

基于 MEMS 传感器的飞行姿态指示系统

宋东, 章侃, 王彦文, 王传清

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 采用 MEMS 传感器设计了一种飞行姿态指示系统。给出了系统的原理及整体框架, 重点阐述了系统的硬件电路和软件的设计。系统以 32 位处理器 STM32F103C 作为控制核心, 采用 MEMS 加速度计和磁传感器测量各轴向的重力加速度分量和地磁强度, 进而确定飞行姿态。与传统姿态指示系统相比较, 该系统体积小、功耗低。试验表明该系统具有较高的可靠性, 适合无人机等体积小、机动性低的飞行器。

关键词: MEMS; STM32 飞行姿态指示

中图分类号: V241 **文献标识码:** B **文章编号:** 1000-8829(2009)03-0001-04

An Aircraft Attitude Indication System Based on MEMS

SONG Dong ZHANG Kan WANG Yan-wen WANG Chuan-qing

(School of Aeronautics Northwestem Polytechnical University Xi'an 710072, China)

Abstract An aircraft attitude indication system based on MEMS sensor is designed. The principle and whole frame of the system are discussed, and the design of the hardware circuit and software is mainly presented. The system which takes the 32-bit microprocessor as controller calculates and gets the attitude information through measuring the acceleration of gravity and the geomagnetic horizontal intensity of the earth on each axis with MEMS accelerometer and MEMS magnetic sensor. Compared with traditional attitude indication system, this one has low power consumption and small size. The results of tests indicate that the system has high reliability, it is adaptive to use on small low-maneuverability aircrafts such as unmanned plane.

Key words MEMS; STM32 attitude indication system

飞行姿态指示系统是测量和指示飞机姿态的仪表系统, 它为飞行控制系统、雷达系统、近地警告系统等多个机载设备提供飞行数据, 在航空电子系统中有着十分重要的作用。传统姿态指示系统主要由高精度陀螺和加速度计组成, 体积较大, 结构复杂。传统的高精度雷达抗过载能力差, 从而导致系统故障率高, 给设备的使用和维护带来了极大的不便。MEMS (micro electro mechanical system, 微机电系统) 技术是一种新兴的技术, 它将集成电路与机械装置集成于一个芯片中, 与传统的机电系统相比较, 其体积小, 功耗和成本低。基于 MEMS 技术的加速度传感器除了具有上述优点, 还具有抗冲击、高可靠性、寿命长等优点。

1 系统的工作原理及整体构成

地球上的任何物体都会受到重力的作用而产生一

个重力加速度, 把一个加速度传感器固定在物体上, 则当物体的姿态改变时, 加速度传感器各轴向的重力加速度分量随之改变, 据此可以获知物体各轴向与竖直方向的夹角。由于地球上存在地磁场, 将磁传感器固定在物体上, 当物体的姿态改变时, 磁传感器各轴向的磁场强度随之改变, 据此可以获得物体各轴向与地磁场磁力线的夹角。因此, 通过加速度传感器测量各轴向的重力加速度分量, 通过磁传感器测量各轴向的磁场强度就可以获得物体的姿态信息。

本设计的飞行姿态指示系统的整体构成如图 1 所示。系统以 32 位处理器 STM32F103C 为控制核心, 采用模拟输出式 MEMS 加速度传感器测量各轴向的重力加速度分量, 采用 I²C 接口输出式 MEMS 磁传感器测量各轴向的磁场强度。MEMS 加速度传感器的输出电压信号经过信号调理电路进入 STM32F103C 的片内模数转换器, MEMS 磁传感器通过 I²C 接口将测量结果传送给 STM32F103C。STM32F103C 经过处理、计算, 将姿态信息通过 RS232 总线和 CAN 总线传送给计算机或其他航空电子设备。此外, 系统还有状态 LED

收稿日期: 2008-10-13

作者简介: 宋东 (1963-), 男, 河北保定人, 副教授, 硕士, 主要研究方向为测控网络与虚拟仿真; 章侃 (1984-), 男, 湖北武汉人, 在读硕士研究生, 主要研究方向为测控网络与虚拟仿真。

指示、参考电压电路以及电源电路等。

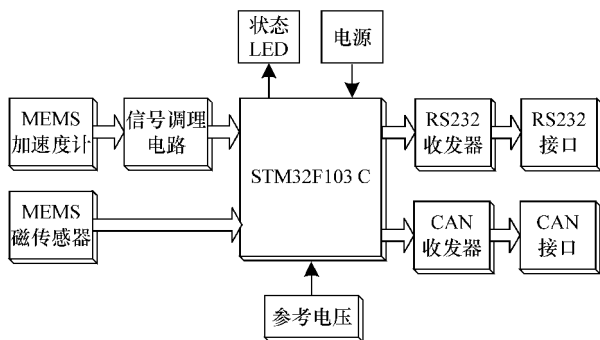


图 1 系统的整体构成

2 单元电路

2.1 主控器的选型

飞行姿态指示系统采用 32 位处理器 STM32F103C 为控制核心。之所以选择这款处理器,是因为它采用了 Cortex™-M3 新型 ARM 内核,具有高达 90M IPS 的处理速度,能够快速完成姿态信息的解算;具有丰富的外设,有 2 个 12 位 ADC(16 通道),7 个定时器,并具有 CAN 总线接口、SPI 总线接口、USART 控制器等多种通信接口;具有优异的低功耗特性。

2.2 传感器及信号处理电路

MEMS 加速度传感器采用 MEMSIC 半导体的三轴加速度传感器 MXR9500M,它具有 ±1.5g 的量程,其灵敏度典型值为 500mV/g,抗冲击能力为 50 000g,由于采用了 MEMS 技术, MXR9500M 在使用上相当简单,其应用电路如图 2 所示,可以看出其外围电路仅需要 3 个电容,用于电源去耦,由于 MXR9500M 内部集成了滤波器电路,外部无需滤波电路。

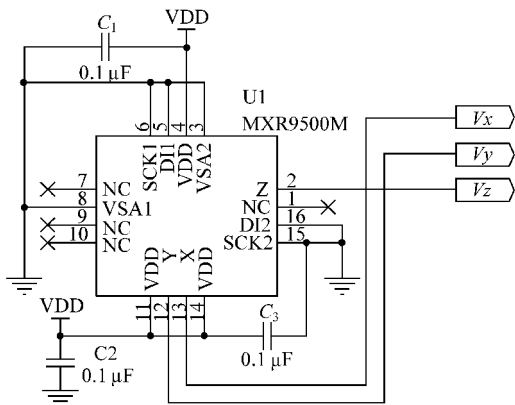


图 2 MXR9500M 应用电路

由 MXR9500M 的量程和灵敏度可知,其输出信号的电压范围约为 0.75~2.25V,而在实际应用中,重力加速度在 ±1g 内变化,信号输出的电压范围为 1~2V。STM32F103C 片内 ADC 使用 2.5V 精密外部参考电压,如果加速度计的输出直接进入 ADC,则会由于

量程问题造成精度损失。为了解决这个问题,设计了一个信号调理电路。如图 3 所示。

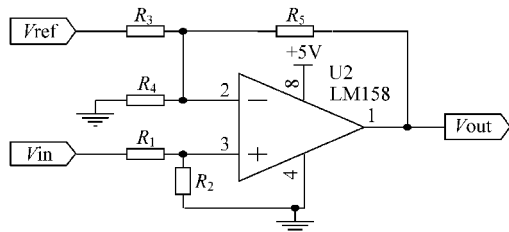


图 3 信号调理电路

由图 3 可知,

$$V_{out} = \frac{R_2(R_3R_4 + R_4R_5 + R_3R_5)}{R_3R_4(R_1 + R_2)}V_{in} - \frac{R_5}{R_3}V_{ref} \quad (1)$$

式中, V_{ref} 为 ADC 所使用的参考电压,为 2.5V,取 $R_1 = R_4 = R_5 = 10\text{ k}\Omega$, $R_2 = R_3 = 20\text{ k}\Omega$,该电路能够使 MXR9500M 输出的 0.75~2.25V 电压范围转换为 0~2.5V。

MEMS 磁传感器采用 MEMSIC 半导体的三轴磁传感器 MMC302xM,它具有 I²C 总线接口,量程为 ±2Gs (1Gs = 10⁻⁴T),灵敏度的典型值为 512Gs,由于输出结果为数字量,无需进行信号调理。图 4 为 MMC302xM 典型应用电路。

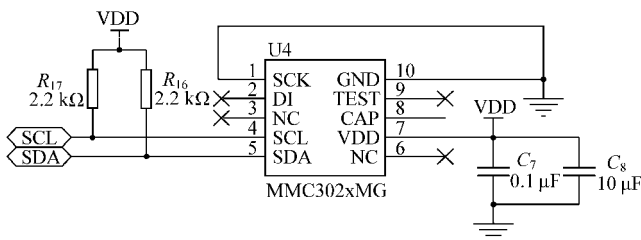


图 4 MMC302xM 典型应用电路

2.3 通信接口电路

系统采用 RS232 及 CAN 总线两种通信接口与计算机或其他设备通信。由于 STM32F103C 片内集成了 USART 控制器和 CAN 总线控制器,系统只需总线收发电路进行电平转换就可以实现这两种通信接口。

RS232 总线收发器采用 SP3223,在不进行 RS232 通信时可以进入 Shutdown 模式以降低功耗,它与 STM32F103C 的 USART1 连接,该电路比较简单,这里不再赘述。CAN 总线收发器采用 TI 公司生产的 SN65HVD23Q,其功能兼容于 PCA82C25Q 但是其功耗更低,允许使用 3.3V 电源供电。本研究采用 SN65HVD23Q 设计的 CAN 总线收发电路如图 5 所示。

欢迎订阅 2009 年《测控技术》月刊

● 订阅代号: 82-533 ● 定价: 15.00 元/期

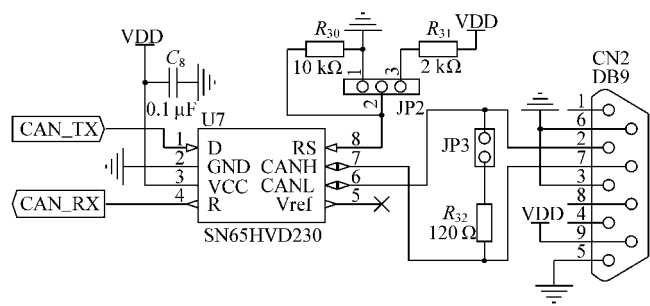


图 5 CAN 总线接口电路

2.4 其他外围电路

其他外围电路包括电源电路、参考电压电路和 LED 状态指示电路。系统需要 +5 V 和 +3.3 V 两种电源，本设计采用 SP6641-5 和 SP6641-3 作为电源管理芯片，具有电压输入范围宽、转换效率高优点。参考电压电路采用精密参考电压芯片 LT1019，能够为系统提供 2.5 V 的高精度参考电压。LED 指示电路用于系统自检时指示系统的状态。

3 软件设计

3.1 姿态信息的计算

重力加速度与物体姿态之间的关系如图 6 所示，重力加速度 g 与物体 Z 轴的夹角为 θ ， g 在 XY 平面的投影与 X 轴的夹角为 ω ， g 在 X 、 Y 、 Z 3 个轴向上的分量分别为 a_x 、 a_y 、 a_z ，则有

$$\begin{cases} a_x = g \cdot \sin\theta \sin\omega \\ a_y = g \cdot \sin\theta \cos\omega \\ a_z = g \cdot \cos\theta \end{cases} \quad (2)$$

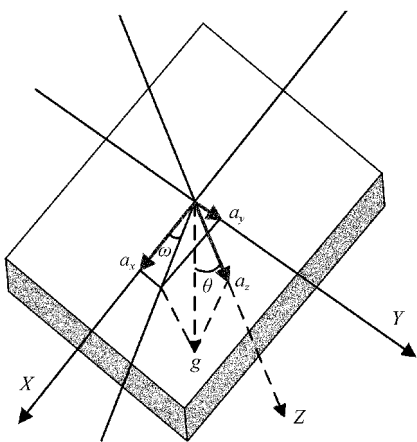


图 6 重力加速度与物体姿态之间的关系

若 Z 轴为飞机纵轴方向， X 轴为飞机翼展方向，则 θ 角为飞机的俯仰角，而 ω 为飞机的滚转角。所以通过测量重力加速度在 3 个轴向上的分量就可以获得飞机的俯仰角和滚转角。俯仰角和滚转角的计算公式如下：

$$\begin{cases} \theta = \arctan \left[\frac{\sqrt{a_x^2 + a_y^2}}{a_z} \right] \\ \omega = \arctan \left[\frac{a_x}{a_y} \right] \end{cases} \quad (3)$$

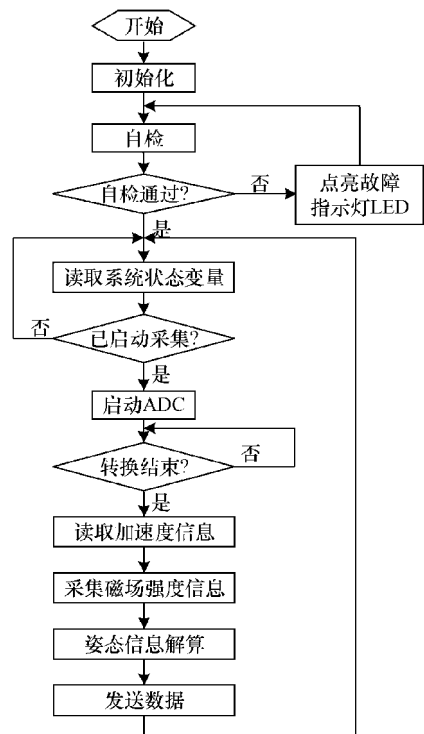
除了俯仰角和滚转角，姿态信息还包括偏航角，它是飞机的航行方向与某一方向的夹角，通过测量重力加速度分量无法获得该信息，而通过测量地磁场在各轴向分量的强度则可以间接地获得这一信息。设某点处的磁场强度为 H_0 ，若飞机的航行方向与地磁场的磁力线的夹角为 Φ ，则 Φ 与飞机俯仰角、飞机纵轴上地磁场分量 H 具有如下关系

$$H = H_0 \cdot \cos\Phi \cdot \cos\theta \quad (4)$$

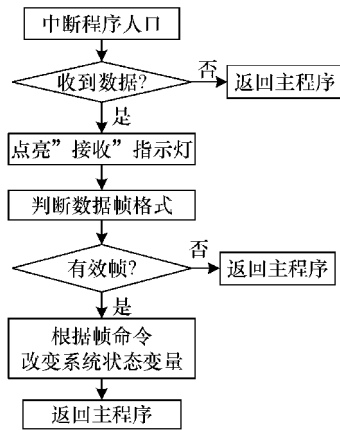
故通过测量地磁场沿飞机纵轴方向的分量就可以获得飞机的偏航角信息。

3.2 软件流程

系统的软件流程如图 7 所示。主要完成单片机初始化、自检、采集数据、姿态信息解算、数据通信等功能，采用了循环和中断相结合的方法。主程序中采用循环方式采集加速度和磁场强度信号，计算出俯仰角、滚转角和偏航角，并通过查询系统状态变量来判断当前状态。为了提高数据通信的实时性并避免发生数据丢失，通信接口（RS232 和 CAN 总线）采用中断方式接收数据。接收到数据后，将数据保存到数组中，判断数据的有效性，通过查询数据帧中的命令代码并相应地改变系统状态变量的值。



(a) 主程序



(b) 中断子程序

图 7 系统的软件流程

4 系统测试

为了便于对系统进行测试与分析,采用 LabWindows/CVI 编写上位机软件,以波形的方式动态显示测量结果并将测量的结果和时间以文本方式保存起来。将本设计的飞行姿态指示系统在转台上进行静态试验和动态试验,结果表明:该系统具有较高的分辨率,在进行静态试验时精度较高,俯仰角精度在 $\pm 0.5^\circ$ 之内,滚转角在俯仰角不大于 30° 时精度在 $\pm 0.8^\circ$ 之内,偏航角精度在 $\pm 1^\circ$,功耗较低,在使用 2 节 5 号电池供电的情况下,可稳定工作 200 h 以上;在进行动态试验时,发现动态加速度的存在会给系统的测量精度造成一定的影响,应采取措施加以消除,例如可采用数字滤波器来消除抖动带来的误差。表 1 为静态实验结果。

表 1 中, θ 为转台刻度读到的俯仰角, θ^* 为本系统测量的俯仰角, ω 为转台刻度读到的滚转角, ω^* 为本系统测量的滚转角, Φ 为转台刻度读到的偏航角, Φ^* 为本系统测量的偏航角。

表 1 静态实验结果

序号	$\theta/(^\circ)$	$\theta^*/(^\circ)$	$\omega/(^\circ)$	$\omega^*/(^\circ)$	$\Phi/(^\circ)$	$\Phi^*/(^\circ)$
1	0	0 15	0	0.31	0	0 93
2	0	0 09	0	0.28	0	0 67
3	15	15 23	30	30.39	45	45 88
4	15	15 36	30	30.41	45	45 94
5	30	30 32	45	45.38	60	60 54
6	30	30 19	45	45.22	60	60 62
7	45	45 09	60	60.34	30	30 67
8	45	45 37	60	60.48	30	30 71
9	60	60 49	60	60.72	45	45 91
10	60	60 33	60	60.48	45	45 68

5 结束语

以上详细介绍了一种基于 MEMS 传感器的飞行姿态指示系统。采用 MEMS 传感器代替传统机械电子装置,能大大缩小系统的体积,降低系统功耗,其可靠性和抗冲击能力也有所提高。试验结果证明了该系统的精度和可靠性。该系统具有很好的工程实用价值,适合在各种飞行俯仰角较低、机动性较小的飞行器上使用。由于飞机运动过程动态加速度的存在,会给测量精度带来一定的影响,为了解决这一问题,可以结合其他设备提供的速度、动态加速度信息进行校正。

参考文献:

- [1] 米德尔顿 DH. 航空电子系统 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1992
- [2] 秦勇, 臧希喆, 王晓宇, 赵杰, 蔡鹤皋. 基于 MEMS 惯性传感器的机器人姿态检测系统的研究 [J]. 传感器技术学报, 2007 (2).
- [3] 王占平, 唐小宏, 王亚非, 高椿明, 周鹰, 杨立峰. 基于 MEMS 加速度计的飞行器姿态识别技术研究 [J]. 压电与声光, 2007 (4).

N 控制设计与仿真技术在 EcoCAR Challenge 比赛中发挥显著作用

美国国家仪器有限公司 (National Instruments, 简称 NI) 近日宣布将作为白金赞助商全力支持 EcoCAR。EcoCAR 是一项全新的大学生汽车工程竞赛, 它要求参赛者在吸引消费者的同时, 利用新技术改造 2009 年款“Saturn VUE”汽车以降低环境污染影响。作为白金赞助商, NI 在比赛中向参赛的学生团队捐赠了价值超过 30 万美金的工程硬件和软件, 其中包括 NI LabVIEW 图形化系统设计软件、CompactRIO 汽车内置嵌入式控制系统和 PXI 模块化仿真系统。通过这些工具, 参赛者可以设计、实现原型和发布他们的汽车设计, 用以处理开发高级混合动力车所涉及独特工程运算。

该竞赛仿照真实的汽车工程行业, 强调基于模型设计。参赛者在第一年将专注于汽车的设计和建模。通过初选的参赛队将可以使用 NI 捐赠的 PXI 硬件和 LabVIEW 实时模块对设计的模型进行硬件在环 (HIL) 仿真。硬件在环 (HIL) 仿真可以充当

虚拟汽车, 使参赛者在真实汽车设计组装前测试并验证汽车内置的高级混合动力系统控制器。参赛学生将使用 LabVIEW、NI CompactRIO 嵌入式控制器以及其他赞助商的系统来实现控制模型, 优化马达、引擎和能源存储系统之间的相互影响。

在第 2 年比赛中, 当参赛团队拿到实际的汽车后, 他们就能轻松地把控制器集成到汽车内。第 2 和第 3 年比赛末, 学生们改造后的“Saturn VUE”汽车将参加为期一周的一系列比赛, 包括地面性能测试和众多关键类别的技术评估, 这些技术参数涉及燃油经济性, 温室气体排放量, 动力性能, 消费者接受性和工程特性等。

今年是 NI 连续第 9 年以设备和现金形式赞助 DOE 系列竞赛。接受 NI 赞助的团队同时也将接受持续的培训并得到 NI 工程师的支持以确保比赛的胜利。