

# 航天器热电偶检测系统的设计与实现

冯尧, 刘泽元, 梁硕, 刘阳

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

**摘要:** 热电偶测温广泛应用于航天器真空热试验的温度测量中, 目前对于航天器总装阶段的热电偶实施没有一种快速有效的方法进行正确性验证; 传统依靠人手触摸测点观察热电偶阻值变化方法存在一定的局限性, 为了提高热电偶检测的准确性和有效性, 设计了一种便携式的热电偶检测系统, 实现了对热电偶短路、开路和粘贴位置正确性的检测; 基于 MAX31855 的温度采集模块可以快速采集和显示热电偶温度, 加热模块的出风口温度控制和加热温度限制能够保证检测过程中航天器的安全性; 实际测试表明, 该系统具备在现场灵活对航天器表面热电偶进行检测的能力, 测试效率高, 具有很高的实用性。

**关键词:** 热电偶检测; 气动加热; 冷端温度补偿; 温度修正

## Design and Realization of Spacecraft Thermocouple Detecting System

Feng Yao, Liu Zeyuan, Liang Shuo, Liu Yang

(Beijing Institute of Spacecraft Environment and Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Thermocouple is widely used in the temperature measurement of spacecraft thermal vacuum test. At present, there is no quick and effective method for verifying the thermocouple implementation during the assembly stage. The method which relying on using human hand to touch the measuring point and observing the thermocouple resistance change has some limitations. In order to improve the accuracy and effectiveness of thermocouple detection, a portable thermocouple detection system was designed to detect short circuit, open circuit and the correctness of paste position of thermocouple. The temperature acquisition module based on MAX 31855 can quickly acquire and display thermocouple temperature. The outlet temperature control and heating temperature limits of the heating module ensure the safety of spacecraft during the detecting process. The test shows that the detecting system has the ability to detect the thermocouple on the surface of the spacecraft with flexibility, high test efficiency and high practicability.

**Keywords:** thermocouple detecting; pneumatic heating; cold junction compensation; temperature correction

## 0 引言

热电偶是航天器真空热试验中最常用的温度传感器之一, 热试验准备阶段要完成热电偶的布置与粘贴, 并进行电连接器的焊接<sup>[1-2]</sup>。热电偶检测正是对上述工作结果的正确性进行验证的一种方法, 是试验准备阶段的关键工序。目前, 航天器上热电偶的检测都需要在热试验前接上热试验测控系统的测量仪器进行, 但是在总装阶段缺少足够的验证手段, 只能通过加强过程控制来保证结果。而对于热试验支架、工装等粘贴的热电偶检测普遍采用用手去触摸, 通过万用表测量电压值, 定性判读人体接触对热电偶温升产生的热电势变化。实际测试过程中, 航天器上的热电偶测温点一般不允许人体直接接触, 使用万用表测试热电势又对人员经验依赖较大, 无法准确有效进行检测。因此, 本文设计了一种航天器热电偶检测系统, 可以实现热电偶的短路、开路故障检测, 温度采集, 气动加热和对应关系判定, 提高了热电偶检测工作效率。

## 1 系统结构及原理

航天器热试验测温热电偶一般采用 T 型热电偶单线制引线方式, 每 48 路热电偶为一组通过电连接器引出<sup>[3]</sup>, 因此,

收稿日期:2017-03-16; 修回日期:2017-04-23。

作者简介:冯尧(1986-),男,陕西西安人,硕士研究生,主要从事航天器热试验温度测量与控制方向的研究。

本文的相关设计也是以热电偶单线制测温为基础的, 系统组成如图 1 所示。本系统以 T 型热电偶为对象进行热电偶检测系统的设计与开发, 系统由温度采集模块和加热模块两部分组成。在温度采集模块中航天器表面待检测热电偶经信号接入单元引入热电偶检测系统温度采集模块, 数据采集单元对热电偶的原始值进行采集, 结合冷端温度计算出待测热电偶的真实温度, 通过 Zigbee 无线传输技术<sup>[4]</sup>将实时温度数据发送至加热模块, 人机交互单元实时显示热电偶温度值和变化曲线。操作人员手持加热模块对热电偶进行加热, 加热模块根据热电偶温度控制差值控制加热丝通断和风扇风速, 防止温度过高对航天器表面造成破坏, 实时显示热电偶温度值和加热时间。检测过程中待检测热电偶由测试人员根据热电偶节点表和粘贴位置选择确定, 温度采集模块的中央控制单元根据热电偶温度变化和加热热电偶节点号的对应关系做出热电偶实施正确性判定, 给出检测结论。

## 2 温度采集模块设计

### 2.1 热电偶温度采集模块

本模块基于 MAX31855 和 C8051F020 展开热电偶温度数据采集电路的设计。MAX31855 芯片是 MAX 公司生产的一种热电偶至数字输出转换器, 带有冷端补偿检测和修正, 内置 14 位模/数转换器 (ADC)、数字控制器、SPI 兼容接口, 以及相关的控制逻辑, 能够将 T 型热电偶热电势信号转换成数字量。该芯片的温度分辨率为 0.25 °C, 最高温度读数为十

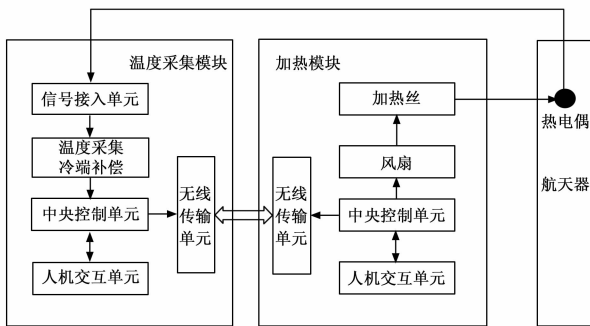


图 1 系统组成图

1 800 ℃，最低温度读数为 -270 ℃，能够检测热电偶短路和开路<sup>[5]</sup>。

出，由于本设计采用模块化并行读取的方式，因此最快在 10 微秒内可以将 8 片 MAX31855 的温度数据读出，那么读取 48 个热电偶最快可以在 60 微秒内完成一个循环周期，可以实现很高的热响应速度。但是，考虑到内部冷端温度转换、外部热电偶温度转换和热电偶故障检测三项转换耗时 75 毫秒，同时为了减少数字电路在高速数据传输中出错的几率，将数据的读取周期设定为 1 秒。

数据读取电路主芯片采用了 C8051F020 单片机，C8051F020 是高度集成的混合信号单片机，具有高速 ADC 子系统，并包含两个独立的 12 位 DAC。设计中需要对 48 个 MAX31855 的信号进行读取，为了提高读取的速度和单片机 IO 的利用率，对输入模块进行了分组，采用 8×6 的模式进行分组，8 个 MAX31855 为一组，这 8 个 MAX31855 共同使用 CS (片选) CLK (时钟)，然后每个 MAX31855 的数据输出口 (SO) 单独输入到单片机内。采取该方式可以很方便扩展采集模块，最多可以再扩展 2 个热电偶模块，达到 64 路。程序读取时，只需要提供对应的片选和时钟，便可以将 8 片的 MAX31855 的数据同时读入单片机，依次给每个模块提供 CS 和 SCK，6 次即可将 48 个通道的热电偶数据读出。

### 2.2 冷端温度补偿

通常情况下，MAX31855 器件通过其内部的冷端补偿对冷端的温度变化进行检测和修正。器件首先测量内部管芯温度，该温度与冷端的温度相同，然后测量待测热电偶的输出电压，并将其转换为补偿之前的热电偶温度值。将该值叠加到器件的管芯温度即冷端温度，计算得到待测热电偶的实际温度。对于本系统而言，由于热电偶的接入端位于整个检测系统的外部、且航天器热电偶测温采用单线制进行，而 MAX31855 位于检测系统内部电路板上，器件的冷端温度并不是实际的冷端温度，需要对冷端补偿部分进行重新设计。

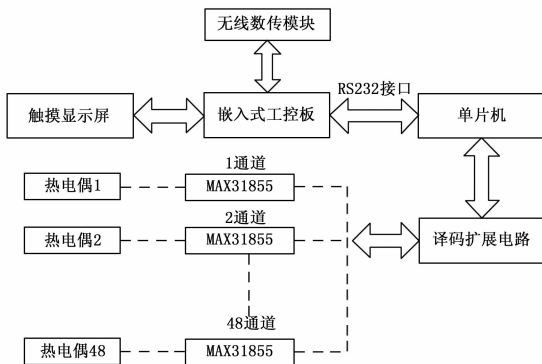


图 2 温度采集模块组成图

在本系统的设计中，为了提高系统的可靠性和可维护性，整个热电偶温度采集电路采用模块化设计，每一个模块上置 8 路热电偶采集芯片，同时采用多个 MAX31855 并行采样处理的方式以提高系统在测量热电偶时的温度响应时间，如图 3 所示。

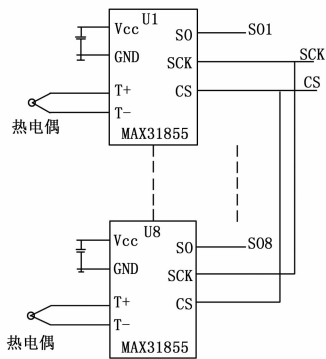


图 3 31855 并行连接电路图

MAX31855 提供简单的 SPI 兼容接口 (只读)，本系统将 8 个 MAX31855 的 SCK (时钟端) 和 CS (片选端) 并行连接，然后将 8 个 SO (数据输出端) 分别输出至单片机内，通过这样的级联方式可以同时 8 片的 MAX31855 的数据并行读出。MAX31855 每次的输出数据格式为 32 位的二进制数据，考虑其最大时钟频率 (小于 5 MHz) 和总线上的寄生电容，每个 MAX31855 最快可以在 10 微秒的时间内将温度值读

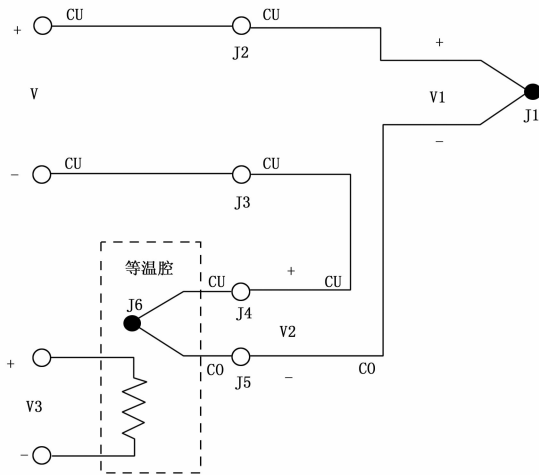


图 4 冷端温度补偿

冷端温度补偿系统设计如图 4 所示，其中 J1 为待检测热电偶的铜-康铜连接点，J2、J3 为航天器热电偶单线制测量所使用的电连接器和本文的热电偶检测系统的铜-铜连接点，J4、J5 为航天器热电偶单线制测量所引出的铜公用线和康铜公用线与冷端热电偶铜线和康铜线的铜-铜和康铜-康铜连接点，J6 为冷端热电偶的铜-康铜连接点。对于 J4 和 J5，本

系统使用 OMEGA 公司 SMPW 系列热电偶合金电连接器将单线制测温热电偶的铜、康铜公用线接入冷端热电偶, 形成热电偶测温回路, 不引入第 3 种材质, 可以有效保证系统测量精度。由于 J2、J3 和 J4 是铜—铜连接点, J5 是康铜—康铜连接点, 因此它们不会产生热电势, 但 J6 是铜—康铜连接点, 将会添加一个相对于 V1 的电动势 V2, 而 MAX31855 所测得的电压值 V 将与 J1 和 J2 间温差成正比。这就是说, 我们只有在确定冷端热电偶 J2 的温度之后才能确定待检测热电偶 J1 处的温度。J2 处的温度由冷端温度测量单元进行采集, 该单元由 PT100 铂电阻、等温腔体和 AD7799 采集电路组成, 等温腔体的功能主要是为冷端热电偶和 PT100 铂电阻提供一个稳定、可靠、均匀并且可测的温度场。按照真空热试验温度数据采集及处理相关要求, 要确保该温度场的不均匀度不超过  $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 并且在 1 分钟内温度变化量不超过  $0.05\text{ }^{\circ}\text{C}$ [6]。为了保证等温腔体所提供的温度场在稳定性和均匀性上都能满足设计要求, 在检测系统内部将嵌入式工控机等发热器件与 MAX3185 等测量器件使用隔热泡沫进行了隔离, 减少环境温度的波动。冷端热电偶和 PT100 铂电阻放置在等温腔体内部, 在其内部填充导热硅脂, 保证温度场的均匀性。通过 AD7799 采集 PT100 铂电阻在恒流激励源下产生的电压值 V3, 计算得出铂电阻的阻值, 通过三次多项式拟合得到铂电阻温度值, 在等温腔的保证下可以认为铂电阻温度值即为冷端热电偶温度值。

### 2.3 温度修正

MAX31855 假定温度和电压之间为线性关系, 对于 T 型热电偶, 按照线性方程 (1) 进行计算:

$$V_{out} = (52.18\ \mu\text{V}/^{\circ}\text{C}) \times (T' - T_{AMB}) \quad (1)$$

式中,  $V_{out}$  为热电偶输出电压,  $T'$  为 MAX31855 输出的待检测热电偶温度,  $T_{AMB}$  为 MAX31855 冷端温度。

但是实际测试中铜—康铜热电偶温度值和热电势值呈现一定的非线性, 且本系统以 MAX31855 外部铂电阻温度作为冷端温度, 因此需要对器件输出的温度值进行修正, 以获取准确的待检测热电偶温度。

根据热电偶测温原理和中间温度定律, 待检测热电偶温度  $T$  和冷端热电偶温度  $T_0$  所对应的热电势有如下关系:

$$E_{AB}(T, 0) = E_{AB}(T, T_0) + E_{AB}(T_0, 0) \quad (2)$$

$E_{AB}(T_0, 0)$  为冷端温度为  $T_0$  时的热电势, 可由分度表查得;  $E_{AB}(T, T_0)$  为冷端温度为  $T_0$ , 热端温度为  $T$  时的热电势, 用以补偿热电偶冷端温度的热电势, 即式 (1) 中的  $V_{out}$ , 可由 MAX31855 测得; 计算可得  $E_{AB}(T, 0)$ , 此时, 待检测的热电偶温度  $T$  就可以根据分度表计算得出。

由于热电偶的热电势与温度关系为非线性关系, 而分度表提供的又是温度和热电势的离散对应关系, 为保证测量精度就需要进行线性优化, 一般使用式 (3) 所示的多项式进行热电势和温度的转换。式中随着  $n$  的增加, 多项式的精度也会提高, 但是高次多项式的计算对计算机来说是一项费时的任务, 可以在较小的温度范围使用低次多项式来节省时间, 获得更高的系统速度。根据 T 型热电偶特性, 真空热试验中一般在  $-200\sim 200\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内将其划分为  $-200\sim 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $0\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $100\sim 200\text{ }^{\circ}\text{C}$  三个区域, 每个区域通过三次多项式做近似处理:

$$y = a_0 + a_1x + a_2x^2 + \dots + a_nx^n \quad (3)$$

式中, 当由冷端温度计算其对应热电势时,  $x$  表示冷端温度  $T_0$ ,  $y$  表示热电势  $E_{AB}(T_0, 0)$ ; 当由热电势计算待检测温度时,  $x$  表示热电势  $E_{AB}(T, 0)$ ,  $y$  表示待检测温度  $T$ ;  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$ 、 $a_n$  为多项式系数。

综上所述, 在热电偶温度修正中由测得的 PT100 铂电阻阻值  $R$  计算可得冷端温度  $T_0$ , 将  $T_0$  代入式 (3),  $n$  取 3, 计算可得  $E_{AB}(T_0, 0)$ , 根据测得的  $V_{out}$  即  $E_{AB}(T, T_0)$ , 由式 (2) 易得  $E_{AB}(T, 0)$ , 将  $E_{AB}(T, 0)$  代入式 (3),  $n$  取 3, 计算便可得待检测热电偶温度值  $T$ 。

### 3 加热模块设计

气动加热模块系统组成如图 5 所示, 其利用发热电阻丝吹出的热风来对待测热电偶进行加热, 包括出风口温度测量单元、加热单元、风速控制单元等, 此外为了便于热电偶检测工作的进行, 在气动加热电路中还设置了温度显示电路模块, 该模块通过无线数传模块接收温度采集模块的待检测热电偶温度数据。考虑到航天器产品表面温度的特殊性, 为保证产品安全, 手持加热装置出风口温度设计为可控模式。加热单元工作时, 单片机将温度传感器采集到的出风口温度和设定的出风口温度上下限进行对比, 当温度小于下限温度时开启继电器接通发热电阻丝进行工作, 当测量温度大于上限温度时关闭继电器切断发热电阻丝, 保持出风口温度动态稳定。风速控制电路采用 PWM 进行调速, 根据待检测热电偶温度实测值和设定值的大小控制鼓风机的出风量。中央控制单元采用 STC 系列单片机, 该系列单片机的 IO 端口的输出能力比较强, 并且抗干扰能力比较好, 可以满足本模块的所有功能。

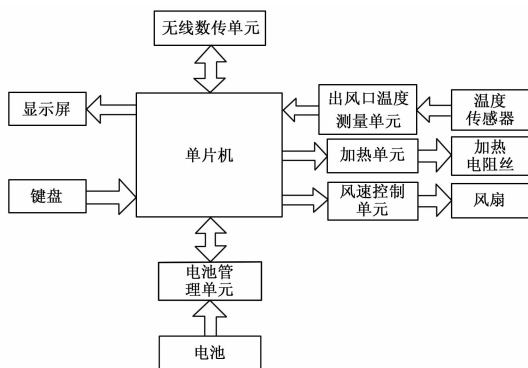


图 5 加热模块组成图

### 4 软件设计

软件系统基于 Visual Basic 实现, 采用图形化界面设计, 分为温度采集端和加热端两部分, 主要实现系统设置、人机交互、实时温度信息采集、无线数据互传、加热控制和检测判断等功能。温度采集端软件实时显示各通道热电偶温度、冷端温度、出风口温度和热电偶温度变化情况。进行热电偶检测时, 温度采集模块和加热模块配合使用, 选定测点进行加热, 观察选定测点温度变化情况, 软件根据预先设置的检测判据给出检测结论。测试人员手持加热模块对待测热电偶进行加热, 加热端软件根据设定的出风口温度上限控制加热

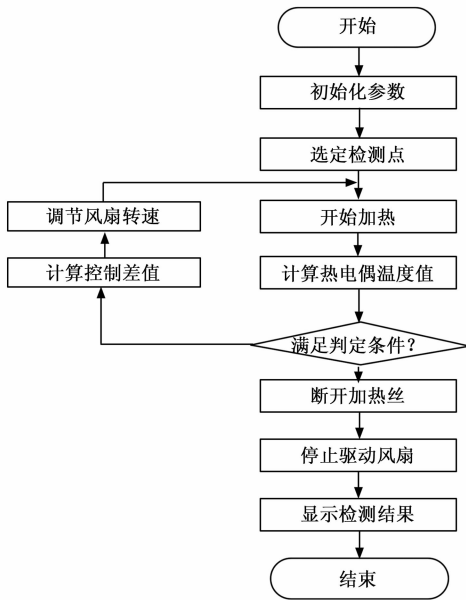


图 6 软件流程图

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)

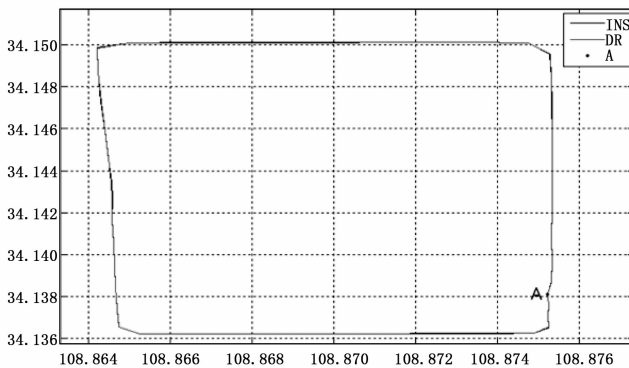


图 6 跑车试验轨迹

### 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.