

doi: 10.7690/bgzdh.2014.02.027

基于 DSP 的地磁陀螺组合测姿系统

苑大威, 黄波, 刘伊华

(中国兵器工业第二〇八研究所, 北京 102202)

摘要: 为解决弹体姿态控制能力问题, 对基于 DSP 的地磁陀螺组合测姿系统进行研究, 将三轴 MEMS 陀螺与地磁组合成样机, 基于旋转矢量法姿态算法和 TMS320F28335 进行数据处理, 并进行转台试验, 解算出不同转速下的滚转角并进行误差分析。试验结果表明: 该方案能够实时、准确、稳定地处理陀螺和地磁信号并解算出姿态结果, 满足姿态控制的要求。

关键词: DSP; 姿态解算; 旋转矢量; 转台试验

中图分类号: TJ765.23 **文献标志码:** A

Geomagnetic Gyroscope Combination Measuring Attitude System Based on DSP

Yuan Dawei, Huang Bo, Liu Yihua

(No. 208 Research Institute of China Ordnance Industries, Beijing 102202, China)

Abstract: In order to solve the problem of controlling ability of projectile's attitude, the system of geomagnetic gyro combination pose measurement based on DSP is studied. Use the prototype of tri-axial MEMS gyro and geomagnetic, based on rotation vector attitude algorithms and TMS320F28335 for data processing, calculating the roll angle under different rotational speed and analyzing error. Test results show that the scheme can process gyro and magnetic signals and calculate attitude results in real-time, accurately and stably, meet the requirements of attitude control.

Keywords: DSP; attitude algorithm; rotation vector; turntable test

0 引言

近年来, 随着低成本固态惯性器件和磁传感器的发展, 利用 MEMS 陀螺、磁强计进行姿态探测是近年来捷联式低成本、全固态测量系统研究的热点之一, 其中 MEMS 陀螺具有可靠性高、动态范围宽、体积小、重量轻, 磁强计具有测量范围宽、高稳定性、无漂移、功耗低, 抗干扰、体积小等优点。同时也适合弹载环境^[1-2], 文中采用 MEMS 陀螺进行姿态解算, 再利用磁强计探测地磁计算出滚转角来修正陀螺累计误差, 及时对陀螺输出进行动态校正来提高探测精度。

在捷联惯导系统中, 姿态更新算法是其算法的核心, 也是影响捷联惯导系统精度的主要因素之一, 姿态更新算法主要是采用旋转矢量法, 在计算中存在累积误差随时间增大的问题。算法的执行需要处理器, 而数字信号处理器 (digital signal processor, DSP) 的数字控制方式是设计控制系统的发展趋势, 为复杂数字信号处理算法和控制算法的实现提供了良好的实现平台, 笔者主要基于 DSP 对地磁陀螺组合测姿系统进行数据处理分析。

1 姿态系统方案及姿态解算算法的选择

姿测系统方案由三轴 MEMS 陀螺、地磁传感器和数据处理器构成, 并在转台上进行试验, 如图 1。

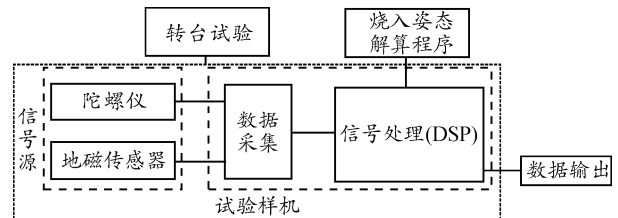


图 1 姿测系统方案原理框图

在捷联惯性导航系统中, 姿态解算算法是核心, 直接影响捷联惯导系统精度。旋转矢量法有着其他算法无法比拟的优势, 可以采用多子样法对不可交换误差做有效补偿, 算法关系简单, 易于操作, 并且对系数的优化使算法漂移在相同子样中达到最小, 特别适合严重角振动的弹体的姿态更新; 因此, 笔者采用旋转矢量法^[3-4]。

假设载体坐标系相对参考坐标系的旋转四元数为 q , ω 为载体坐标系相对于参考坐标系的角速度, 在弹体坐标系中的投影为 ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} , 用四元数

收稿日期: 2013-09-13; 修回日期: 2013-10-12

作者简介: 苑大威(1983—), 男, 河北人, 工学硕士, 工程师, 从事制导弹药的弹道理论与技术研究。

表示的姿态运动学方程为:

$$\frac{dq}{dt} = \frac{1}{2} \bar{\omega} q \quad (1)$$

$$\text{则 } \bar{\omega} = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \\ -q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ -q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

在理论上,只要在初始时刻, $q_0^T q_0 = 1$ 成立,则在以后的时刻, $q_0^T q_0 = 1$ 恒成立,无论 ω 为何,均不能改变 q 的模。在实际数值计算中,这种归一化约束一般也是可以保持的。

旋转矢量可以表示为: $\Phi(h) = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z]^T$,它是唯一确定刚体在 h 时刻的姿态运动,即以 $\Phi(h)$ 为轴,转动角度大小等于旋转矢量 $\Phi(h)$ 的幅值。当以旋转矢量描述弹体姿态运动时,有式 (3) 的近似旋转矢量微分方程^[5-7]:

$$\dot{\Phi} = \omega + \frac{1}{2} \Phi \cdot \omega + \frac{1}{12} \Phi (\Phi \cdot \omega) \quad (3)$$

式中: Φ 是旋转矢量; ω 是弹体角速率矢量。

姿态更新可以表达为

$$Q(t+1) = Q(t) \otimes q(h) \quad (4)$$

其中 $q(h) = \cos \frac{\phi}{2} + \frac{\Phi}{\phi} \sin \frac{\phi}{2}$,为了区别姿态四元数

$Q(t)$,称 $q(h)$ 为姿态更新周期内的姿态变化四元数;

Φ 为等效旋转矢量, $\phi = |\Phi|$ 。

求出姿态更新四元数后,根据方向余弦矩阵与姿态变换矩阵各元素对应关系,得到姿态角提取公式^[8]为:

$$\begin{cases} \theta = \arctan \frac{2(q_2 q_3 - q_1 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2} \\ \psi = \arcsin 2(q_0 q_3 - q_1 q_2) \\ \gamma = \arctan \frac{2(q_1 q_3 + q_0 q_2)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \end{cases} \quad (5)$$

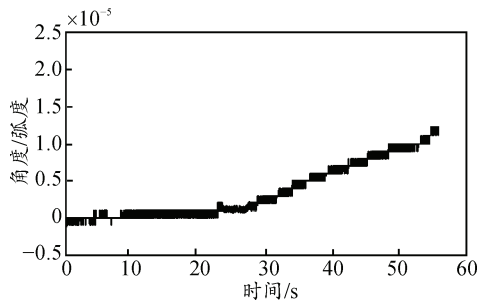


图 2 俯仰角绝对误差

以某弹弹道数据为例进行仿真计算,得到俯仰

角速率序列、偏航角速率序列、滚转角速率序列作为程序输入条件,旋转矢量三子样法解算姿态角与原弹道姿态角比较的绝对误差如图 2~图 4 所示。

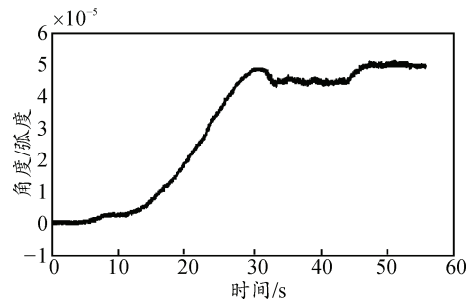


图 3 偏航角绝对误差

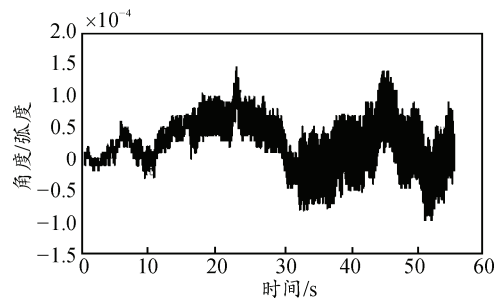


图 4 滚转角绝对误差

旋转矢量法在整个弹道中解算姿态角精度很高,3 个姿态角绝对误差在 $10^{-5} \sim 10^{-4}$ 数量级,可用于试验。

2 DSP 主控芯片的选择及其外部接口

DSP 其内部存储器摒弃了传统的冯·诺依曼结构,而是采用了分别存储程序和数据的哈佛结构,使处理器存储器的带宽加倍,更重要的是能够同时为处理器核提供数据和指令,在一个时钟周期内完成乘法累加计算,并且能够用软件实现复杂的控制算法,而不需要采用复杂的模拟电路设计,无须更改硬件电路,此外它还具有体积小、功耗低、可靠性高、实时性好、抗干扰能力强等优点。

TMS320F28335 具有丰富的外设和接口,如 6 通道 DMA、16 通道 12 位 ADC、12 路 ePWM、2 个 MCBSP 同步串口、3 个 SCI 异步串口、3 个 32 位 CPU 定时器和 I2C、eCAN、SPI、看门狗等,功能模块如图 5。由于采用了分别存储程序和数据的哈佛结构,使得处理器存储器的带宽加倍,更重要的是能同时为处理器核提供数据和指令,在一个时钟周期内完成乘法累加计算,为复杂数字信号处理算法和控制算法的实现提供了良好的实现平台^[9]。

TMS320F28335 有 LQFP 和 BGA 2 种封装形式,共有 176 个管脚。电路设计前,应先根据管脚定义

与复用要求分配 GPIO 口，TMS320F28335 管脚如 图 6 所示。

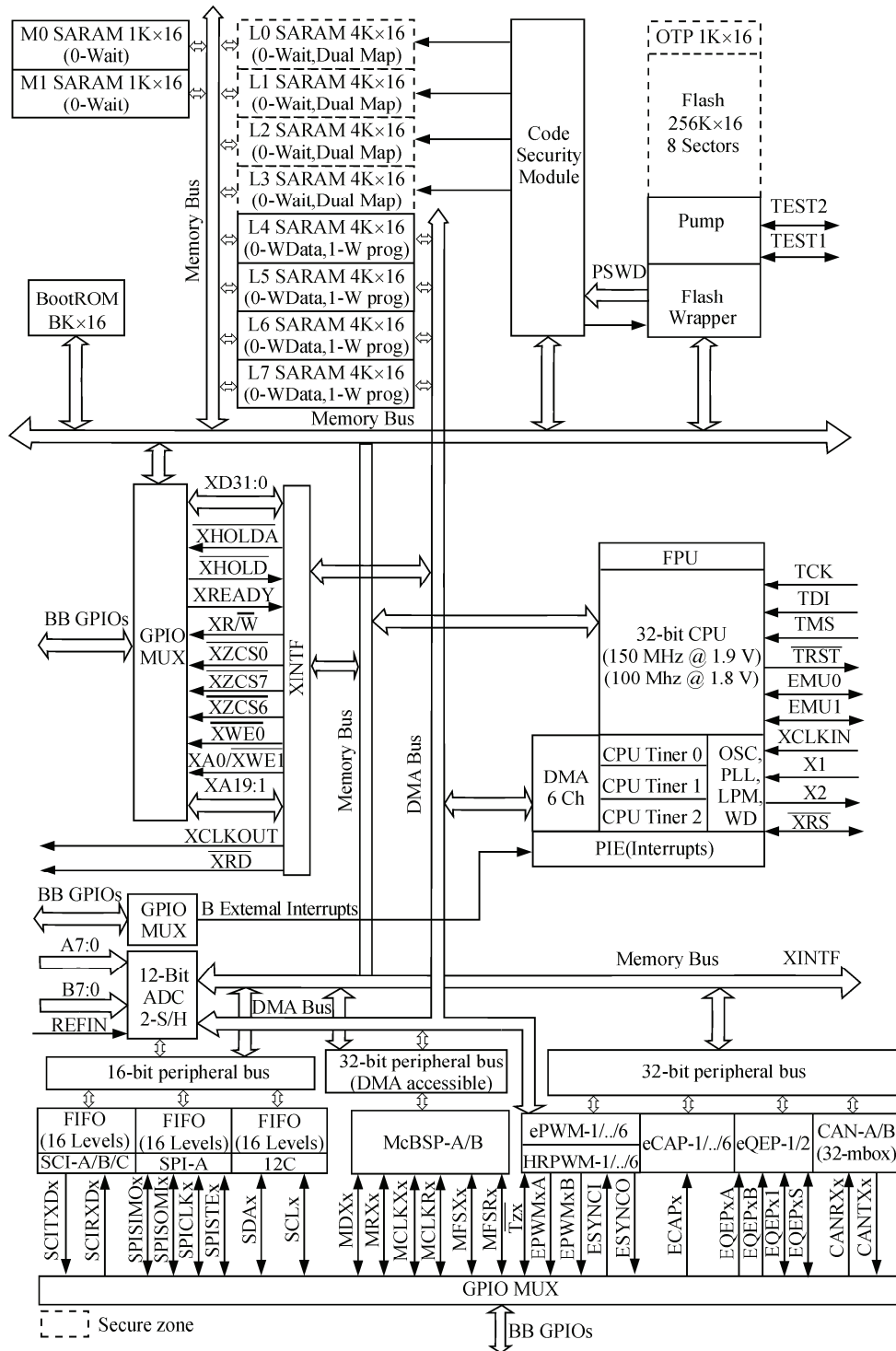


图 5 TMS320F28335 功能模块

3 个 SCI 串行通信接口，分别占用 GPIO₂₈、GPIO₃₅，GPIO₁₈、GPIO₁₉，GPIO₆₂、GPIO₆₃。2 个 CAN 通信口，分别占用 GPIO₃₀、GPIO₃₁，GPIO₁₆、GPIO₁₇。1 个 McBSP 接口，占用 GPIO₂₀、GPIO₂₁、GPIO₂₂、GPIO₂₃。1 个 SPI 串行外设接口，占用 GPIO₅₄、GPIO₅₅、GPIO₅₆、GPIO₅₇。启动控制接口，

占用 GPIO₈₄、GPIO₈₅、GPIO₈₆、GPIO₈₇。外扩 RAM 的地址线占用 GPIO₄₀~GPIO₄₇、GPIO₈₀~GPIO₈₃，数据线占用 GPIO₆₄~GPIO₇₉，管脚 149、150 用作片外 RAM 的片选信号。CPLD 的编码输入引脚占用 GPIO₁₂~GPIO₁₅、GPIO₂₄~GPIO₃₃。

MEMS 陀螺输出的角速度信号、地磁传感器信

号等姿态探测系统需要的数据参数，通过 F28335 芯片的片外 A/D(ADS8344)采集,ADS8344 通过 SPI 总线与 F28335 互联。计算完成后，系统将 FLASH 内的数据读出后通过 SCI 通信口传输显示，上位机程序将 F28335 传输来的数据在绘图区绘制数据曲线，并根据数据识别码分别保存为相应的文本文档。



图 6 TMS320F28335 管脚使用分配示意图

3 转台试验及结果分析

转台试验前，需要设计电源、时钟、JATG 仿真电路和 A/D、SCI、SPI、MCBSP 应用电路，形成完整的硬件电路试验样机，并编程实现浮点型 DSP 芯片在姿态探测中数据采集、信号处理、数据通信、数据存储等功能，同时还需对 MEMS 陀螺三轴进行零偏、温漂、刻度因子及非线性误差进行补偿，最后并写入旋转矢量法姿态解算程序。



图 7 双轴转台转动机构

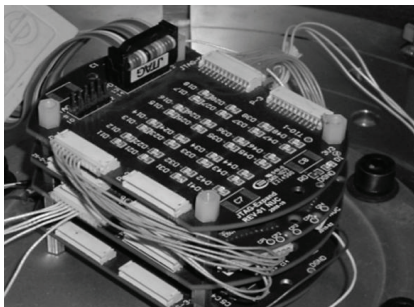


图 8 姿测系统样机

MEMS 陀螺、样机固定在转台工作面，如图 7、图 8 所示。 x 、 y 、 z 3 个轴分别为敏感滚转、俯仰、偏航 3 个方向角速度，作为 DSP 的输入，进而进行实时解算并输出滚转姿态角，如图 9 所示。

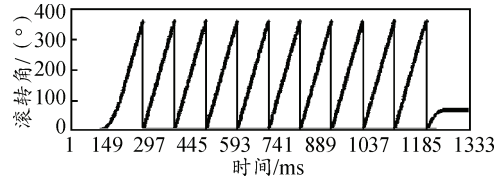


图 9 姿测系统样机解算滚转角

再给转台设置不同转速分别解算，并与记录的转台位置进行比较，其相对误差与转速的关系曲线如图 10，各转速下滚转角解算误差较小，符合要求。

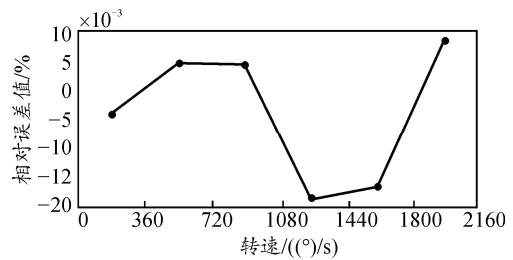


图 10 滚转角解算误差曲线

4 结束语

利用磁强计、MEMS 陀螺和 TMS320F28335 数据处理的地磁陀螺组合测姿系统，能够实时、准确地计算出弹体的姿态，为实现弹道控制提供了可靠的数据信息，方案可行。磁强计虽然是低精度的传感器，但在姿态精度要求不高时，解决了仅使用 MEMS 陀螺存在的漂移累积，提高了 3 个姿态角的解算精度，对于灵巧弹药，该捷联组合系统有很大的潜力。

参考文献:

- [1] 潘涛. 低成本 SINS/GPS 组合导航系统技术[D]. 南京: 南京理工大学硕士学位论文, 2004: 211-220.
- [2] 章百宝, 张颖. 基于 DSP 技术的遥控武器站运动控制器[J]. 兵工自动化, 2012, 31(6): 7-10.
- [3] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006: 234-244.
- [4] 贺飞. 高动态环境下 MIMU/地磁组合测姿技术研究[D]. 太原: 中北大学硕士学位论文, 2010: 33-37.
- [5] 李新国, 方群. 有翼导弹飞行动力学[D]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 312-315.
- [6] 陈哲. 捷联惯性系统原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1986: 12-16.
- [7] 潘涛. 低成本 SINS/GPS 组合导航系统技术[D]. 南京: 南京理工大学硕士学位论文, 2004.
- [8] 韩旭. 捷联导航系统数据采集与航姿算法技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学硕士学位论文, 2005: 43-47.
- [9] Bortz J.E. A new mathematical formulation for strap-down inertial navigation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1971, 7(1): 61-66.