

STM32 的多传感器融合姿态检测

黄志伟, 徐苏楠, 韦一, 唐莹

(中国计量学院 光学与电子科技学院, 浙江 杭州 310018)

摘要: 采用 STM32 微控制芯片作为主控芯片, 搭载 MPU6050 传感器、HMC5883L 磁场传感器, 以四旋翼飞行器为平台进行载体姿态检测的实验. 对比单一传感器和多传感器姿态检测的实验结果, 结果表明: 基于多传感器融合的姿态检测能弥补单一传感器检测姿态的不足, 提高姿态信息的精确性.

关键词: 姿态检测; STM32; MPU6050; HMC5883L; 传感器

中图分类号: TP 368.1 **文献标志码:** A

姿态检测在医疗仪器、机器人、惯性测量单元、汽车电子、导航控制等领域应用广泛^[1-3]. 国内外众多学者对基于传感器的姿态检测进行了大量的研究和应用. 浙江大学利用加速度传感器对人体姿态进行检测来监测人体跌倒^[4]. 哈尔滨工业大学机器人研究所利用惯性传感器来检测机器人的姿态, 并取得良好效果^[5]. 国防科技大学机电工程与自动化利用惯性传感器对机器人进行水平姿态的检测^[6]. 美国密歇根大学机械工程系通过在棒球和垒球内部安装姿态检测单元, 研究棒球垒球在投掷、飞行、下落过程中运动轨迹和特点^[7]. 姿态检测作为惯性测量的内容, 还可应用于飞行器的起飞、降落、导航等^[8-13] 领域. 本文讨论了多传感器融合进行姿态检测的硬件设计, 并搭建了四旋翼飞行器的平台.

1 硬件设计

基于 Cortex-M3 型内核的 STM32 型系列芯片性能优越、性价比极高, 专为低功耗领域设计等优点^[14-15], 选择 STM32f103c8t6 型芯片作为主控芯片, 该芯片是一款 32 位 ARM 微控制器, 最高支持 72 MHz 时钟频率, 处理速度高, 集成了很多常用外设大量的通用输入输出接口, 非常适用于多传感器的控制处理. 陀螺仪和加速度传感器选用 Invensense 公司的 MPU6050 型芯片, 该芯片将三轴陀螺仪和三轴加速度传感器集成, 能同时输出 6 轴信息, 消除了由于安装和焊接带来的轴间误差, 减少了软件的补偿, 保证实验的准确性. 通过 IIC 接口, 扩展外部传感器输出 9 轴信息. 磁场传感器采用美国 Honeywell 公司生产的 HMC5883L 型高精度磁场传感器, 分辨率达 0.002 G, 最大输出频率达 160 Hz. 高度测量采用的是 BMP085 型气压传感器, 测量范围为 300~110 kPa, 在超低功耗模式和超高效模式下, 测量精度分别为 0.06, 0.03 hPa, 高度分别精确至 0.5, 0.25 m. 陀螺仪和加速度传感器模块与磁场传感器相整合, 可以完成九轴姿态的解算, 其电路如图 1 所示.

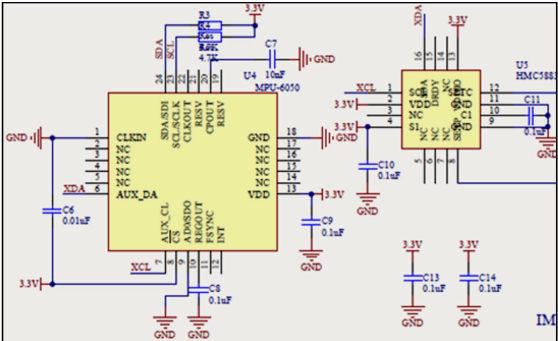


图 1 九轴姿态测量模块
Fig. 1 Test module of nine axes attitude detection

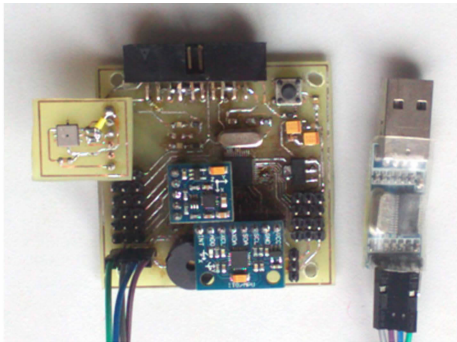
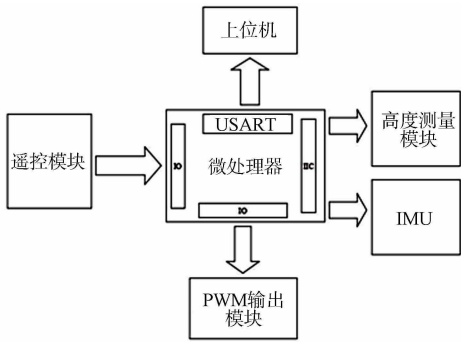
高度传感器直接与主控模块通过 IIC 总线相连, 实现快速通信, 用以检测的实验平台为四旋翼飞行

收稿日期: 2015-06-15

通信作者: 唐莹(1981-)女, 副教授, 博士, 主要从事半导体器件及其嵌入式系统的研究. E-mail: tangy@cjlu.edu.cn.

基金项目: 浙江省公益性技术应用研究项目(2013C31068)

器, 整体硬件模块示意图及实物飞控电路板, 如图 2 所示.



(a) 四旋翼飞行器各模块硬件示意图

(b) 四旋翼飞行器控制电路板

图 2 四旋翼飞行器的实验平台

Fig. 2 Test platform of quadrotor helicopter

2 四旋翼飞行器的姿态检测

陀螺仪是姿态检测中的核心部件, 众多关于姿态求解的理论也都是基于陀螺仪^[16-17]. 三轴陀螺仪能输出载体绕 3 个坐标旋转的角速度量, 通过对时间积分, 得到载体绕旋转轴的角度. 加速度传感器也是姿态检测中的重要惯性器件, 它测量载体相对惯性空间的绝对加速度和引力加速度之差, 称为比力. 在静止的状态下, 三轴加速度读传感器能测量重力在载体在 3 个轴上的重力分量. 磁场传感器灵敏度高, 能够测量地球弱磁场, 通过磁场的分布, 能够计算出载体当前偏离北向的角度. 高度测量通过气压传感器测量大气压强度, 间接测量高度的变化. 实验以四旋翼飞行器为测试平台, 测试在振动干扰情况下姿态检测的准确性.

2.1 陀螺仪测量姿态

陀螺仪通过对时间积分求得载体姿态, 但是有严重的漂移现象, 包括静止时零点的偏移和温度引起的漂移. 这些漂移在积分过程中会形成累积误差, 使最终计算得到的角度会随时间漂移而不准确. 首先, 对陀螺仪数据进行零偏校正. 陀螺仪静止时, 三轴输出数据在理想情况下应该为 0, 根据这一特性, 在每次硬件初始化工作时, 取静止下一组陀螺仪输出数据求平均值作为陀螺仪的零位偏移, 以后读取的数据每次都要减去这个偏移值. 然后, 对校正偏移后的数据进行滑动平均滤波, 完成对陀螺仪数据的处理. 用陀螺仪输出角速度对时间积分来测量姿态角. 陀螺仪检测静止条件下的角度(φ), 如图 3 所示.

姿态角的计算周期是 2 ms, 由图 3 可知: 在水平静止 120 s 情况下, 陀螺仪测量到的角度漂移了 2.5°左右, 并且角度的漂移是持续的; 更长时间后, 角度误差会积累到更大. 因此, 仅靠陀螺仪测量姿态会产生较大的测量误差, 要进一步提高精度, 必须融合其他种类的传感器.

2.2 姿态的测量

加速度能测量载体受到的比力大小, 无其他外力的情况下, 载体只受到来自地球的引力, 根据引力在 3 个坐标轴上的分量, 计算得到载体当前的水平姿态信息. 根据加速度传感器特性, 弥补陀螺仪在静态情况下的不足, 提高姿态检测的精确度^[18-20]. 按照文献[16]的方法对三轴加速度传感器进行校准, 由于三轴加速度传感器是由一个双轴传感器和一个单轴传感器组合而成, 所以, 可以省略轴间差校准这一步骤. 实际上, 加速度传感器不仅对重力, 而且对外力产生的加速度都非常敏感. 换言之, 它不能区分加速度是重力引起的, 还是除了重力之外的力引起的. 因此, 加速度传感器测量到的信号是重力加速度和外力加速度的总和. 在数据融合时, 采用互补滤波器加入闭环控制进行水平姿态的测量.

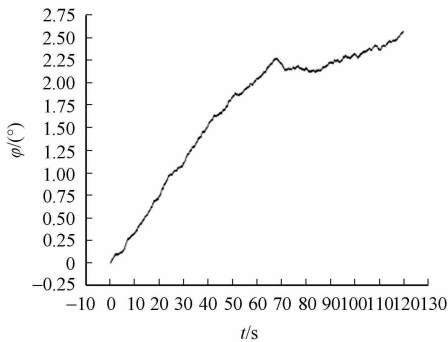


图 3 陀螺仪测量角度变化

Fig. 3 Variation of gyroscope measurement angle

互补滤波器利用加速度传感器测量重力矢量 $\hat{\mathbf{g}}^b$ 和陀螺仪测量到的角速度矢量 $\boldsymbol{\Omega}^b$, 分别对重力矢量和角速度矢量进行低通滤波和高通滤波. 将重力矢量 $\hat{\mathbf{g}}^b$ 做归一化处理, 得到一个单位向量 $\bar{\mathbf{v}}$. 然后, 将单位向量与观测值 $\hat{\mathbf{v}}$ 进行叉积. 根据叉积概念, 假设有 \mathbf{a}, \mathbf{b} 两个向量, 这两个向量叉积得到一个向量, 其方向与这两个向量形成的平面垂直, 新的向量模的大小为两个向量模的积乘上两个向量夹角的正弦值 $\sin \alpha$. 根据小角近似, $\sin \alpha \approx \alpha$. 将 $\bar{\mathbf{v}}$ 与 $\hat{\mathbf{v}}$ 叉积, 便会得到一个近似的角度偏差值 e , 这个偏差代表了真实姿态与测量姿态之间的误差大小, 将该误差进行比例和积分环节, 用来修正陀螺仪角速度矢量的偏移. 通过四元数算法, 得到最终的四元数姿态矩阵. 对校准过的加速度进行形如陀螺仪数据的滑动平均滤波得到可靠的数据. 在四旋翼飞行器电机开启情况下进行姿态检测测试, 得到的俯仰角 (θ) 和横滚角 (γ), 如图 4, 5 所示.

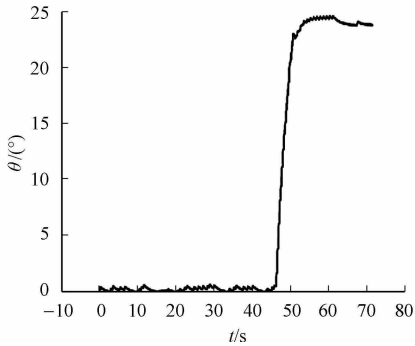


图 4 四旋翼飞行器姿态检测时的俯仰角角度变化
Fig. 4 Pitch angle variation of quadrotor
ahelicopter attitude detection

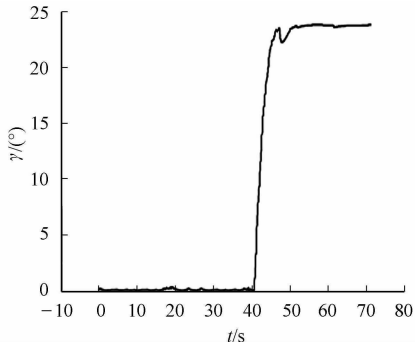


图 5 四旋翼飞行器姿态检测时的横滚角度变化
Fig. 5 Roll angle variation of quadrotor
ahelicopter attitude detection

开启四旋翼飞行器的 4 个电机, 检测到俯仰角和横滚角能保持在水平位置, 只在 $\pm 1^\circ$ 的范围内漂移. 当将飞行器姿态调整到 22.5° 时, 系统能够迅速响应, 并保持新的位置姿态, 检测角度误差在 $\pm 1^\circ$ 范围内.

2.3 偏航角

偏航角的融合采用了磁场传感器, 变化的电流会产生磁场. 因此, 磁场传感器会受到各种外界磁场干扰, 而使测量结果不准确, 必须注意选取合适的磁场传感器安装环境. HMC5883L 型三轴磁场传感器能够对地球磁场进行测量, 通过磁场在 x 轴与 y 轴的分布, 确定载体当前偏离北向的角度. 然而, 磁场传感器必须严格保持水平才能测得准确的偏航角. 在三维条件下, 需要加速度传感器和陀螺仪融合获得的水平方向横滚角和俯仰角对磁场传感器进行倾斜补偿, 以获得动态倾斜状态下的偏航角.

当磁场传感器水平放置时, 偏航角的计算公式为

$$\varphi = \arctan(M_x/M_y). \tag{1}$$

式(1)中: M_x 和 M_y 为磁场传感器测量到的 x 轴和 y 轴磁场大小. 当磁场传感器倾斜时, 设磁场传感器输出为 $\mathbf{M}_{\gamma, \theta, \varphi} = [M_{x,1}, M_{y,1}, M_{z,1}]^T$, 相同偏航角水平放置的传感器输出为 $\mathbf{M}_{0,0,\varphi} = [M_{x,0}, M_{y,0}, M_{z,0}]^T$. 由欧拉旋转公式有

$$\mathbf{M}_{0,0,\varphi} = \mathbf{R}_\theta^{-1} \mathbf{R}_\gamma^{-1} \mathbf{M}_{\gamma, \theta, \varphi}. \tag{2}$$

式(2)中: \mathbf{R}_γ 和 \mathbf{R}_θ 是绕 y 轴旋转的横滚角 γ 和绕 x 轴旋转的俯仰角 θ 的旋转矩阵.

$$\mathbf{R}_\gamma = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_\theta = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}. \tag{3}$$

代入式(2)可得

$$\begin{bmatrix} M_{x,0} \\ M_{y,0} \\ M_{z,0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ \sin \theta \cdot \cos \gamma & \cos \theta & -\sin \theta \cdot \cos \gamma \\ -\cos \theta \cdot \sin \gamma & \sin \theta & \cos \theta \cdot \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{x,1} \\ M_{y,1} \\ M_{z,1} \end{bmatrix}. \tag{4}$$

由式(4)可求得 $M_{x,0}$ 和 $M_{y,0}$, 由式(1), 可求得当前载体偏航角.

在实际环境中,由于磁场硬铁效应和软铁效应的存在,导致磁场传感器旋转一周得到的并不是一个标准的圆,而是一个椭圆.对于罗盘误差的修正,采用最小二乘法对椭圆进行矫正,将偏差补偿到原始数据上.实验方法是将传感器在水平方向上旋转一周,得到 x 轴和 y 轴数据,并绘制出二维坐标图.在 Matlab 中,用最小二乘法对原始数据进行拟合,得到椭圆的长短半轴以及偏离中心点 $(0,0)$ 的坐标.补偿后的偏航角(φ)实验结果,如图 6 所示.

磁场正北方向通过指南针测得,将磁北规定为 0° 方向,北偏东为正方向.将磁场传感器放置于正北方向,检测到偏航角度大约 0.5° .一段时间后,将磁场传感器按正方向旋转到 20° ,检测到偏航角度为 25° ,误差为 5° .

2.4 高度测量模块

BMP085 气压传感器能测量大气压,气压与海拔高度(h)存在如下函数关系,即

$$h = 44\,330 \times (1 - (p/p_0)^{1/5.255}). \tag{5}$$

通过气压与高度的函数关系,间接计算海拔高度. BMP085 只有一个控制寄存器,地址为 $0xF4$,用来配置气压和温度的测量模式. BMP085 不需要上电初始化时进行驱动,而是在每次测量前都需要向控制寄存器内写入指令.该传感器通过自带的补偿算法进行高度的计算,所以,在测量前,需要读出传感器内部自带 EEPROM 里的一些校准数据.

实测中气压传感器数据波动较大,影响高度计算的准确性.因此,采用滑动均值滤波的方法对气压数据进行滤波.10 个气压数据先后入队列,进行均值滤波,每次滤波后最先进入队里的数据被新的数据替换,取得了比较好的效果,并且数据实时性没有受到影响.利用楼层高度对气压传感器进行测试,经滤波后的气压趋势图,如图 7(a)所示.

根据气压与高度的计算公式计算出海拔高度,图 7(a)所对应的楼层海拔高度,如图 7(b)所示.由于海平面是处于不断变化中的,气压随气候季节和温度的变化也非常明显.因此,绝对海拔高度的测量误差较大.由图 7(b)可知:地平面海拔大约为 -2 m ,与实验当地的海拔相差较大.相对高度的测量,楼层高度为 3.84 m ,气压计测量到的最大值为 3.97 m ,最小值为 3.65 m ,误差在 20 cm 内.因此,在四旋翼飞行器系统初始化的时候,记录此时的气压计数据,并将高度设置为零,通过测量气压变化差值.计算并反馈四旋翼飞行器的飞行高度,气压计的误差在可接受范围内,可以有效地减少气压变化带来的误差.

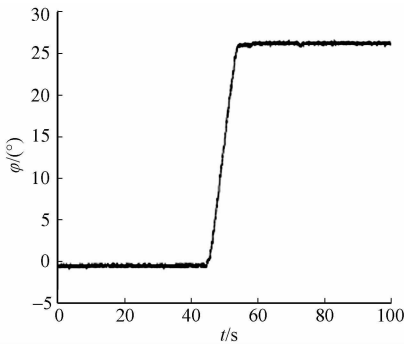


图 6 补偿后的偏航角变化
Fig. 6 Yaw angle variation after compensation

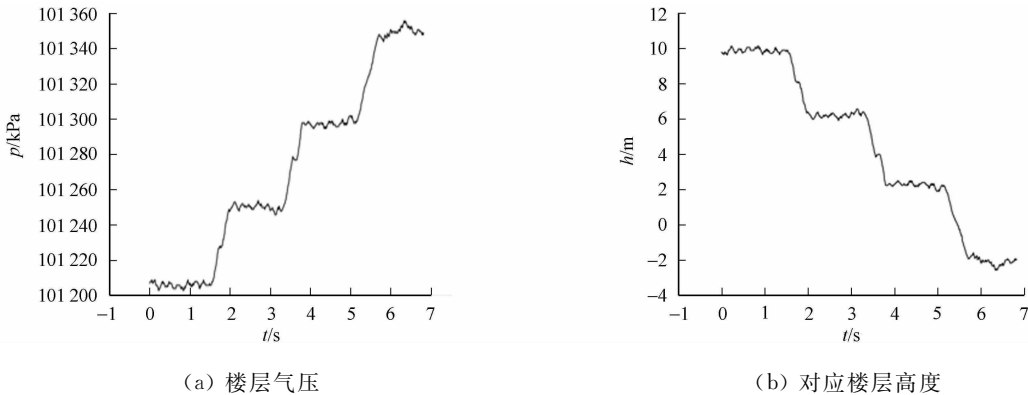


图 7 气压趋势测量图
Fig. 7 Detection figure of pressure trend

3 结束语

基于 STM32 实现的多传感器融合的姿态检测方法,能够弥补单个传感器的缺陷.采用多种传感器融合后的姿态检测方法,抗干扰能力强,动态响应快速,输出俯仰角和横滚角误差不超过 1° .偏航角误差在 5° 左右.这是因为俯仰角和横滚角的误差会随着倾斜补偿公式累积到偏航角上.设计的姿态检测

方案在四旋翼飞行器平台上实验效果良好. 需要说明的是,设计的姿态测量硬件模块同时也适用于其他一些姿态测量应用,如人体姿态的检测.

参考文献:

[1] 胡炼,赵祚喜,吴晓鹏. ADIS16300 四自由度 IMU 在姿态测量中的应用[M]. 电子设计工程,2010,18(7):103-106.

[2] 蒋少茵. 机械手模型控制及轨迹定位精度测试[J]. 华侨大学学报:自然科学版,1999,20(4):396-399.

[3] 陈胜奋,谢明红. 工业机器人运动碰撞的仿真实现[J]. 华侨大学学报:自然科学版,2015,36(2):137-141.

[4] 文耀锋. 一种实时的跌倒姿态检测和心率监护系统的研究[D]. 杭州:浙江大学,2008:2-3.

[5] 秦勇,臧希喆,王晓宇,等. 基于 MEMS 惯性传感器的机器人姿态检测系统的研究[J]. 传感技术学报 2007,20(2):298-301.

[6] 何伟,陈伟. 基于 MEMS 惯性传感器的机器人水平姿态检测系统设计[J]. 机器人技术与应用,2009,10(5):51-55.

[7] MCGINNIS R S,PERKINS N C. A highly miniaturized, wireless inertial measurement unit for characterizing the dynamics of pitched baseballs and softballs[J]. Sensors,2012,12(9):11933-11945.

[8] WENDEL J,MEISTER O,SCHLAILE C,et al. An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter[J]. Aerospace Science and Technology,2006,10(6):527-533.

[9] GRZONKA S,GRISSETTI G,BURGARD W. A fully autonomous indoor quadrotor[J]. IEEE Press,2012,28(1):90-100.

[10] BOUABDALLAH P,MURRIERI P,SIEGWAR R. Towards autonomous indoor micro VTOL[J]. Autonomous Robots,2005,18(1):171-183.

[11] KIM S G,CRASSIDIS J L,CHENG Y,et al. Kalman filtering for relative spacecraft attitude and position estimation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2007,30(1):133-143.

[12] REHBINDER H, HU X. Drift-free attitude estimation for accelerated rigid bodies[J]. Automatica, 2004, 40(4):653-659.

[13] JURMAN D,JANKOVEC M,KAMNIK R,et al. Calibration and data fusion solution for the miniature attitude and heading reference system [J]. Sensors and Actuators A: Physical,2007,138(2):411-420.

[14] 邱文挺,杜勇前. 可视化电气火灾预警系统的设计与实现[J]. 华侨大学学报:自然科学版,2013,34(6):646-648.

[15] 郭尚佳,唐艳芳,李钟慎. 一种高精度超声波测距系统的设计[J]. 华侨大学学报:自然科学版,34(5):489-493.

[16] 林生荣,张辉. 三轴加速度传感器校正方法研究[M]. 传感器与微系统,2011,30(11):72-74.

[17] 李文望. 微机械振动陀螺隔离耦合的结构设计[J]. 华侨大学学报:自然科学版,2003,22(4):380-384.

[18] 林生荣,张辉. 三轴加速度传感器校正方法研究[J]. 传感器与微系统,2011,30(11):72-74.

[19] YOO T S,HONG S K,YOON H M,et al. Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system[J]. Sensors,2011,11(4):3816-3830.

[20] COLORADO J,BARRIENTOS A,MARTINEZ A,et al. Mini-quadrotor attitude control based on hybrid backstepping and frenet-serret theory[C]//IEEE International Conference on in Robotics and Automation (ICRA). New York:IEEE Press,2010:1617-1622.

Attitude Detection Based on STM32 Multi-Sensor Fusion

HUANG Zhi-wei, XU Su-nan, WEI Yi, TANG Ying

(College of Optical and Electronic Technology, China Jiliang University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: Attitude detection was to measure the attitude information of the carrier in three dimension space and show it in the shape of euler angle visually. This article take STM32 microcontroller as the main control chip, carry the MPU6050 sensor, HMC5883L magnetic sensor. We make some experiment about the attitude detection on the platform of quad-rotor helicopter and compare the experimental result between signal sensor and multi-sensor. The result shows that attitude detection based on multi-sensor can cover the weakness of signal sensor, enhance the accuracy of the attitude information.

Keywords: attitude detection; STM32; MPU6050; HMC5883L; sensor