

# 基于 OMAP 的 MINS/GPS 组合导航系统设计

焦伟波<sup>1,2</sup>, 苏宛新<sup>1</sup>, 王春霞<sup>1</sup>, 王丽秋<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

**摘要:** 为了满足某型号微小型组合导航系统对体积、功耗、成本等性能指标的要求, 提出采用 AD 公司的 ADIS16364 MMU 以及 TI 公司的双核处理器 OMAP3530 设计组合导航系统。由于 MMU 精度不高, 无法实现自对准, 所以系统采用电子罗盘辅助它完成初始化对准。初始化对准后对准误差较大, 无法采用传统的卡尔曼滤波线性滤波方法, 所以提出采用 UKF 非线性滤波方法对组合导航系统进行数据融合。实验结果表明, 系统设计方案可行, 满足系统的要求。

**关键词:** OMAP; 组合导航; ARM; DSP

中图分类号: V241.62 文献标识码: A 文章编号: 1000-8829(2011)01-0021-04

## Design of MINS/GPS Integrated Navigation System Based on OMAP

JIAO Wei-bo<sup>1,2</sup>, SU Wan-xin<sup>1</sup>, WANG Chun-xia<sup>1</sup>, WANG Li-qiu<sup>1</sup>

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China

2. School of Graduate, Chinese Academy of Science, Beijing 100039, China)

**Abstract** In order to satisfy the requirement of size, power and cost of the micro inertial navigation system (MINS), an integrated navigation system based on ADIS16364 micro inertial measurement unit (MMU) of AD Corporation and dual-core processor OMAP3530 of TI Corporation was designed. Initial alignment could not be done by MMU itself because of its low precision, so a method of using electrical compass in initial alignment is presented. The traditional linear filtering method of Kalman filter could not be used in the system because of the large initial alignment error; thus the non-linear filtering method of unscented Kalman filter (UKF) was applied in data fusion of the integrated navigation system. Experiment results show that the scheme is feasible and meets the system requirement.

**Key words** OMAP; integrated navigation; ARM; DSP

随着微机电技术的飞速发展, 基于 MEMS 技术的微惯性测量单元 (MMU) 日渐成熟<sup>[1]</sup>。由它组成的微惯性导航系统 (MINS) 应用越来越广泛, 目前已经成为低精度捷联惯性导航系统的发展方向。但是由于微惯性器件的精度比较低, 它的误差随时间积累, 很难长时间的工作。GPS 能提供高精度的位置和速度数据, 但是它的输出数据频率比较低, 而且当有障碍时, GPS 会失去信号。而 MINS 短时期内能提供高精度的姿态、速度、位置信息, 所以由 MINS 与 GPS 组成的组合导航系统, 能有效地取长补短, 与单个导航系统相比,

其精度与可靠性均有所提高<sup>[2]</sup>。

本系统所要研制的组合导航系统要求体积小、功耗低、成本低, 而传统的组合导航系统体积大、功耗高、价格高, 为了解决这一问题, 提出采用 AD 公司的 ADIS16364 MMU 以及 TI 公司的双核处理器 OMAP3530 设计组合导航系统。ADIS16364 MMU 是 AD 公司推出的一个完整的包含三轴陀螺和三轴加速度计的惯性传感系统。OMAP3530 是 TI 公司推出的基于 OMAP3 架构的双核处理器, 由主频为 600 MHz 的 ARM cortex-A8 子处理器和主频为 430 MHz 的 TMS320C64+ 子处理器组成。

首先采用电子罗盘辅助 ADIS16364 MMU 实现初始化对准; 然后给出 MINS 解算算法, 并对 GPS/MINS 组合导航系统进行建模; 针对系统有较大初始对准误差的特点, 提出采用 UKF 非线性滤波方法对组合导航

收稿日期: 2010-04-26 修回日期: 2010-08-26

作者简介: 焦伟波 (1986-), 男, 江西南昌人, 硕士研究生, 主要研究方向为组合导航与嵌入式系统; 苏宛新 (1962-), 男, 河南南阳人, 研究员, 主要研究方向为光电瞄准技术与嵌入式系统。

系统进行数据融合;最后以 OMAP3530为主处理器,实现了 MINS/GPS组合导航系统。经过实验验证,系统设计方案可行,提出的方法有效<sup>[3]</sup>。

### 1 初始化对准

在组合导航系统开始工作前,必须取得导航系统的初始姿态矩阵,本设计采用的是静态初始对准方法。由于 ADIS16364 M MU 中的三轴陀螺仪的精度较低,不能有效地敏感到地球自转角速度,导航系统无法依靠陀螺实现自对准。因此在设计的时候利用电子罗盘辅助 M MU 实现初始对准<sup>[3]</sup>。

导航系统的坐标系统为东北天坐标系,导航坐标系中的比力为  $f^n = [0 \ 0 \ -g]^T$ , 载体坐标系中 ADIS16364 M MU 三轴加速度计的测量值为  $f^b = [f_x^b \ f_y^b \ f_z^b]^T$ 。 $f^n$ 与 $f^b$ 的转换公式为: $f^b = C_n^b f^n$ ,其中 $C_n^b$ 为导航坐标系到载体坐标系的变换矩阵, $C_n^b$ 与航向角 $\psi$ 、俯仰角 $\theta$ 、横滚角 $\gamma$ 的关系如下:

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos\gamma \cos\psi + \sin\gamma \sin\theta \sin\psi & & & \\ & \cos\theta \sin\psi & & \\ \sin\gamma \cos\psi - \cos\gamma \sin\theta \sin\psi & & & \\ & & \cos\theta \cos\psi & \sin\theta \\ -\cos\gamma \sin\psi + \sin\gamma \sin\theta \cos\psi & -\sin\gamma \cos\theta & & \\ & & & \sin\theta \\ -\sin\gamma \sin\psi - \cos\gamma \sin\theta \cos\psi & \cos\gamma \cos\theta & & \end{bmatrix} \quad (1)$$

则由式(1)可以求出初始姿态角  $\gamma_0, \theta_0$

$$\begin{aligned} \gamma_0 &= -\arctan(f_x^b / f_z^b) \\ \theta_0 &= -\arcsin(f_y^b / g) \end{aligned} \quad (2)$$

而电子罗盘可以提供初始航向角  $\psi_0$ 。把所得到的 3 个初始姿态角代入式(1)就可以得到导航系统的初始姿态矩阵。

### 2 导航系统建模及 UKF 滤波器设计

当 GPS 接收机信号良好有数据输出时,系统利用 UKF 滤波器对 GPS 接收机与 M MU 输出的数据进行数据融合;当 GPS 接收机遇到障碍没有数据输出时,系统利用 MINS 实现自主导航;当 GPS 接收机重新有数据输出时,系统又可以利用 UKF 滤波器对它们进行数据融合,使组合导航系统的输出恢复正常。下面首先给出 MINS 解算算法;然后对 MINS/GPS 组合导航系统进行建模;最后给出 UKF 滤波器的设计方法。

#### 2.1 MINS 解算算法

##### 2.1.1 姿态矩阵更新

根据四元数转动理论,可以得到四元数  $q = [q_0$

$$q_1 \ q_2 \ q_3]^T$$
与 $C_n^b$ 的转换公式为
$$C_n^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

当载体坐标系  $b$  以角速度  $\Omega$  相对导航坐标系转动时,两坐标系之间的变换四元数  $q$  为时间函数,满足以下微分方程

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega q \quad (4)$$

式中,

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^r & -\omega_y^r & -\omega_z^r \\ \omega_x^r & 0 & \omega_z^r & -\omega_y^r \\ \omega_y^r & -\omega_z^r & 0 & \omega_x^r \\ \omega_z^r & \omega_y^r & -\omega_x^r & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

为反对称阵,其元素  $\omega_x^r, \omega_y^r, \omega_z^r$  为以载体坐标系表示的载体相对导航坐标系的相对角速率。设  $\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b$  为由 ADIS16364 M MU 三轴陀螺测得的绝对角速率,则

$$\begin{bmatrix} \omega_x^r \\ \omega_y^r \\ \omega_z^r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} - C_n^b \begin{bmatrix} -\frac{V_N}{R_M + h} \\ \frac{V_E}{R_N + h} \\ \frac{V_E}{R_N + h} \tan L \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中,  $R_M = R_e (1 - 2e + 3e \sin^2 L)$ ;  $R_N = R_e (1 + e \sin^2 L)$ ;  $R_e$  为地球半径;  $e$  为椭球度。将式(5)、式(6)代入式(4)中,采用四阶龙格-库塔法求解式(4)得到四元数  $q$  将  $q$  代入式(3)更新姿态矩阵  $C_n^b$ 。

##### 2.1.2 速度计算

由 ADIS16364 M MU 三轴加速度计测出的沿载体坐标系的比力为  $f^b = [f_x^b \ f_y^b \ f_z^b]^T$ , 经姿态矩阵变换得到  $f^n = [f_E \ f_N \ f_U]^T$ , 速度计算公式如下

$$\begin{cases} \dot{V}_E = f_E + \frac{V_E \tan L}{R_M + h} V_N - \frac{V_E}{R_M + h} V_U \\ \dot{V}_N = f_N - \frac{V_E \tan L}{R_M + h} V_E - \frac{V_N}{R_N + h} V_U \\ \dot{V}_U = f_U + \frac{V_E}{R_M + h} V_E + \frac{V_N}{R_N + h} V_N - g \end{cases} \quad (7)$$

##### 2.1.3 经纬度与高度计算

载体所处位置的经纬度和高度,可以由计算得到的载体相对导航坐标系的运动速度积分得到。计算公式如下

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = V_E / [(R_M + h) \cos L] \\ \dot{L} = V_N / (R_N + h) \\ \dot{h} = V_U \end{cases} \quad (8)$$

#### 2.2 MINS/GPS 组合导航系统建模

本系统中使用的组合模式是位置-速度组合模式。它的特点是 GPS 与 MINS 独立工作,使导航信息有一定的余度,便于实现容错。它的优点是数据融合工作简单,便于工程实现。

M MU 的状态变量为

$$X(t) = [\phi_E, \phi_N, \phi_U, \delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \mathcal{L}, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \dot{\varepsilon}_{rx}, \dot{\varepsilon}_{ry}, \dot{\varepsilon}_{rz}] \quad (9)$$

式中, 下标 E、N、U 分别代表导航坐标东、北、天 3 个轴向, 下标 x、y、z 分别代表载体坐标右翼、纵轴和竖直向上 3 个轴向。 $\phi_E、\phi_N、\phi_U$  为平台误差角;  $\delta V_E、\delta V_N、\delta V_U$  为速度误差;  $\mathcal{L}、\delta \lambda、\delta h$  为位置误差;  $\varepsilon_{bx}、\varepsilon_{by}、\varepsilon_{bz}$  为陀螺常值漂移;  $\varepsilon_{rx}、\varepsilon_{ry}、\varepsilon_{rz}$  为陀螺相关漂移;  $\dot{\varepsilon}_{rx}、\dot{\varepsilon}_{ry}、\dot{\varepsilon}_{rz}$  为加速度计相关漂移。

将 M MU 与 GPS 输出的速度与位置之差作为观测, 则组合导航系统的观测可以表示为

$$Z(t) = [\delta V_E - \delta V_{EG} \quad \delta V_N - \delta V_{NG} \quad \delta V_U - \delta V_{UG} \quad \delta \mathcal{L} - \delta \mathcal{L}_G \quad \delta \lambda - \delta \lambda_G \quad \delta h - \delta h_G]^T \quad (10)$$

由于 UKF 使用的是离散时间非线性模型, 故需要对系统模型进行离散化处理, 采用四阶龙格-库塔法以数值积分的形式实现。处理后的系统模型和观测模型为

$$\begin{cases} x_{k+1} = f(x_k) + \omega_k \\ Z_k = h(x_k) + v_k \end{cases} \quad (11)$$

### 2.3 UKF 滤波器设计

由于 AD IS16364 M MU 精度不高, 会带来较大的初始对准误差, 如果采用传统的小干扰线性方程就会给滤波带来很大的误差, 甚至发散。所以本系统采用 UKF 非线性滤波方法。UKF 滤波器设计步骤如下:

#### (1) 初始化。

$$\hat{x}_0 = E[x_0]$$

$$P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T]$$

#### (2) 计算采样点和相应权重。

$$x_{0k-1} = \hat{x}_{k-1}$$

$$x_{ik-1} = \hat{x}_{k-1} + \sqrt{(n+\lambda)P_{k-1}} \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

$$x_{ik-1} = \hat{x}_{k-1} - \sqrt{(n+\lambda)P_{k-1}} \quad (i = n+1, n+2, \dots, 2n)$$

$$W_0^{(m)} = \lambda / (n + \lambda)$$

$$W_0^{(c)} = \lambda / (n + \lambda) + (1 - \xi^2 + \eta)$$

$$W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = 1/2(n + \lambda)$$

式中,  $n$  为状态变量的维数;  $x_{ik-1}$  为  $k$  时刻的 sigma 点的第  $i$  个分量;  $\lambda = \xi^2(n + \kappa) - n$  为一个比例因子,  $\xi$  决定了采样点的取值范围, 通常取一个很小的正数, 如  $10^{-3}$ ,  $\kappa$  通常取 0,  $\eta$  值取决于状态变量的分布, 当  $x$  服从高斯分布时,  $\eta = 2$ 。

#### (3) 时间更新。

$$x_{i|k-1} = f(x_{i|k-1})$$

$$\hat{x}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} x_{i|k-1}$$

$$P_k^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [x_{i|k-1} - \hat{x}_k] [x_{i|k-1} - \hat{x}_k]^T + Q_k$$

$$Z_{i|k-1} = h(x_{i|k-1})$$

$$\hat{Z}_k = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Z_{i|k-1}$$

式中,  $Q_k$  为系统噪声  $w$  在  $k$  时刻的方差。

#### (4) 量测更新。

$$P_{Z_k|Z_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [Z_{i|k-1} - \hat{Z}_k] [Z_{i|k-1} - \hat{Z}_k]^T + R_k$$

$$P_{x_k|Z_k} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [x_{i|k-1} - \hat{x}_k] [Z_{i|k-1} - \hat{Z}_k]^T$$

$$K_k = P_{x_k|Z_k} \cdot P_{Z_k|Z_k}^{-1}$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k + K_k (Z_k - \hat{Z}_k)$$

$$P_k = P_k - K_k \cdot P_{Z_k|Z_k} \cdot K_k^T$$

式中,  $Z_k$  为  $k$  时刻的观测向量;  $R_k$  为  $k$  时刻量测噪声  $v$  的方差。

## 3 系统软硬件设计

### 3.1 系统硬件设计

图 1 所示是系统的硬件设计框图。刚开始工作时, ARM 处理器采集 GPS 接收机与电子罗盘的数据进行初始化对准。对准完成后, ARM 处理器采集 M MU、GPS 接收机的数据, 并判断采集到的 GPS 接收机的数据是否有效, 如果无效则设置相关标志位, 然后保存到 LPDDR 中 ARM 与 DSP 的共享存储区中, 并通知 DSP 端数据已准备好。DSP 收到通知后从共享存储区中读取数据, 进行 MNS 解算、数据融合。数据处理完以后, 把处理好的数据也存储到共享存储区中, 并通知 ARM 端数据已处理完。ARM 把处理好的数据进行显示并传输给主机。

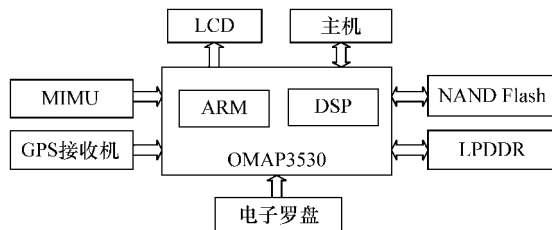
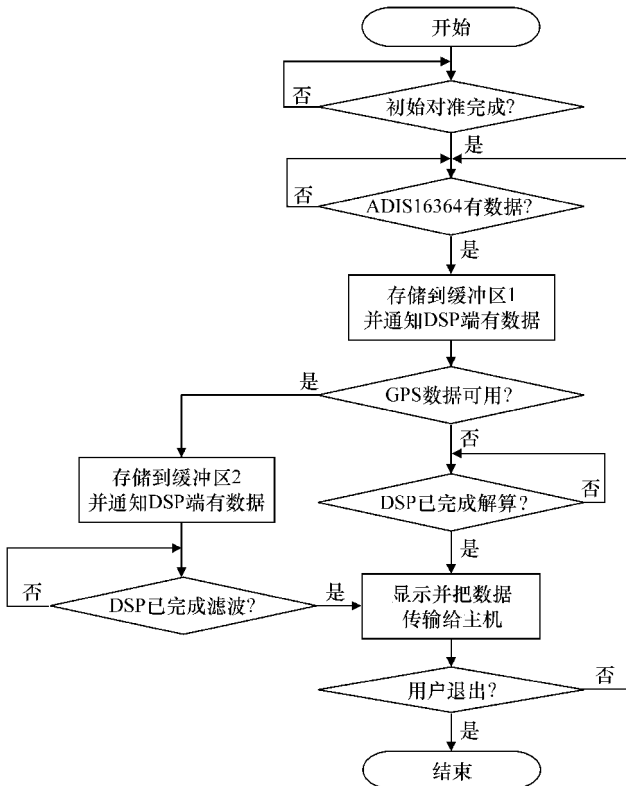


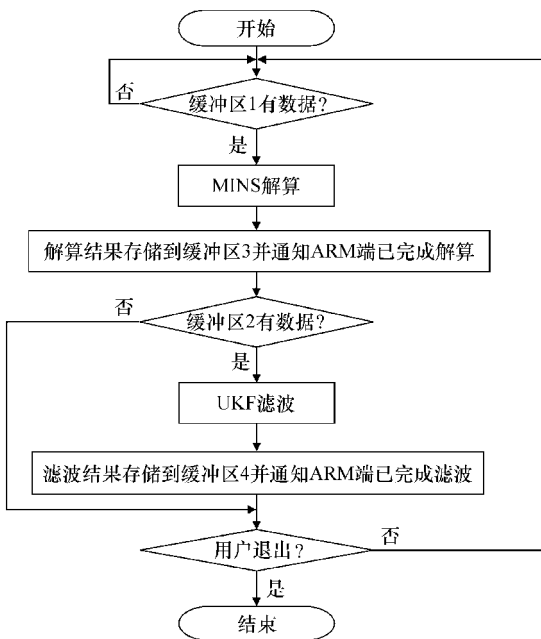
图 1 系统总体设计图

### 3.2 系统软件设计

系统主要由 X-Loader U-Boot Linux 内核、设备驱动程序、用户程序、DSP/BDS LNK 等软件模块组成。系统上电复位以后, 系统从 NAND FLASH 中读取 X-Loader 到 OMAP 片内的 RAM 中执行, X-Loader 首先初始化系统, 然后装载 U-Boot 到 LPDDR 上。U-Boot 对系统重新初始化并装载 Linux 内核。Linux 内核进行必要的配置, 然后以任务的方式调用用户应用程序进行数据采集、导航解算、LCD 显示以及与主机的通信。系统 ARM 端的软件流程图如图 2(a) 所示, DSP 端的软件流程图如图 2(b) 所示。



(a) ARM端



(b) DSP端

图 2 软件流程图

## 4 实验结果及分析

系统设计完成后,对系统做了跑车实验。为了使跑车实验时阻挡物尽量减少,以便 GPS接收机能顺利接收到信号,跑车实验选在长吉高速公路上进行。

初始对准完成后,开始跑车实验,跑车实验时车速

保持在 70 km/h左右,行驶时间为 30 min。图 3为根据 GPS与组合导航输出数据绘制的轨迹图。在第 15 ~ 22 min的时候切断 GPS的数据,从图 4中可以看出切断 GPS数据以后, MNS自主导航输出的位置信息开始发散,到第 22 min时,发散程度达到最大。此时重新接上 GPS接收机, UKF组合滤波器重新开始工作,第 24 min时,组合导航输出数据基本恢复正常。图 5为 GPS数据输出正常的前 10 min组合导航系统与 GPS接收机位置信息输出之差。从图 5中可以看出组合导航系统输出的经度、纬度误差为 10 m。

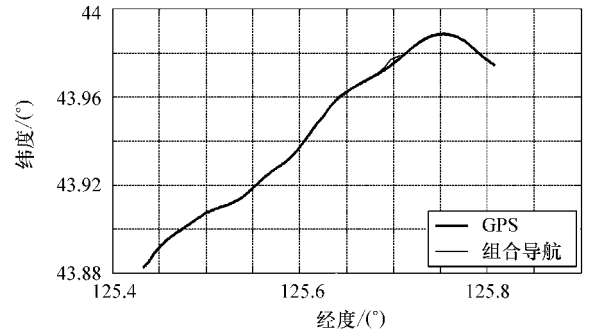


图 3 输出轨迹

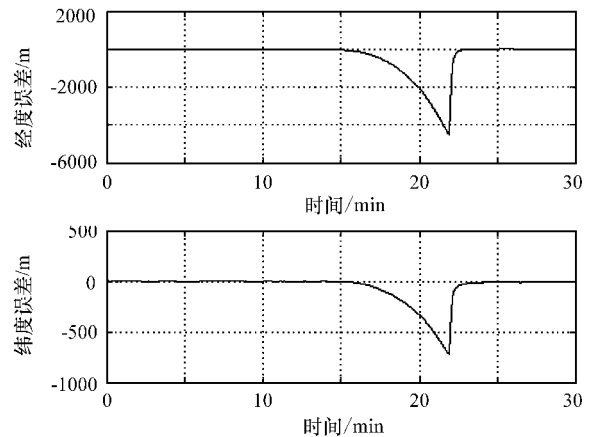


图 4 经度、纬度误差曲线

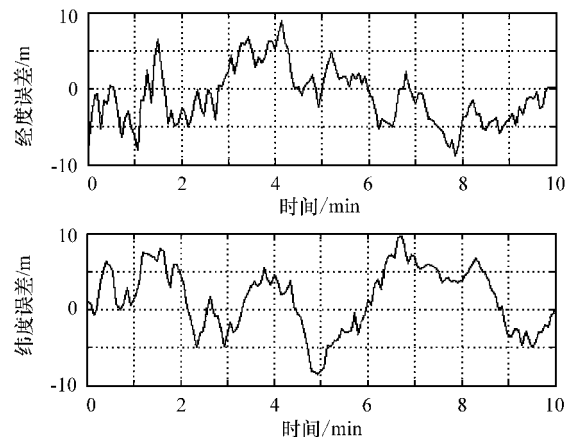


图 5 前 10 min经度、纬度误差曲线

(下转第 31页)

EP2C8Q208C8 D/A 转换器是 AD 公司生产的 AD5061。

实验输出波形如图 6 所示, 经过实验测得的正弦波波形相关参数数据如表 2 所示。

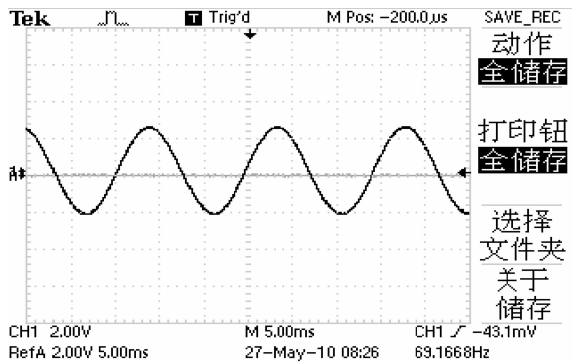


图 6 实验输出的正弦波

表 2 正弦波波形相关的测试数据

次数	参数		
	频率 /Hz	峰-峰值 /V	均方根值 /V
1	69.35	4.76	1.66
2	69.14	4.72	1.68
3	69.80	4.80	1.65
4	68.98	4.70	1.66
5	69.05	4.78	1.67
6	69.00	4.76	1.66
7	69.35	4.74	1.66

由波形图和数据表可以看出, 生成的正弦波幅值和频率均比较稳定。

## 4 结束语

以上论述了正弦波发生器的一种仿真平台的方案, 并通过实验验证此仿真平台在理论上是可行的。这种方案在保证理论正确的前提下, 为以后的实验打下了基础, 同时由于生成的正弦波是幅值恒定且频率可控的, 可以为驱动系统提供另外一种状态, 即在振动系统出现问题时, 可以用此信号发生器来代替振动系统的正常输出状态, 待振动系统稳定后状态自动还原, 使科氏流量计的驱动系统具有状态切换的功能。这样就不会影响变送器的工作了, 同时也确保了工业生产的良好运行。因此, 该仿真平台不仅具有理论研究意义, 同时也具有较强的实用性。

### 参考文献:

[1] 李小东, 任建新, 张鹏, 等. 高精度正弦信号相位差发生器的设计 [J]. 测控技术, 2008, 27(12): 14-17.

[2] 李志勇, 张英敏, 张鹏. 基于 FPGA 的科氏流量计驱动技术实现 [J]. 测控技术, 2009, 29(3): 4-7.

[3] 夏宇闻. Verilog 数字系统设计教程 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.

[4] 刘明章. 基于 FPGA 的嵌入式系统设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

[5] 阎飞, 颜德田. 基于 DDS 芯片的信号发生器及调制器的设计 [J]. 微计算机信息, 2009, 25(5).

[6] 熊兴中, 杨平先, 吴治隆. 基于 Verilog HDL 的 DDS 相位累加器的一种优化设计 [J]. 四川轻化工学院学报, 2004, 17(2).

[7] 王旭东, 潘广桢. Matlab 及其在 FPGA 中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[8] 王诚, 吴继华, 范丽珍, 等. Altera FPGA/CPLD 设计 (基础篇) [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

[9] Rachard L M. Initialization algorithm for drive control in a coriolis flowmeter [P]. US Patents US 2002/133307, 2002-09-19.

(上接第 24 页)

## 5 结束语

系统采用 TI 公司的低功耗器件 OMAP3530 为主处理器, MMU 采用 AD 公司的 AD IS16364, 使系统的接口简单、体积减小、成本降低。针对 AD IS16364 精度不高的问题, 提出采用 UKF 非线性滤波方法对组合导航系统进行数据融合。实验结果表明本系统能达到系统所要求的精度, 并且系统的体积小、功耗低、成本低。在微小型组合导航领域具有一定的工程参考价值。

### 参考文献:

[1] Soehren W, Schipper B, Lund C. A MEMS-based guidance navigation and control unit [A]. Position Location and Navigation Symposium [C]. IEEE, 2002: 189-195.

[2] 张雪. GPS 在 MINS/GPS 组合导航系统中的应用研究 [D]. 南京: 东南大学, 2006: 2-58.

[3] 鲍其莲, 吴周洁. 低成本捷联惯导系统初始对准方法 [J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(5): 513-516.

[4] 马云峰. 基于 MMU/GPS 的组合导航计算机设计 [J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(3): 549-551.

[5] 刁鹏, 谢磊, 吴训忠. 低成本 MINS/GPS 组合导航系统的设计实现 [J]. 传感技术学报, 2009, 22(9): 1368-1369.

[6] 周丕森, 鲍其莲. 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): 390-391.

[7] 沈忠, 俞文伯, 房建成. 基于 UKF 的低成本 SNS/GPS 组合导航系统滤波算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(3): 408-409.

[8] 陈宇捷. 基于 MEMS 的微小型嵌入式航姿参考系统研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2009: 29-40.

[9] 刘安鹏. 基于 MEMS 技术的微型组合导航系统建模 [D]. 西安: 西北工业大学, 2005: 6-65.

[10] 尚捷. MMU 及其与 GPS 组合系统设计与实验研究 [D]. 北京: 清华大学, 2005: 90-92.