

# 基于 OMAPL138 与 FPGA 的惯性姿态 测量系统设计与实现

薛媛元<sup>1</sup>, 刘超<sup>2</sup>, 陈颖<sup>1</sup>, 许开奎<sup>1</sup>, 王敏<sup>1</sup>, 杨远成<sup>1</sup>

(1. 西安应用光学研究所, 西安 710065;

2. 陆军航空兵军代局驻西安地区军代室, 西安 710043)

**摘要:** 为了满足高性能、低成本及多接口的惯导使用需求, 设计一种基于 OMAPL138+FPGA 的大存储空间惯性姿态测量系统; 系统设计充分利用 OMAPL138 的异构双核结构, 结合每种处理器应用特点, 进行任务划分并构建硬件平台; 设计了丰富的外围接口, 通过选择接入 GPS、北斗或里程计, 能够实现多种组合导航方式; 根据使用环境提出惯导与里程计组合导航方案和相应软件流程, 并进行了姿态精度测量及导航定位精度试验; 姿态测量精度优于 0.5 密位, 纯惯性导航定位精度为 0.3% D (CEP), 组合导航的定位精度为 0.14%, 试验结果表明, 系统稳定可靠, 硬件平台满足惯导计算机设计需求。

**关键词:** OMAPL138; FPGA; 捷联惯导; 姿态解算

## Design and Realization of Inertial Attitude Determination System Based on OMAPL138 and FPGA

Xue Yuanyuan<sup>1</sup>, Liu Chao<sup>2</sup>, Chen Ying<sup>1</sup>, Xu Kailuan<sup>1</sup>, Wang Min<sup>1</sup>, Yang Yuancheng<sup>1</sup>

(1. Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China;

2. Military representative office of army aviation bureau in Xi'an, Xi'an 710043, China)

**Abstract:** In order to meet the high capability, low cost and multi-interface requirements for applications of inertial navigation systems, an inertial attitude determination system with big storage space based on OMAPL138 and FPGA was designed. By making full use of OMAPL138's heterogeneous dual-core architecture, task partition and hardware platform construction were achieved on the basis of each core's characteristics. The system in this paper was designed with plentiful peripheral interfaces, so it was able to connect with GPS, Big Dipper or odometer to actualize an integrated navigation. According to the application environment, a navigation scheme integrating inertial with odometer was proposed, and appropriate software flowchart was designed. After attitude precision measurement experiment and navigation precision experiment, attitude measurement precision is better than 0.5 mil, pure inertial navigation precision is 0.3% D (CEP), and integrated navigation precision is 0.14% D (CEP). The experiment results show that the system is stable and reliable, and hardware platform meets the demands of inertial navigation computer.

**Keywords:** OMAPL138; FPGA; strap-down inertial navigation; attitude calculation

## 0 引言

随着计算机技术水平的提高, 计算机性能大幅度提升, 以计算机为数字平台的捷联惯导系统迅速发展。近些年, 惯导系统有向小型化甚至微型化发展的趋势<sup>[1]</sup>; 且传感器的数据更新率越来越快, 对惯导计算机的处理速度及存储空间提出了更高的要求<sup>[2]</sup>; 此外, 不同种类的组合导航系统对各类传感器信号有不同的接入形式, 因此需要导航计算机的接口方式多样化。国内嵌入式捷联惯导系统普遍存在导航计算机结构简单, 运算速度不高, 存储空间小等问题<sup>[3]</sup>, 从而不能在较短的周期内完成高精度姿态解算。因此, 设计一款体积小、速度快, 存储空间大, 多种外设接口的惯性姿态测量系统具有较广泛的应用需求。

## 1 方案设计

本文提出了一种新的高性能嵌入式捷联惯导姿态解算硬件方案。使用异构双核处理器 OMAPL138 及 FPGA 为系统的运算单元与控制核心, 双核处理器 OMAP-L138 芯片内嵌 ARM9 内核与 C6713 DSP 内核, DSP 内核实现各种数据的预处理、传感器信号的误差补偿、姿态解算、导航解算等; ARM 内核负责任务控制及管理; FPGA 选用 Xilinx 公司的 Spant 6 系列芯片 XC6SLX45T, 用来实现与外部传感器的数据采集与通信。本文所采集的传感器主要有: 惯性器件 (3 个陀螺及 3 个加速度计)、GPS/北斗接收机、里程计、温度传感器等。此外, FPGA 还通过内部双口 RAM 实现与 DSP 进行数据交互。系统功能原理如图 1 所示。

## 2 硬件设计

### 2.1 电源设计

硬件平台的搭建需要健壮的、低噪声的电源系统。选择使用线性调节器还是开关调节器至关重要, 通过比较两种调节器的优缺点<sup>[5]</sup>, 本文使用 LDO 调节器与开关调节器结合的

收稿日期: 2017-02-09; 修回日期: 2017-05-08。

**作者简介:** 薛媛元 (1984-), 女, 宁夏中宁人, 工程师, 主要从事惯性技术应用、电子电路技术方向的研究。

刘超 (1985-), 男, 陕西西安人, 工程师, 主要从事航空机械应用、电子电路方向的研究。

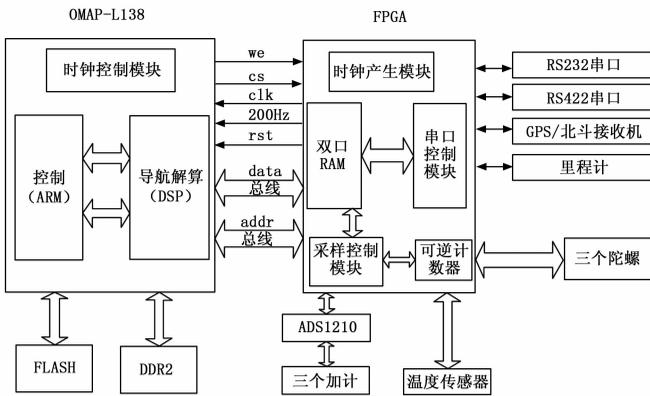


图 1 硬件平台功能原理框图

供电方法, PLL 电路选择 LDO 调节器, CPU 核与 I/O 电源选择开关调节器, 在降低功耗的同时可避免电磁辐射对高频电路的干扰。通过分析各芯片供电电压并计算各电压的功耗及电流, 本文选择对 DSP 电路、FPGA 电路及串口电路分别供电。

2.1.1 DSP 供电设计

选用 TPS65053 电源芯片为 DSP 供电, 该芯片具有两路 DC/DC, 三路 LDO, 每路转换电路均有一个使能端, 高电平有效。输入 5 V, 输出 1.2 V、1.8 V、3.3 V。将 1.2 V 配置为 DC/DC 输出, 为 DSP 的内核电源; 1.8 V 为 DSP 中 USB 及 DDR 的供电, 因 DDR 的频率较高, 故配置 1.8 V 为 LDO 电源; 3.3 V 为 IO 电源, 配置为 DC/DC。

OMAPL138 上电顺序为内核 1.2 V 先上电, 然后 1.8 V, 最后 3.3 V。为了使 +1.2 V 先供电, 用 5 V 使能 TPS65053 的 ENDCDC1 启动 +1.2 V。使用 TPS3808G01 控制 1.2 V 使能 1.8 V。将 TPS65053 的 1.2 V 输出连接至 TPS3808G01 的 SENSE 端, 如图 2 所示, 当 +1.2 V 上电后, EN1 V8 输出为高, 使能 ENLDO1, 启动 +1.8 V。+1.8 V 启动后, TPS65053 的 ENDCDC2 使能, 启动 +3.3 V, 至此, OMAPL138 的上电过程完成。

2.1.2 FPGA 供电设计

FPGA 选用 Xilinx 公司的 XC6SLX45T, 该芯片有供电电压为 1.2 V 的核电源, 供电电压可选择为 2.5 V 或 3.3 V 的辅助供电电源 VCCAUX, 及供电电压可选择为 3.3 V、2.5 V、1.8 V、1.5 V 或 1.2 V, 为 I/O Bank n 的输出缓存器供电的 VCCO\_x, 此处 VCCAUX 及 VCCO\_x 均选择 3.3 V。

FPGA 的 FLASH 配置芯片为 XCF16PFSG48C, 其 VCCINT 要求供电为 1.8 V, VCCO、VCCJ 供电为 3.3 V, 故需为 FPGA 电路部分提供 3.3 V、1.8 V 及 1.2 V 的电压。

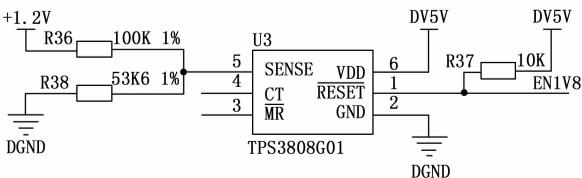


图 2 TPS3808 电路

依然选用 TPS65053 电源芯片为 DSP 供电, 由于新一代 FPGA 取消了核电压及 IO 电压的上电次序, 故 FPGA 电源设计可以不考虑上电顺序。

串口电路部分采用低压降线性稳压器 TPS75733 电源芯片进行供电, 输入 5 V, 输出 3.3 V。

2.2 时钟设计

OMAPL138 的主处理器时钟源输入通过设计配置电阻可选择 FPGA 输入或晶体输入为 OMAPL138 提供 24 MHz 时钟; 此外, 提供 32.768 kHz 时钟, 作为 ARM 端的启动时钟信号, 由晶体产生。FPGA 的时钟输入通过晶振单独供给。

2.3 复位设计

从简化硬件电路和降低硬件成本考虑, 本文复位部分主要通过软件复位来实现。通过将 +3.3 V 的电源掉电复位信号与手动复位开关 J5 输入至一个“与”逻辑芯片 SN74AHC1G08, 并将其输出信号 FPGA\_RST\_IN 连接至 FPGA 的 I/O 端。在 FPGA 内部, 对 FPGA\_RST\_IN 信号进行逻辑运算, 运算后分别作为 DSP 和 FPGA 的复位信号输出。逻辑运算的主要过程为: FPGA 上电正常 20.8 ms 后, 将输出给 DSP 的复位信号拉低, DSP 开始复位, 275 ms 后, DSP 复位信号拉高; 358 ms 后, 输出给 FPGA 的复位信号拉低, 500 ms 后, FPGA 的复位信号拉高。以此保证在每次复位结束后 DSP 先于 FPGA 工作, 不但可以使得系统整体可靠工作, 而且可以降低系统峰值功耗。

2.4 传感器采样电路设计

本文对传感器的采集主要包括数字传感器与模拟传感器两部分, 其中, 陀螺、历程计及 GPS 接收机输出为数字信号, 由 FPGA 直接采集; 加速度计输出为模拟信号, 采样前端为差分放大电路, 采样后直接输出数字信号, 由 FPGA 控制。选择 ADS1210, 24 位高精度模数转换器, 带有同步时钟引脚, 可实现多路数据的同步转换。当采样速度 1 kHz 时, 可达到 20 位的有效分辨率。加速度计的模拟采样电路共 3 路, 图 3 所示为其中一路的采样电路图。

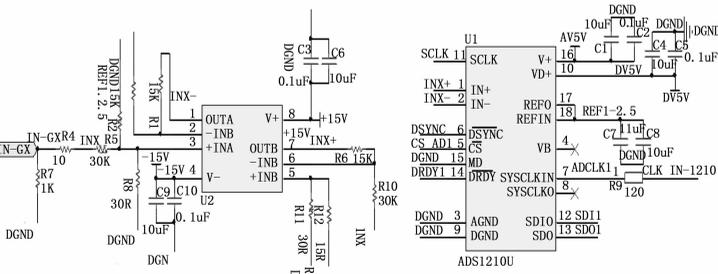


图 3 采样电路图

2.5 存储设计

本文 DSP 数据存储选择 DDR2 SDRAM 与 OMAP-L138 的 DDR 空间相连, 芯片选用型号为 MT47H64M16BT, 共有 64 M 空间, 用来存放数据变量、堆栈等。

因惯导姿态解算对存储空间要求较高, 结合系统实际导航算法需求, 程序存储器选用成本较低、且可以达到较高存储密度的 NAND 型 FLASH K9F4G08U0AH, 与 OMAP-L138 的 EMIFA 空间相连。

FPGA 通过 FLASH 配置芯片 XCF16PFSG48C 进行程序

表 1 姿态测量

|       | 40°      | 80°      | 120°      | 160°      | 200°      | 240°      | 280°      | 320°      | 360°      |
|-------|----------|----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 实测方位角 | 40. ++02 | 80. ++01 | 119. ++98 | 160. ++01 | 200. ++02 | 240. ++01 | 280. ++03 | 320. ++02 | 0. ++01   |
| 实测俯仰角 | 40. ++03 | 80. ++02 | 120. ++03 | 159. ++98 | 200. ++02 | 239. ++99 | 280. ++02 | 319. ++98 | 359. ++97 |
| 实测横滚角 | 40. ++02 | 79. ++97 | 120. ++03 | 160. ++02 | 199. ++98 | 240. ++03 | 280. ++01 | 320. 01   | 0. ++02   |

存储, 当 FPGA 上电或复位后, FPGA 从 FLASH 配置芯片中读取程序并运行。

### 3 软件设计

#### 3.1 FPGA 程序设计

FPGA 实现的功能主要包括时钟产生、采样控制、可逆计数、双口 RAM 存储、串口控制等 5 部分。其中, 时钟控制模块实现 FPGA 中各个模块时钟的产生、DSP 中断及中低频信号的产生; 采样控制模块实现系统 3 路加速度计数据的采集; 可逆计数实现 3 路陀螺、里程计、GPS/北斗接收机以及温度传感器的时序控制和数据采集, 获得数据后存入双口 RAM 中; 双口 RAM 模块实现数据的存储, 存储采样控制模块输入的数据及外部设备通过串口发送的数据, 并发送给 DSP, 同时接收存储 DSP 通过总线需要发送给 FPGA 和外部设备的数据; 串口控制模块实现与上位机或其他接口的通讯, 波特率根据任务需求设定, 收和发送的数据均通过双口 RAM 实现。FPGA 工作流程如图 4 所示。

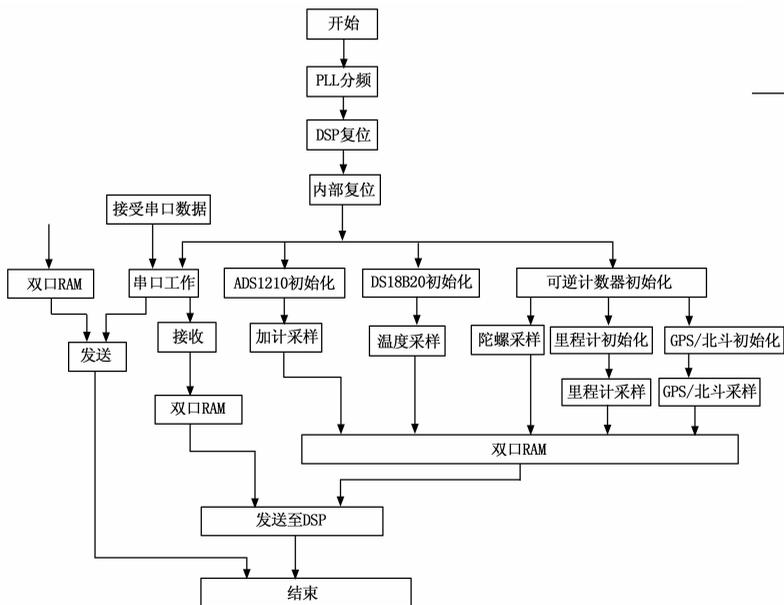


图 4 FPGA 工作流程图

#### 3.2 DSP 程序设计

DSP 作为系统的导航计算机, 主要完成系统姿态的解算及航位推算。根据采集到的陀螺数据及加速度计数据, 构建原始姿态矩阵, 完成初始对准, 获得实验坐标系相对地理坐标系的方向余弦矩阵。初始对准后, 姿态解算单元将采集的陀螺信息及加速度信息作为其方向余弦矩阵的参数, 结合 IMU 姿态矩阵, 完成姿态解析运算<sup>[8]</sup>, 每 5 ms 解算一次。组合导航使用姿态信息、惯导速度信息和里程计的位置增量信息, 进行卡尔曼滤波后, 得到估计的惯导系统误差值, 对惯导信息进行修

正补偿。

### 4 试验

试验主要包括姿态测量精度试验及导航跑车试验两部分, 系统选用光纤陀螺的零偏稳定性为 0.06°/h, 随机游走系数 0.005°/√h, 标度因数非线性度 50 ppm, 加速度计零偏 2×10-5 g, 输入量程±25 g, 加速度计标度因数误差 20 ppm。

#### 4.1 姿态测量精度试验

将三路陀螺及三路加速度计安装在一个专门设计的 IMU 组件测试工装上, 陀螺、加计的输入轴均按实验转台的横滚轴、俯仰轴和方位轴平行的方向配置。将 IMU 组件安装固定在三轴转台上, 三轴转台可隔离载体的扰动, 陀螺和加速度计输出的信息就是实验转台相对惯性空间的角速度和线加速度, 其测试如图 5 所示。

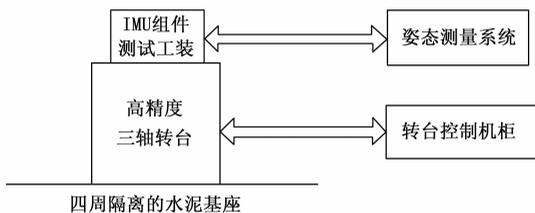


图 5 姿态测量精度试验示意图

分别依次将三轴转台的方位、俯仰、横滚轴按表 1 所示位置设置, 同时采集姿态测量系统解算得到的相应方位的角度信息, 测量结果如下:

由测量结果可知, 姿态解算精度优于 0.5 密位。

#### 4.2 跑车试验

经过在西安市长安区多次跑车试验, 首先标定姿态测量系统在车上的安装偏角, 确定航向安装偏角为-1.379325°, 俯仰安装偏角为 0.40156°。系统沿外院新校区东门口顺时针绕外院与西北大学新校区环形闭合路线进行跑车试验, 图 6 是该路线试验的轨迹曲线。

图中, A 为运载车辆出发点, 沿箭头指示方向行驶一周, 再回到出发点 A。INS 为纯惯导解算的轨迹曲线, DR 为惯导与里程计组合以后的轨迹曲线。经测量, 出发点 A 的真实地理坐标为: 纬度 34.1381°, 108.87523°, 行驶里程 5012.60 米。行驶一周后由惯导计算机解算出 A 点的地理坐标为纬度 34.1381137°, 经度 108.8752381°; 惯导与里程计组合后解算出 A 点的地理坐标为纬度 34.1380902°, 经度 108.8752308°。结合行驶的距离, 可知本次试验的纯惯导定位精度为 0.3‰ D (CEP), 结合里程计的定位精度为 0.14‰ D (CEP), 其中 D 为行驶距离。

(下转第 14 页)

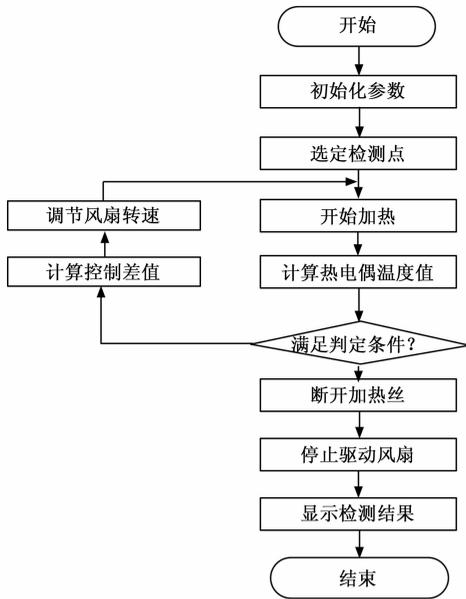


图 6 软件流程图

电阻的闭合与断开, 根据实测温度变化情况, 采用 PID 算法控制风扇转速, 加热过程中利用目标控温范围与要求控温范围的差距来弥补气动加热控制过程的滞后性, 有效的减小控温误差, 避免加热区域温度过高, 对航天器造成损伤。

### 5 测试结果及分析

选择某航天器星体外表面 5 支热电偶进行检测, 设定加热上限温度为 30 ℃, 温度刷新周期 1 秒, 根据经验设置检测判据为温度变化率大于 2 ℃。5 支热电偶检测结果全部正常, 每支热电偶检测耗时约 5 秒, 检测过程中, 使用加热模块对待检测点进行加热, 检测点温度变化率满足检测判据条件时软件给出检测结果正常的检测结论, 加热模块停止工作。为

(上接第 3 页)

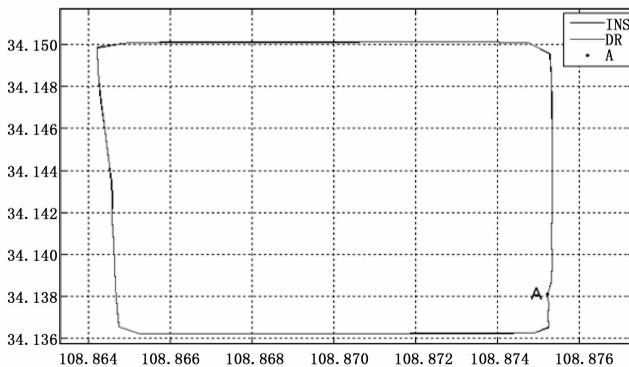


图 6 跑车试验轨迹

### 5 结论

文章提出了一种基于 OMAPL138 与 FPGA 的惯性姿态测量系统硬件方案, 进行了方案分析、软硬件设计, 并完成了试验验证, 试验结果表明系统方案设计合理, 姿态测量系统的姿态测量精度和导航定位精度较高, 具有一定的工程应用价值。

了对加热系统的安全性进行测试, 测试人员持续对某检测点进行加热, 当检测点温度上升至 30 ℃ 附近时, 出风量减小, 超过 30 ℃ 时, 加热丝断开, 风扇停止工作。测试结果表明, 检测系统温度采集模块能够快速准确的采集到热电偶的温度数据, 加热模块设计合理, 控制精度高, 安全性强。此外, 测试人员发现检测过程中各测点的温度上升和下降速率不尽相同, 这与各测点粘贴处的航天器表面结构、材料特性等有关。

### 6 结束语

本文基于 MAX31855 设计了航天器热电偶检测系统, 该系统能够同时测量 48 通道的热电偶温度数据、采集周期短, 实时性高, 可以根据需要对单点热电偶进行加热, 加热模块的出风口温度和热电偶加热上限温度可独立控制, 安全性好。实践表明, 该系统在热电偶检测工作的推广应用, 提高了检测工作自动化程度, 能够对检测结果进行客观、准确的判断, 对于保证热试验的顺利进行有着积极的意义。

### 参考文献:

- [1] 郭 赣. 真空热试验的温度测量系统 [J]. 航天器环境工程, 2009, 26 (1): 33-36.
- [2] 周 艳, 孙兴华, 钱北行. 铜-康铜微细热电偶制作新工艺 [J]. 航天器环境工程, 2012, 29 (1): 66-68.
- [3] 吴大军. 吉时利 2750 在真空热试验测量系统中的应用 [J]. 航天器环境工程, 2006, 23 (2): 115-118.
- [4] 潘小琴, 魏 鑫, 赵玉乐等. 基于 ZigBee 无线传感器网络的输液监测系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (8): 2409-2411.
- [5] 石长华. 基于 MAX31855 的陶瓷窑炉测温及驱动程序设计 [J]. 陶瓷学报, 2013, 34 (3): 326-330.
- [6] Q/W1337-2011. 航天器热平衡与热真空试验温度数据采集与处理要求 [S]. 中国空间技术研究院, 2011.

### 参考文献:

- [1] 韩松来. GPS 和捷联惯导组合导航新方法 & 系统误差补偿方案研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [2] Chen Y, Zhang X J, et al. Application of Kalman Filter Technology to Integrated INS/DR Navigation System for Land Vehicle [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 912: (411-414).
- [3] 朱 贞, 许开奎, 等. 基于 FPGA 和 DSP 的微型惯导系统 [J]. 应用光学, 2011, 32 (4): 602-606.
- [4] 于凤芹, 张庆荣, 等. TMS320 C6000 DSP 结构原理与硬件设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [5] 王剑宇, 苏 颖, 等. 高速电路设计实践 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [6] 栾小飞. OMAPL138 双核系统的调试方案设计 [J]. 单片机与嵌入式系统应用, 2012 (1): 16-19.
- [7] 邓国荣, 刘厚钦. 基于 NOR Flash 的 OMAPL138 双核系统自举引导启动实现 [J]. 电子技术应用, 2014, 40 (2): 19-22.
- [8] 秦永元. 惯性技术导航 [M]. 北京: 科学出版社, 2012.
- [9] 卿文强, 张力行, 等. 电磁仿真技术在电源设计中的应用 [J]. 电子设计工程, 2015, 22 (15): 143-154.
- [10] 苗军民, 周 军, 等. 基于 ARM 的微型捷联惯导计算机设计 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (7): 1606-1608.