1 和 L_2 之间的点 B , L_4 与 L_5 之间的点 E , 连接 BE 的方向规定为工件的正方向。

4 结论

对 30 000 件工件实测, 除去其中发生重叠的工件 43 个, 和没有正确识别工件 28 个。该算法对工件定位准确度达到 99.7%。证明该算法具有很高的可靠性, 能够稳定地运行在生产现场。值得注意的是, 本文所述方法适用工件不仅限于文中所涉及的工件。但算法还有很多需要改进的地方, 比如, 本算法只能应用于落料后呈正反两面的工件如本文介绍的钣金冲压件, 或者较容易区别的制品如食品工业中识别火腿肠等。对于形状复杂的三维工件, 算法无能为力。并且对工件重叠情况的处理, 还需要进一步努力解决。

参考文献:

- [1] 梁香宁, 牛志刚. 三自由度 Delta 并联机器人运动学分析及工作空间求解 [J]. 太原理工大学学报, 2008, (1): 93-96.
- [2] 杨朋林, 张晓飞. FPGA 控制实现图像系统视频图像采集 [J]. 计算机测量与控制, 2003, 11 (6): 451-454.
- [3] 于仕琪, 刘瑞祯著. OpenCV 教程: 基础篇 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2007.
- [4] Robert Laganiere 著. OpenCV2 计算机视觉编程手册 [M]. 北京: 科学出版社, 2013.
- [5] Bradski G, Kaehler A. 学习 OpenCV [M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.
- [6] 谭浩强. C++ 程序设计 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [7] 邓秀娟, 赵亮. 基于图像轮廓提取的模板匹配方法在机器人视觉中的应用 [J]. 机器人技术与应用, 2002, 5: 27-29.
- [8] 高翔. 一种具有旋转不变性的模板匹配方法 [J]. PLC&FA, 2006, 1: 109-112.
- [9] Rafael C. Gonzales, Richard E. Woods, Steven L. Eddins. 数字图像处理 (第三版) [M]. 阮秋琦, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2011.
- [10] Rafael C. Gonzales, Richard E. Woods, Steven L. Eddins. 数字图像处理 (MATLAB 版) [M]. 阮秋琦, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2005.

(上接第 1477 页)

- [4] Daniel Mellinger, Nathan Michael, Vijay Kumar. Trajectory Generation and Control for Precise Aggressive Maneuvers with Quadrotors [J]. Robotics Research, 2012, 31 (5): 664-674.
- [5] 黄荣辉, 大气科学概论 [M]. 北京: 气象出版社, 2005.
- [6] 董涛, 李永军. 等温大气压高方程在气压剖面高度计算中的应用 [J]. 海洋技术, 2011, 30 (1): 88-89.

- [7] 李庆扬, 王能超, 易大义. 数值分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [8] 蔡天净, 唐瀚. SaVitzky-Golay 平滑滤波器的最小二乘拟合原理综述 [J]. 数字通信, 2011, (1): 63-64.
- [9] 胡永红, 楚亚菲. 小型飞行器综合测试系统方案设计 [J]. 计算机测量与控制, 2008, 16 (8): 1062-1064.