

基于 LSM9DS0 的姿态测量系统设计

李 伟¹, 孙书鹰¹, 刘江义¹, 曹彬乾²

(1. 军械工程学院 电子与光学工程系, 石家庄 050003; 2. 中国人民解放军第 77618 部队, 拉萨 850000)

摘要: 基于 ST 公司新近推出的 LSM9DS0 传感器, 对某高炮教学实验平台姿态测量系统进行了设计; 设计选用 STM32F103 微控制器进行传感器数据采集, 利用四元数法对姿态角进行解算, 并且通过串口通信将相关实验数据发送给上位机进行显示分析; 最后, 对系统测姿范围准确性及数据输出稳定性等参数进行了测试, 测试结果表明, 该系统具有零漂小、抗干扰能力强、响应灵敏和测量范围准确等优点, 满足设计需求。

关键词: LSM9DS0; 姿态测量; 四元数法

Design of Attitude Measurement System Based on LSM9DS0

Li Wei¹, Sun Shuying¹, Liu Jiangyi¹, Cao Binqian²

(1. Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China; 2. No. 77618 Unit of PLA, Lasa 850000, China)

Abstract: Based on the ST company's newly minted LSM9DS0 chip, an attitude measurement system for a anti-aircraft gun teaching and experiment platform is designed. The design chooses STM32F103 microcontroller to collect data from the sensor, and uses four element algorithm to calculating the attitude angles, then sends relevant experimental data to the PC for display and analysis by serial communication. Finally, the attitude measurement accuracy of the system and the stability of data output parameters were tested, and the test results show that the system has smaller zero drift, strong anti-interference ability, sensitive response and accurate measuring range, etc, meet the design requirements.

Keywords: LSM9DS0; attitude measurement; four element algorithm

0 引言

某自行高炮教学实验演示平台设计中, 为了实现瞄准线稳定功能演示, 需要实时测量车体姿态变化情况, 并由航姿系统将测得的车体姿态角反馈给跟踪系统完成目标跟踪角度误差补偿, 最终实现目标瞄准线稳定。现有航姿系统主要由方位垂直基准仪等设备组成, 该设备成本高昂、体积庞大、结构复杂^[1], 不利于嵌入教学实验平台中。为此开发设计一套体积小、价格低的姿态测量系统具有重要的应用价值和实际意义^[2], 本文基于意法半导体 (ST) 公司新近推出的 LSM9DS0 姿态测量传感器设计了一款微型航姿测量系统, 该传感器集成有量程可编程的三轴加速度计、三轴磁力计和三轴陀螺仪, 具有测量范围广、响应速度快、工作稳定等优点。通过对加速度计、磁力计和陀螺仪传感器的信息融合, 实现自行高炮教学实验平台的载体姿态角测量, 其性能指标可满足教学演示需要。

1 系统硬件设计

以 LSM9DS0 传感器设计航姿系统硬件框图如图 1 所示。

LSM9DS0 传感器内部, 加速度计与磁力计共用一套寄存器地址集成于同一模块, 陀螺仪则集成在另一模块, 两模块挂在同一条 SPI 总线上通过 SPI1 接口将 9 轴传感器采集数据传输给 STM32F103 微控制器, 经过处理后, 通过串行口输出给实验平台主控计算机。

设计使用 STM32F103 微控制器的 SPI1 接口完成

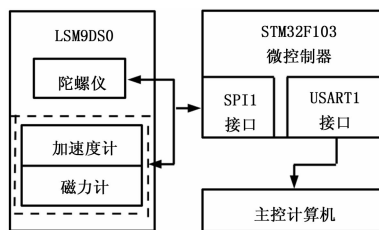


图 1 硬件框图

LSM9DS0 与 MCU 间的通信, 并将其配置在 PA5、PA6 和 PA7 口上 (分别对应 SCK、MISO 和 MOSI)。由于 LSM9DS0 芯片内部加速度计、磁力计与陀螺仪分别集成于两个不同的模块, 使用两套寄存器地址, 并且共用相同 SPI 总线进行通信传输。因此, 引入 74LS157 四 2 选 1 数据选择器进行 LSM9DS0 芯片内部两部分集成模块间信号传输通道的选择, 系统信号采

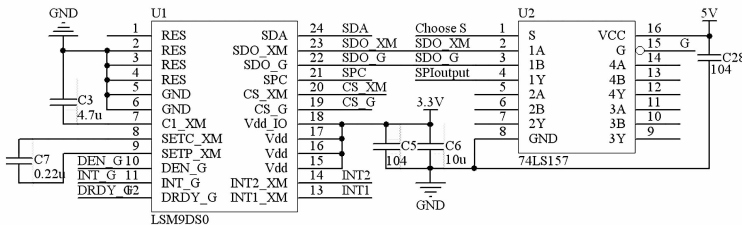


图 2 系统信号采集电路

集部分硬件电路如图 2 所示。

LSM9DS0 芯片 SDA 引脚与 STM32F103 微控制器 PA7 引脚相连, 作为 SPI 主模式下 MOSI 引脚, 芯片初始上电时通过该通道往 LSM9DS0 内部寄存器写入初始化命令, 使传感器处

收稿日期:2014-04-11; 修回日期:2014-05-12。

作者简介:李 伟(1989-)男,四川冕宁人,硕士研究生,主要从事控制系统仿真方向的研究。

于可工作状态; SDO_XM/SDO_G 引脚分别与 74LS157 数据选择器的 1A/1B 引脚相连, 用于传感器数据输出; SPC 引脚与微控制器 PA5 相连, 用于传递 SPI 的 SCK 信号, CS_XM/CS_G 分别与 PA4/PA3 相连, 作为芯片内两集成模块间片选; INT2_XM/INT1_XM 引脚是加速度计和磁力计模块中两中断信号输出引脚, 分别与微控制器 PC4/PC5 引脚相连; DEN_G/INT_G/DRDY_G 引脚分别是陀螺仪信号传输使能引脚/陀螺仪可编程中断引脚/陀螺仪数据准备就绪引脚, 分别与微控制器 PA2/PA1/PA0 引脚相连接。74LS157 芯片 G/1Y/S 引脚分别与微控制器 PC3/PA6/ PB0 引脚相连, 通过对 74LS157 选通信号 G 与选择信号 S 进行组合逻辑控制即可通过 1Y 引脚选择输出通道 A 和 B 的信号至微控制器^[3]。

2 系统软件设计

系统软件设计开始时, 首先应该完成 STM32 微控制器的初始化, 包括 I/O 口、中断、系统时钟、定时器等初始化配置, 其中配置定时器 3 每 10 ms 进入一次中断, 在中断程序中完成姿态角解算与数据传输。

2.1 寄存器初始化软件设计

要保证 LSM9DS0 芯片处于期望的工作状态, 必须在系统上电时完成相关寄存器初始化配置, 并且主要完成各敏感轴的使能以及加速度计、磁力计、陀螺传感器的量程、数据传输速率设定, 同时, 为了提高数据传输速率, 还可对 LSM9DS0 内部 FIFO 功能进行使能, 设计所需要配置的寄存器地址、写入值及实现功能, 如表 1 所示, 剩余寄存器皆可保留默认值 0x00 而不需要进行更改即可实现本设计所需要的姿态测量功能。

LSM9DS0 芯片内部由两个模块集成, 其中模块一包括磁力计和加速度计, 模块二为陀螺仪, 由 LSM9DS0 引脚功能分配可知, 芯片选用两套寄存器地址对内部两模块间寄存器分别进行编址, 要实现准确读写数据, 需要对芯片内部加速度计、磁力计模块和陀螺仪模块分时进行读写操作, 由系统硬件设计部分可知, 选用 74LS157 数据选择器结合软件编程可实现分时数据读写功能, LSM9DS0 芯片初始化流程如图 3 所示。

芯片初始化分两步完成, 首先完成陀螺仪模块寄存器初始化, 将 STM32 微控制器 PB0 引脚置高, PA4 和 PA3 引脚分别执行置高/置低操作, 此时 74LS157 数据输入通道 A 被选通, 控制器选择 LSM9DS0 芯片内部陀螺仪模块进行通信, 系统按照 SPI 通信协议往陀螺仪寄存器中写入初始化数据, 其次完成加速度计和磁力计模块寄存器初始化, 将 STM32 微控制

器 PB0 引脚置低, PA4 和 PA3 引脚分别执行置低/置高操作, 此时 74LS157 将数据输入通道切换到通道 B, 控制器选择 LSM9DS0 芯片内部加速度计和磁力计模块进行通信, 并且往该模块写入初始化数据, 最终完成芯片内部两模块的寄存器初始化。

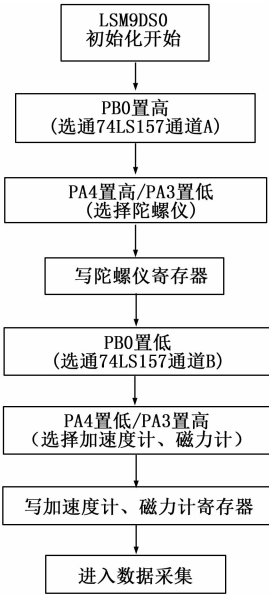


图 3 LSM9DS0 初始化流程图

2.2 数据读取软件设计

系统初始化完毕后, 进入正常工作模式, 此时, 可以通过 SPI 通信读取加速度计、磁力计和陀螺仪各敏感轴数据, 与 LSM9DS0 初始化程序设计流程相似, 在对芯片内部 9 轴数据进行采集时, 同样需要对两集成模块分时进行操作, 具体程序设计流程如图 4 所示。

数据采集时, 采用顺序选择的方式对加速度计、磁力计和陀螺仪三轴数据依次进行读取, 由于 STATUS_REG_A/STATUS_REG_M/STATUS_REG_G 三个分别代表加速度计/磁力计/陀螺仪的状态更新标志寄存器, 因此, 在数据读取时, 首先应该读取各状态更新标志寄存器的值作为传感器是否有数据更新的依据, 各状态更新标志位的第四位决定传感器 3 轴数据是否更新, 因此, 具体判断时, 取出对应状态更新标志寄存器值与 0x08 相与 (取出第四位), 如果该位为 1 则表示

表 1 LSM9DS0 寄存器功能表

名称 属性	地址	写寄存器值	实现功能
CTRL_REG1_G	0x20h	11011111	设置陀螺仪输出数据速率为 760 Hz,使能 X/Y/Z 轴,设置陀螺仪工作于标准模式
CTRL_REG4_G	0x23h	00000010	设置陀螺仪量程为 +/− 245 dps,低位数据存放于低地址,高位数据存放于高地址使能陀螺仪自检功能
CTRL_REG5_G	0x24h	01000000	使能陀螺仪 FIFO 功能
CTRL_REG0_XM	0x1Fh	01000000	使能加速度计、磁力计 FIFO 功能
CTRL_REG1_XM	0x20h	10011111	设置加速度计输出数据速率为 800 Hz1,使能 X/Y/Z 轴
CTRL_REG2_XM	0x21h	00000010	设置加速度计量程为 +/− 2 g,使能加速度计自检功能
CTRL_REG5_XM	0x24h	01110100	设置磁力计数据更新频率为 100 Hz 且工作于高分辨率状态
CTRL_REG6_XM	0x25h	01100000	设置磁力计量程为 +/− 12 gauss
CTRL_REG7_XM	0x26h	10000000	设置加速度计工作于标准模式

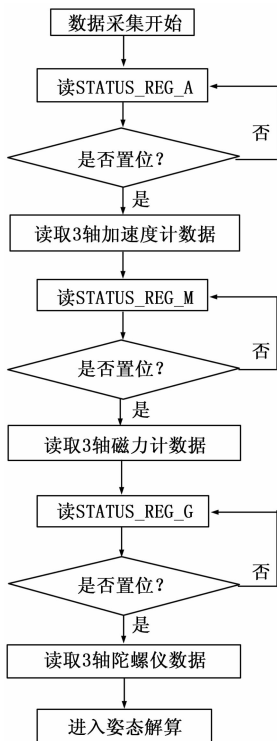


图 4 LSM9DS0 数据采集流程

对应传感器 3 轴有更新数据可供读。同时，与 LSM9DS0 寄存器初始化数据读写流程一样，在数据读取过程中，应该根据传感器所处的芯片内部模块，对 PA3/PA4/PB0 置高或置低，以实现正确的数据读取。

2.3 姿态解算算法设计

由于陀螺仪动态精度高，但是漂移大，而磁力计和加速度计则具有静态精度好的优点。因此选择 3 者组合的方法对姿态角进行解算，以期达到最优解算精度。当车体处于静止或匀速运动条件下时，选择静态灵敏度较高的加速度计和磁力计对车体姿态角进行解算，而当车体处于动态条件下时则选用动态测量精度较高的陀螺仪结合四元数算法对车体姿态角进行补偿，具体解算流程如图 5 所示。

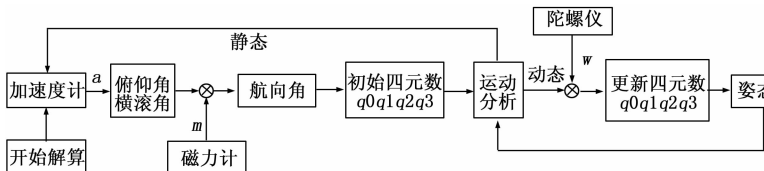


图 5 车体姿态角解算流程图

2.3.1 车体初始姿态角的解算

LSM9DS0 内部加速度计、磁力计、陀螺仪处于同一水平面且 3 者的 X/Y/Z 轴均分别平行，假设芯片内部传感器各轴均与载体坐标系对应轴平行，记车体纵摇角、横滚角和航向角分别为 θ 、 γ 、 ψ ，地理坐标系为 n 系，载体坐标系为 b 系，初始解算时，首先通过加速度计测量出车体加速度在载体坐标系三轴上的投影分量，记作：

$$f^b = (f_x^b, f_y^b, f_z^b)^T \quad (1)$$

此时，根据 3 轴加速度值就能够分别确定出初始纵摇角和横滚角：

$$\theta = \arcsin(-f_x^b/g) \quad (2)$$

$$\gamma = \arcsin(f_y^b/(g \cos\theta)) \quad (3)$$

由于加速度计无法单独测量出载体航向角，需要结合三轴磁力计测量值进行航向角解算，读取地磁强度 H 在载体坐标系三轴上的投影分量为：

$$H^b = (H_x^b, H_y^b, H_z^b)^T \quad (4)$$

求取地磁场水平面分量 H_x^n 和 H_y^n 分别为：

$$H_x^n = H_x^b \cos\theta + H_y^b \sin\theta \sin\gamma + H_z^b \sin\theta \cos\gamma \quad (5)$$

$$H_y^n = H_y^b \cos\gamma - H_z^b \sin\gamma \quad (6)$$

则航向角可以 ψ 表示为：

$$\psi = \arctan(H_y^n/H_x^n) \quad (7)$$

2.3.2 初始四元数的解算

根据四元数定义，可以将前面解算出的欧拉角转换为四元数，以欧拉 $z-y-x$ 转动为例，可以得出欧拉角—四元数转换关系如式 (8) 所示^[4]。

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_1 &= \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_2 &= \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ q_3 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{aligned} \quad (8)$$

系统在完成初始四元数的转化之后，进行下一步姿态更新之前首先需要对车体运动情况进行分析，根据运动情况合理选择下一步姿态解算算法，对于载体运动状态的分析，可以利用加速度计三轴分量与重力加速度的关系来判定，当载体处于静止或者匀速运动状态时，按照加速度合成关系，加速度计三敏感轴测量值应该等于重力加速度的平方值：

$$(a_x^b)^2 + (a_y^b)^2 + (a_z^b)^2 - g^2 = 0 \quad (9)$$

但是在实际工作环境中由于加速度计制造精度或环境噪声的影响，在判断系统状态时，并不能严格满足于式 (9) 中的加速度关系，因此需要选择一个门限值 σ （设计选取 $\sigma=0.001g$ ），只要系统满足

$$|(a_x^b)^2 + (a_y^b)^2 + (a_z^b)^2 - g^2| < 0.001g \quad (10)$$

就可近似认为系统处于稳定状态，从而在下一步姿态更新过程中选择加速度计与磁力计相结合的算法进行解算，否则，选择四元数更新算法对载体姿态角进行解算。

2.3.3 姿态角更新

记车体角加速度在载体坐标系 3 轴上的分量为

$$\omega^b = (\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b)^T \quad (11)$$

根据捷联惯导系统的四元数理论得到四元数更新方程如下^[5]：

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^b & -\omega_y^b & -\omega_z^b \\ \omega_x^b & 0 & \omega_z^b & -\omega_y^b \\ \omega_y^b & -\omega_z^b & 0 & \omega_x^b \\ \omega_z^b & \omega_y^b & -\omega_x^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (12)$$

求解式(12)的微分方程就能够对四元数 $Q = (q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)$ 进行更新,设计选用毕卡四阶近似算法对微分方程(12)进行求解,具体计算公式如式(13)^[6]

$$q(n+1) = \left\{ \left(1 - \frac{(\Delta\theta_0)^2}{8} + \frac{(\Delta\theta_0)^4}{384} \right) I + \left(\frac{1}{2} - \frac{(\Delta\theta_0)^2}{48} \right) [\Delta\theta] \right\} q(n) \quad (13)$$

其中:

$$[\Delta\theta] = \begin{bmatrix} 0 & -\Delta\theta_x & -\Delta\theta_y & -\Delta\theta_z \\ \Delta\theta_x & 0 & \Delta\theta_z & -\Delta\theta_y \\ \Delta\theta_y & -\Delta\theta_z & 0 & \Delta\theta_x \\ \Delta\theta_z & \Delta\theta_y & -\Delta\theta_x & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

完成四元数更新之后利用式(11)就能够对车体姿态角进行姿态更新^[7]:

$$\begin{cases} \theta = \arcsin(2(q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \gamma = \arctan\left(\frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \\ \psi = \arctan\left(\frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}\right) \end{cases} \quad (15)$$

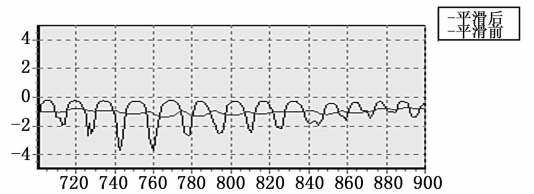
3 实验结果分析

将姿态测量装置固定于现有三轴转台进行测试,静态标定过程中,尽量保证三轴转台 $x/y/z$ 轴与 LSM9DS0 芯片内部对应轴相平行以减小安装误差,系统工作过程中由 STM32F103 微控制器完成数据采集和处理,然后通过 zigbee 无线数据收发模块将量测数据发送给上位机,上位机将接收到的数据通过 C++builder 人机交互界面显示并绘制相关曲线,具体实验结果如图6所示。

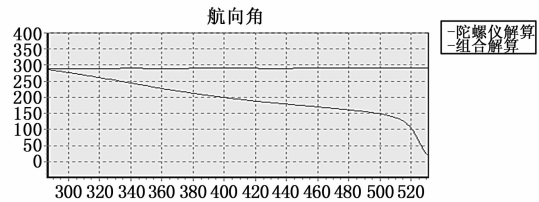
由于外部环境对传感器存在干扰,在数据采集时需要采集数据进行平滑滤波,以增强系统抗干扰能力,图6(a)以磁力计 X 轴数据为例,当人工添加外部磁场干扰时,数据平滑后较平滑前具有更强的抗干扰能力;图6(b)的结果是在姿态测量系统处于静止状态时,未采用组合算法而只采用陀螺输出时的姿态角(以航向角为例),可见,由于陀螺漂移的存在,姿态角(以航向角为例)是发散的;图6(c)是将航向角转至 70° ,纵摇角/横滚角保持 0° ,并且使系统处于静止状态时的结果,可见,系统能保持较好的稳定性,随着时间的积累,姿态角误差均能保持在较小的范围内;图6(d)则是为了检测姿态角输出范围是否正确(以航向角为例),将调平后的3轴转台绕 Z 轴线性转动,此时航向角输出呈周期性线性变化,与理论推导相符合。

4 结论

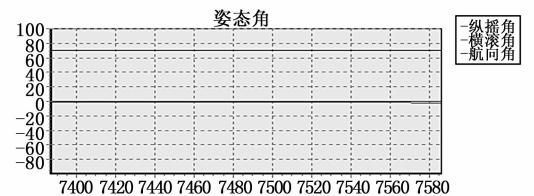
本文以某自行高炮教学实验平台为研究背景,基于 LSM9DS0 姿态测量传感器,结合四元数算法等姿态解算方法,设计了一款体积小、质量轻、灵敏度高的微型姿态测量系统。综合陀螺仪、加速度计、磁力计在姿态测量中的优缺点,选择可以同时适用于动态和静态条件下的组合算法对车体姿态角进行解算。测试结果表明,该组合算法很好地抑制了陀螺仪



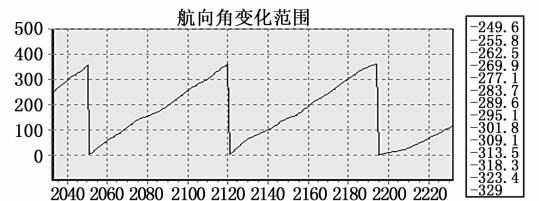
(a) 抗干扰能力测试



(b) 抗漂移能力测试



(c) 数据输出稳定性测试



(d) 姿态角测量范围测试

图6 具体实验结果

的漂移,能够较长时间工作于稳定状态,具有车体动态、静态条件下的姿态解算功能,基本满足某高炮示教模型航姿解算需求。

参考文献:

- [1] 曹晓棠,石云波,等. 基于 MEMS 的微型飞行器姿态测量系统 [J]. 传感器与微系统, 2013, 32 (2): 122-127.
- [2] 赵海生,胥效文,等. 小型无人机飞行姿态测量系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (3): 583-585.
- [3] 王新贤. 通用集成电路速查手册 [M]. 济南: 山东科学技术出版社, 2004.
- [4] 周丕森,鲍其莲,等. 组合导航系统 UKF 滤波算法设计 [J]. 上海交通大学学报, 2009, 43 (3): 389-392.
- [5] 杨淑洁,曾庆双,等. 低成本无人机姿态测量系统研究 [J]. 传感器与微系统, 2012, 31 (2): 15-18.
- [6] 李海涛. 加速度计/磁强计捷联惯导系统姿态解算方法研究 [D]. 太原: 中北大学, 2007.
- [7] 张 杰,王道波,等. 基于 MEMS 传感器的四元数微型捷联航姿系统研究 [J]. 伺服控制, 2012, (3): 70-73.