

# 某机载特种设备舱高可靠温度控制系统设计

闫新峰, 金文, 耿健, 王伟伟, 苏伟

(北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076)

**摘要:** 某机载特种设备悬挂于飞机外部, 舱内精密仪器对温度敏感, 需要工作在  $10\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内; 研究设计了一种适用于某机载特种设备舱的高可靠温度控制系统, 系统采用纯硬件电路控制加温通路, 通过软件上报温控系统工作状态; 为了提高系统可靠性, 采取了分区独立控制设计、温度传感器和电加温元件冗余设计、温度控制电路三判二设计等多种措施; 测试和试验结果表明, 温度采集精度优于  $0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 加温通路接通的精度优于  $0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 加温通路断开的精度优于  $0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 温控系统可以将舱内温度稳定控制在  $10\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内。

**关键词:** 温度控制; 高可靠; 机载设备; 电压比较

## Design of High Reliable Temperature Control System for an Airborne Special Equipment Cabin

Yan Xinfeng, Jin Wen, Geng Jian, Wang Weiwei, Su Wei

(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

**Abstract:** An airborne special equipment is hung outside the aircraft, and the precision instrument inside the cabin is sensitive to temperature. It needs to work at the temperature range of  $10\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$ . A high reliable temperature control system is designed for an airborne special equipment cabin. The system uses pure hardware circuit to control the heating path, and reports the working state of the temperature control system through software. In order to improve the reliability of the system, several measures are taken, such as the design of independent control in different areas, the redundant design of temperature sensor and electric heating element, and the design of three judge two of temperature control circuit. The test results show that the accuracy of temperature acquisition is better than  $0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ , the accuracy of heating channel connection is better than  $0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ , the accuracy of heating channel disconnection is better than  $0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ , and the temperature control system can stably control the cabin temperature within the range of  $10\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

**Keywords:** temperature control; high reliability; airborne equipment; voltage comparison

## 0 引言

某机载特种设备悬挂于飞机外部, 在飞机飞行过程中需长时间暴露在高空寒冷环境中, 舱内设备为对温度敏感的精密仪器, 若舱内温度超出一定范围, 则会严重影响舱内仪器的正常工作, 因此需要研制一套高可靠的温度控制系统, 将舱内温度控制在仪器正常工作范围内。

温度控制技术有纯硬件控制和软件控制两种方式。软件控制方式采用 ARM 或 DSP 芯片作为主控芯片, 根据采集到的温度值, 通过软件控温算法, 实现对后端加温通路的控制<sup>[1-4]</sup>, 对于需要高精度温度控制的场景, 还可以采用 PID 算法调节 PWM 的占空比实现高精度温度控制<sup>[5-7]</sup>, 软件控制方式优点是控制方式灵活<sup>[8]</sup>, 可以实现高精度, 但软件易受到外界干扰导致软件跑飞、死机等造成系统工作故障。

本文设计了一种适用于某机载特种设备舱的高可靠温度控制系统, 采用纯硬件电路的温度控制方式, 电路简单可靠, 且采取了多种可靠性设计措施, 进一步提高了系统

的可靠性, 能够将舱内温度稳定控制在仪器正常工作范围内。

## 1 系统总体方案设计

温控系统由温度传感器、温度控制装置和电加温元件组成, 系统组成如图 1 所示。载机为温控系统提供直流  $100\text{ V}$  供电, 电源模块将  $100\text{ V}$  电压转换为  $5\text{ V}$  电压供设备内部供电,  $100\text{ V}$  电压作为电加温元件的加温电压, 温控控制模块通过控制固态继电器的通断实现加温通路的控制。

由于该机载特种设备舱两端存在热短路现象, 舱内空气温度分布呈现出中间高、两端低的特点, 鉴于该温度分布特点, 温控系统设计时沿舱的轴向分 3 个区域进行加热, 分别为温区 1、温区 2 和温区 3, 每个温区安装了 3 个独立的温度传感器和 12 片电加温元件。3 个温区分别由 3 个独立的温度控制模块独立控制。

温度控制装置是本温控系统的核心设备, 负责采集温度传感器反馈的温度值, 采用一定的温度控制策略对电加温元件的供电通路进行控制以及与主控系统通过 1553B 接口进行状态交互。温度传感器用于测量设备舱内的空气温度。电加温元件用于将输入的电能转化为热能对设备舱进行加温。

收稿日期: 2020-04-23; 修回日期: 2020-05-25。

作者简介: 闫新峰(1985-), 男, 北京人, 硕士, 高工, 主要从事电气系统总体设计方向的研究。

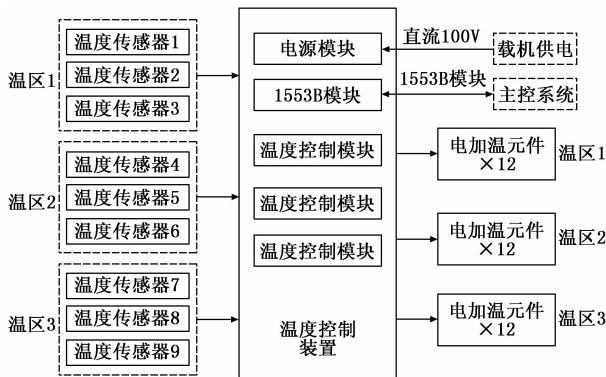


图1 系统组成框图

## 2 硬件设计

三个温区的硬件电路设计相同，以温区1的硬件电路设计为例进行介绍。硬件电路如图2所示。硬件电路由电源模块、1553B模块、电压比较电路、三判二控制电路、加热控制电路组成。

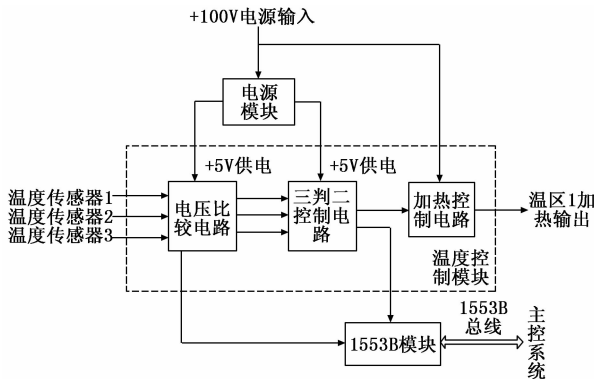


图2 硬件电路框图

### 2.1 温度传感器

温度传感器用于测量每个温区的空气温度，反馈给温度控制装置。采用热敏电阻元件 MF501，测温范围为 -55 ~ 125 ℃。热敏电阻元件四周由外壳保护，上方为开放无遮挡，外壳壁上开有一定数量的通气孔，体积小，便于安装。

### 2.2 电加热元件

电加热元件采用薄膜型聚酰亚胺电加热元件，由蚀刻电热合金铂片产生的电阻元件与聚酰亚胺绝缘膜层叠组成三明治结构，具有加热速度快、使用寿命长、厚度薄、重量轻等特点，电加热元件通过硅橡胶粘接于温控支架外测，实现舱内空气温度控制。

### 2.3 电源模块

电源模块将输入的直流 100 V 电压转换为 5 V 电压，同时实现对输入电源的隔离和滤波，电源模块电路如图3所示。选用 EMI 和 DC/DC 电压输入范围为 80~120 V，为隔离 DC/DC，能够满足 100 V 供电正负端与设备内部二次电源的地线隔离的要求。

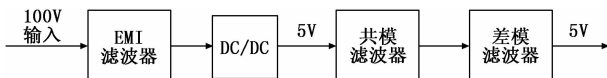


图3 电源模块电路框图

电源模块输入前端为了防止输入端电压正负接反，同时保护输入端电源，在 EMI 滤波器输入正端串联了一对并联的整流二极管 V1 和 V2。同时在 EMI 滤波器的输入端并联了 1 个瞬态抑制二极管 V3，防止输入端电压中高脉冲电压对其他元器件的损坏，输入前端电路如图4所示。

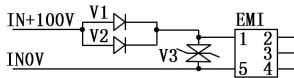


图4 输入前端电路

### 2.4 1553B 模块

1553B 模块采用 TI 的 DSP TMS320F2812 作为核心控制芯片<sup>[9]</sup>，控制 1553B 协议芯片 B61580 实现 RT 功能，与主控系统进行通信，同时实现对电压的采集功能，电路框图如图5所示。其中 CPLD 完成 B61580 和 DSP 之间的电平转换、逻辑控制功能，通过中断的方式通知 DSP 对 1553B 消息进行处理。使用 DSP 自带的 12 位 ADC 实现对 5V 电压、温度传感器分压以及加热控制电压的采集，为了避免采集电路对温控电路的影响，温度传感器分压以及加热控制电压需要经过射随器阻抗变换后进入 DSP 的 ADC 采集模块进行采集。

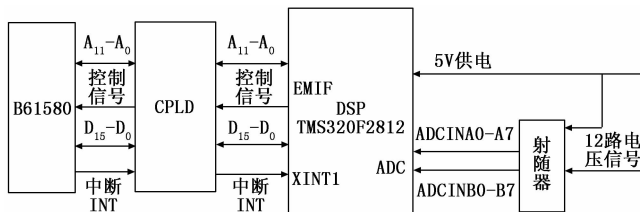


图5 1553B 模块原理框图

### 2.5 电压比较电路

电压比较电路由测温电路和电压比较器组成。测温电路由电阻组成分压电路。温度传感器的输出作为控温阈值，测温电路的输出接到电压比较器的输入端，当环境温度较低时，比较器输入低于设定的控温阈值下限，比较器输出高电平，当环境温度较高时，比较器输入高于设定的控温阈值上限，比较器输出低电平。电压比较电路如图6所示。

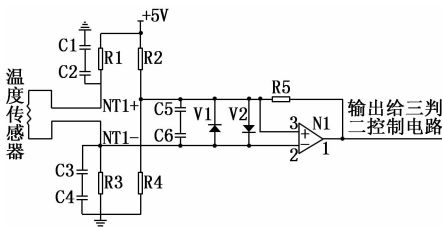


图6 电压比较电路

N1 为电压比较器，采用 NSC 公司集成运算放大器

LM158, 由一个电阻和比较器接成正反馈滞环比较器形式。输出电压反馈到输入端, 使集成运放的输出在高电平和低电位的情况下, 具有不同的门限电压。

$R_1 \sim R_4$  为基准电阻,  $R_5$  为反馈电阻, 均选用精度为 0.1% 的精密电阻。C1~C6 为滤波电容, V1 和 V2 为接口保护二极管。

温度传感器采用 MF501 型热敏电阻, 阻值随着温度的变化而变化, 温度与阻值的关系可以通过 Steinhart-Har 公式精确描述<sup>[10]</sup>。在确定控温点后, 取定  $R_2$ 、 $R_3$ 、 $R_4$  值后, 可计算得  $R_1$  和  $R_5$  的值。

本温控系统的温度控制范围为 10~30 ℃, 考虑到温度过冲的影响, 将高低温控温点分别设置为 23 ℃ 和 17 ℃, 通过计算, 23 ℃ 和 17 ℃ 时热敏电阻对应的阻值分别为 5.494 5 kΩ 和 7.281 6 kΩ。电路中桥臂电阻  $R_2$ 、 $R_4$  选用精密 10 K 电阻,  $R_3$  选用精密 8 K 电阻,  $R_1$  选用精密电阻 1.8 K, 反馈电阻  $R_5$  选用精密 82 K 电阻。

当比较器输出高时 (升温过程), 正、负端电压分别为:

$$V_+ = \frac{5 \times R_5 + R_2 \times V}{R_2 \times R_4 + R_2 \times R_5 + R_4 \times R_5} \times R_4 \quad (1)$$

$$V_- = \frac{5}{R_1 + R_4 + R_5} \times R_3 \quad (2)$$

当比较器输出为低时 (降温过程), 正、负端电压:

$$V_+ = \frac{5}{\frac{R_4 \times R_5}{R_4 + R_5} + R_2} \times \frac{R_4 \times R_5}{R_4 + R_5} \quad (3)$$

$$V_- = \frac{5}{R_1 + R_2 + R_3} \times R_3 \quad (4)$$

式中,  $V$  为比较器 LM158 输出电压, 约 3.5 V。

通过式 (1)~(4) 可算出, 温度传感器阻值为 5.494 5 kΩ, 即温度为 23 ℃ 时 (升温过程), 比较器正端电压为 2.557 5 V, 负端电压为 2.615 3 V, 正端电压低于负端, 比较器输出为低, 加热控制电路输出关信号 (23 ℃ 时); 温度传感器阻值为 7.281 6 kΩ, 即温度为 17 ℃ 时 (降温过程), 比较器正端电压为 2.356 3 V, 负端电压为 2.341 7 V, 比较器输出为高, 加热控制电路输出开信号 (17 ℃ 时)。即温度控温点为 17 ℃ 和 23 ℃。

## 2.6 三判二控制电路

三判二控制电路主要实现 3 选 2 控制功能, 电路原理图如图 7 所示。电路选用四二输入或门 54HC32, 四二输入与门 54HC08, 以及三极管 3DK2222AUB (取反, 起非门作用)。

由图 7 可知:

$$Y = \overline{(A \cdot B) \oplus (A \cdot C) \oplus (B \cdot C)} = AB \oplus AC \oplus BC \quad (5)$$

由式 (5) 可知, 三路比较器输出中, 任意两路达到加热要求, 三判二控制电路输出低电平, 控制后端的加热控制电路接通, 电加温元件加热; 任意两路达到停止加热要求, 三判二控制电路输出高电平, 控制后端的加热控制电

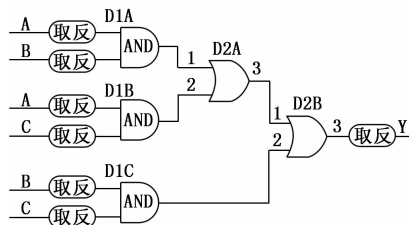


图 7 三判二控制电路

路关断, 电加温元件停止加热。

## 2.7 加热控制电路

加热控制电路如图 8 所示, 加热通路的开关控制由固体继电器实现。固体继电器是具有隔离功能的电子开关, 是由半导体器件和无源元件组成, 利用光电子和微电子技术实现控制电路 (输入端) 与负载电路 (输出端) 之间的电耦合和电隔离, 无任何可动部件。固体继电器除具有与电磁继电器一样的功能外, 还具有与逻辑电路兼容、开关速度快、输出接通电阻稳定、抗干扰能力强、对外界干扰小、寿命长 (一般可达  $10^8 \sim 10^{12}$  次, 电磁继电器一般为几十万次)、工作可靠性高等突出的特点。本设计中, 固态继电器选用 JG-42MB, 输出电流 20 A, 电压 300 V, 具有变压器隔离, 耐过压及欠电压浪涌功能。

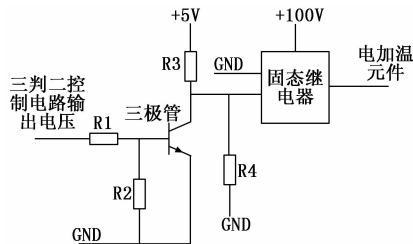


图 8 加热控制电路

通过控制三极管的通断来控制固态继电器, 从而控制电加温元件 100 V 电压的通断。当三判二控制电路输出电压为高电平时, 三极管输出低电平, 固态继电器关断, 电加温元件的 100 V 电压断开, 停止加热; 当三判二控制电路输出电压为低电平时, 三极管输出高电平, 固态继电器接通, 电加温元件的 100 V 电压接通, 开始加热。

## 3 软件设计

软件总体流程如图 9 所示。系统上电后首先进行初始化, 初始化内容包括时钟、ADC 采集、中断向量、Flash、DSP 外设、外部总线、1553B 总线、定时器、外部中断和看门狗等。初始化完成后判断 RT 模式标志位是否为 1, 如果为 1, 则根据 RT 命令字分别进行自检、时间同步和时间同步地址重置, 其中自检主要判断温度是否在 10~30 ℃ 范围内, 每隔 500 ms 将自检结果写入到发送子地址, 判断自检结果被取走后, 将自检结果初始化为 0xFFFF。如果 RT 模式标志位不为 1, 则检查是否有中断, 首先检查看门狗是否到时, 如果到时则喂狗, 然后检查 500 ms 定时是否到时, 如果到时则执行自检函数, 最后检查 400 ms 定时是

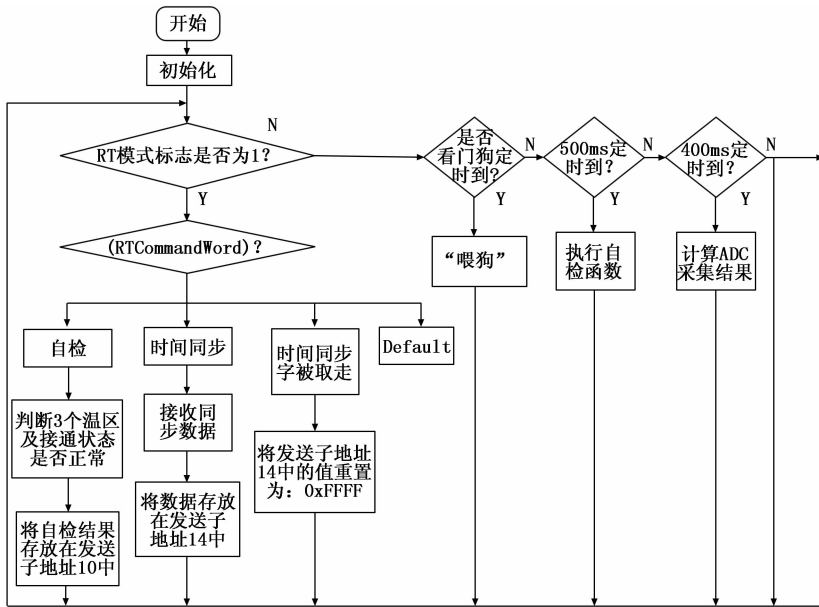


图 9 软件总体流程图

否到时，如果到时，则计算 ADC 采集结果。

### 4 可靠性设计

该机载特种设备舱内的温度对舱内设备的正常工作影响很大，且在空中长时间挂飞飞行，因此对温度控制系统的可靠性要求很高，温度控制系统进行了可靠性设计，采取的可靠性措施主要有：

- 1) 温度控制方案采用纯硬件电路控制的方案，避免了软件设计方案中存在的软件跑飞、死机等造成系统工作故障；
- 2) 温度分区独立控制设计。根据该机载特种设备舱内温度分布不均的特点，温控系统设计时沿舱的轴向分 3 个温区独立加热，3 个温区分别由 3 个独立的温度控制模块独立控制；
- 3) 温度传感器冗余设计。在每个温区安装了 3 个独立的温度传感器，分别采集不同位置的舱内温度，用于温度的判断；
- 4) 电加热元件冗余设计。在每个温区安装了 12 片电加热元件，即使有个别电加热元件出现故障，也不影响正常加热；
- 5) 温度控制电路三判二设计。对每个温区的 3 路温度控制信号进行三判二处理后，再控制后端加热通路的通断，由此提高温度控制通路的可靠性；
- 6) 与机载主控系统的通讯采用 1553B 总线，为 A、B 总线双冗余设计，具有很高的可靠性。

### 5 试验验证与分析

#### 5.1 温度采集精度试验验证与分析

本系统中使用的热敏电阻元件 MF501 电阻阻值与温度的换算公式为：

$$t = 2c / [\sqrt{b^2 - 4c(a - \ln R)} - b] - 273.15 \quad (6)$$

式中， $t$  为摄氏温度 ( $^{\circ}\text{C}$ )； $R$  为热敏电阻的阻值 ( $\Omega$ )； $a$ 、 $b$ 、 $c$  为常数，分别为： $a = -6.01188$ ； $b = 4622.53337$ ； $c = -86421.72414$ 。

使用专用检测设备模拟  $-40 \sim 60^{\circ}\text{C}$  范围内的热敏电阻的阻值，从  $-40 \sim 60^{\circ}\text{C}$  间隔  $1^{\circ}\text{C}$  递增，记录温度采集值，经过测试，温度采集值与设定值相比误差最大不超过  $\pm 0.4^{\circ}\text{C}$ ，表明温控系统的温度采集精度优于  $0.4^{\circ}\text{C}$ 。

#### 5.2 温度控制精度试验验证与分析

本温控系统的高低温控温点分别为  $23^{\circ}\text{C}$  和  $17^{\circ}\text{C}$ ，即温度低于  $17^{\circ}\text{C}$  时，温控通路接通，温度高于  $23^{\circ}\text{C}$  时，温控通路断开。使用专用检测设备模拟热敏电阻的阻值，从  $-40 \sim 60^{\circ}\text{C}$  间隔  $0.1^{\circ}\text{C}$  递增，记录温控通路接通和断开的温度值，再从  $60 \sim -40^{\circ}\text{C}$  间隔  $0.1^{\circ}\text{C}$  递减，记录温控通路接通和断开的温度值，经过多次测试，温控通路接通的精度优于  $0.4^{\circ}\text{C}$ ，温控通路断开的精度优于  $0.2^{\circ}\text{C}$ 。

#### 5.3 试验曲线

某次试验的实测温度曲线如图 10 所示，舱内初始温度为  $24^{\circ}\text{C}$  左右，舱外温度为  $-55^{\circ}\text{C}$ ，试验时间为  $12500\text{ s}$ ，由图可以看出，温控系统可以在长时间内将舱内温度稳定控制在  $10 \sim 30^{\circ}\text{C}$  范围内。

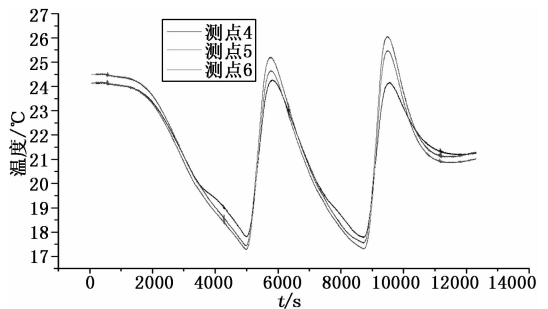


图 10 某次试验温度曲线

### 6 结束语

本文介绍了一种适用于某机载特种设备舱的高可靠温度控制系统的设计，介绍了系统总体方案以及硬件和软件设计。采用纯硬件电路控制方案、分区独立控制设计、冗余设计、温度控制电路三判二设计等多种措施，提高了系统的可靠性。测试和试验结果表明，温度采集精度优于  $0.4^{\circ}\text{C}$ ，温控通路接通的精度优于  $0.4^{\circ}\text{C}$ ，温控通路断开的精度优于  $0.2^{\circ}\text{C}$ ，温控系统可以将舱内温度长时间稳定控制在  $10^{\circ}\text{C} \sim 30^{\circ}\text{C}$  范围内。

#### 参考文献：

[1] 李曼, 庞博, 金雁. 大功率激光器温度控制系统设计[J]. 无线电工程, 2018, 48(4): 283-287.  
 [2] 何启欣, 刘慧芳, 李彬, 等. 多通道半导体激光器温控系统[J]. 光学学报, 2017, 37(11): 1-8.