

# 航天相机用基于 1553B 总线高精度温度控制系统

张 鹏, 常 霞

(北京空间技术研究所, 北京 100094)

**摘要:** 文章介绍了一种航天相机用基于 1553B 总线的测温控温系统的设计, 测温部分通过电阻分压的方式采集热敏电阻的电压值进而计算出热敏电阻的阻值, 从而得出热敏电阻的温度, 控温部分通过 PID 控制方法驱动加热片进行温度补偿, 达到目标温度值; 文中介绍了系统的原理及电路实现、软件流程, 对测温过程中产生的误差源进行了分析并提出修正方案; 最后给出实测数据得出结论, 该系统测温精度优于  $0.1^{\circ}\text{C}$ , 控温精度优于  $0.3^{\circ}\text{C}$ 。

**关键词:** 温度控制; 1553B; 航天相机; PID; 曲线拟合

## Space Camera Use High Precision Temperature Control System Based on 1553B Bus

Zhang Peng, Chang Xia

(Beijing Space Mechanical & Electronic Instrument, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** This paper introduces the design of temperature measuring and controlling system based on 1553B bus which use for space camera. The circuit measure the resistance of thermistor through resistance divider, temperature compensation part use the PID control method. This paper introduce the principle of the system, the realization of the circuit and software flow first, then analyses the temperature measurement's error source and the method to correction, finally list the experimental data and came to the conclusion that the temperature measurement accuracy is better than  $0.1^{\circ}\text{C}$ , the temperature control accuracy is better than  $0.3^{\circ}\text{C}$ .

**Keywords:** temperature control; 1553B; space camera; PID; curve fitting

## 0 引言

现在空间相机的分辨率越来越高, 这使得相机焦距长, 镜头口径大, 由于热胀冷缩的作用以及各种材料的热膨胀系数不同, 环境温度的变化或相机结构温度的不均匀会导致光学元件及结构件相对位置改变从而影响成像质量。这就需要对相机进行主动温度补偿使相机工作在合适的温度下, 以及保证良好的温度均匀性, 以保证良好的成像质量<sup>[1]</sup>。

为了达到预定的温控效果需要通过传感器采集相应点的温度值并根据设定温度进行温度补偿。目前国内航天相机上主要采用热敏电阻作为测温元件<sup>[2]</sup>。1553B 总线是由于它的高可靠性和灵活性, 使其在航空航天以及军事工业中得到了广泛的应用。本系统以某型号卫星相机负载为背景研制, 通过 1553B 总线接收卫星平台发送控温指令完成温度控制, 并将温度遥测发送至卫星平台, 完成空间相机的测温控温功能。

## 1 系统设计及原理

系统主要分为测温部分与控温部分。通过测温电路采集热敏电阻处的温度值, 将该温度值通过 1553B 总线以及卫星测控系统返回地面。同时可根据地面设定的温度值通过一定的控制算法驱动加热片进行温度补偿指定区域稳定在设计温度。系统框图如图 1 所示。

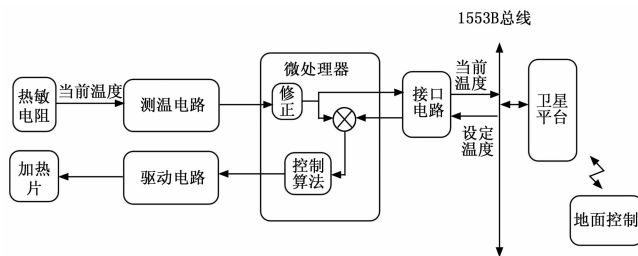


图 1 空间相机测温控温系统框图

### 1.1 测温原理

热敏电阻的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>[3]</sup>。测温电路通过精密的基准电压源和分压电路将热敏电阻的阻值转换成电压值; 再使用 AD 转换芯片对电压进行量化, 微处理器读取 AD 转换芯片的量化值, 根据量化值——电阻对应关系及电阻——温度关系计算出热敏电阻的温度值, 测温原理如图 2 所示。

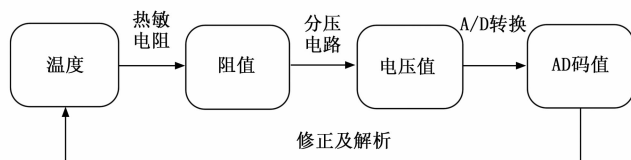


图 2 测温原理

收稿日期: 2017-03-27; 修回日期: 2017-04-28。

**作者简介:** 张 鹏(1985-), 男, 河北邯郸人, 工程师, 主要从事空间相机电子学方向的研究。

## 1.2 控温原理

控温原理：将加热片或半导体制冷器固定在需要温度补偿的位置，对其施加方波电压的使加热片发热（半导体制冷器制冷）进行温度补偿，通过控制方波的占空比控制加热片的加热量（制冷量）。

## 2 电路实现

电路模块图如图 3 所示。

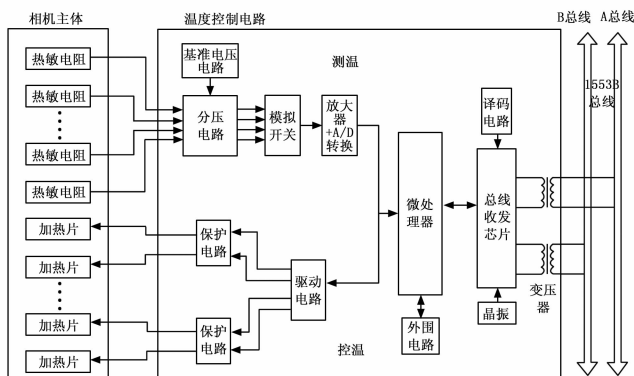


图 3 硬件电路模块图

### 2.1 分压电路：

精密电压源产生一个高精度的稳定的电压。 $R_1$  选用精密电阻，由于热敏电阻  $R_3$  安装于被测物体表面，离测量电路较远导线容易受到其他信号串扰，使用电容  $C_1$  滤波， $R_2$  为信号匹配电阻。通过分压电路将热敏电阻的阻值转变为电压值，分压电路如图 4 所示。

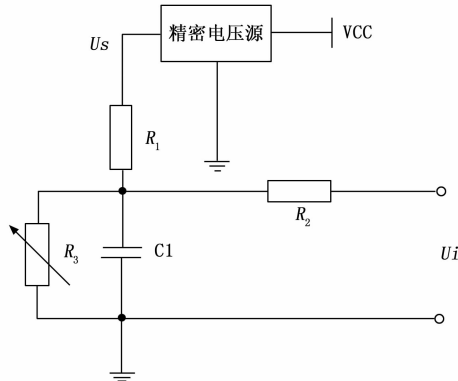


图 4 分压电路

### 2.2 放大器+AD 转换电路

电路中放大器将放大倍数设置为 1，作为信号调理使用。由于放大器的输入阻抗为百兆欧级别，所以计算是可忽略  $R_2$  信号匹配电阻（33 欧），及模拟开关选通电阻（2 k 欧）的分压作用。

AD 转换电路将转换后的电压值量化为码值，由微处理器读取转换后的码值进行换算后解析为温度值。受限于航天器件等级和成本的制约，选用 12 位量化的 AD 转换器件。

### 2.3 温控驱动及保护电路：

控温驱动电路使用锁存器锁存微处理器的数据线信号作为控制信号控制光耦器件的前端，光耦器件的后端连接加热片与加热电源。由于产品运输、卫星发射过程中的振动等因素加热

片存在短路的故障模式（卫星上的金属结构最终会与电源地连接）<sup>[4]</sup>，所以每一个加热回路都使用熔断器做短路保护，为了提高可靠性加热片使用如下图所示的非平衡并联的方式，选择合适的电阻  $R_1$  使正常情况下 95% 的电流通过熔断器  $F_1$ ，当熔断器  $F_1$  失效后， $F_2$  可继续工作。

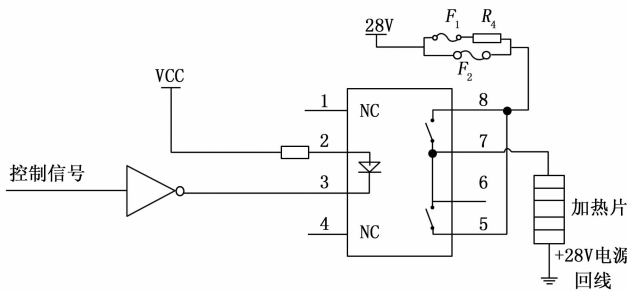


图 5 控温驱动电路

### 2.4 1553B 接口电路

相机属于卫星的载荷，为 1553B 总线上的一个节点，配置为远程终端（RT）使用。它接收卫星（BC）发出的指令并向卫星返回遥测数据，为了提高可靠性使用 A、B 两条总线互为热备份使用。总线收发芯片与微处理器之间的接口信号有数据信号，地址信号，控制信号，握手信号，中断信号。该总线接收芯片具备多种工作模式，本设计中将其配置为 16 位缓存模式。总线收发芯片操作速度较慢，且和微处理器之间为异步时钟系统，所以将 ZERO—WAIT 管脚置为逻辑“1”，使能 READY 信号，使用握手信号保证数据读取的正确性，但总线收发芯片的 READY 信号应与微处理器的 READY 信号配合使用。微处理器与总线收发芯片之间的通讯采用中断的方式，当总线上有消息时总线收发芯片发出中断信号，微处理器进入中断处理程序进行消息读取和处理。接口原理图如图 6 所示。

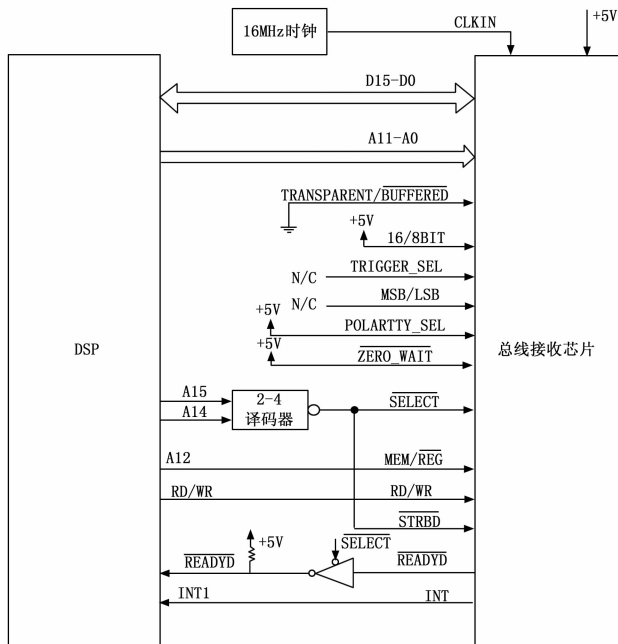


图 6 总线接收芯片与 DSP 接口原理图

### 3 测温校正及控温算法

#### 3.1 测温校正

对于航空相机来说, 在指定温度范围内测温精度达到  $\pm 0.1^\circ\text{C}$  已经能满足要求, 下面根据此指标分析各误差影响, 并对提出修正方案。根据图 2 的测温原理, 影响测温精度的误差来源有以下方面:

##### 3.1.1 热敏电阻温度—阻值关系

热敏电阻的温度—阻值关系可由 Steinhart—Har 公式精确描述, 经过对公式系数标定后精度可达  $0.01^\circ\text{C}$ , 对于  $\pm 0.1^\circ\text{C}$  的要求余量较大, 所以忽略此项误差。

##### 3.1.2 电路误差

热敏电阻经分压电路分压后输出电压  $U_i$  进入模拟开关后进入放大器, 放大器做信号调理后进入 AD 转换器件, 根据上文分析, 模拟开关和放大器对于电路转换关系并无影响。根据分压电路图 3 以及 AD 转换原理得出:

$$\frac{U_i}{U_s} = \frac{R_3}{R_1 + R_3} = \frac{C}{4096} \quad (1)$$

由式 (1) 得:

$$R_3 = \frac{R_1 \times C}{4096 - C} \quad (2)$$

式中,  $R_3$  为热敏电阻阻值,  $\Omega$ ;  $U_i$  为热敏电阻经分压电路分压后的输出电压, V;  $R_1$  为 10 K 欧的精密电阻,  $\Omega$ ;  $U_s$  为分压电路基准电压源, V;  $C$  为 AD 转换后的码值;

根据式 (2), 热敏电阻阻值  $R_3$  与  $R_1$  及  $C$  有关, 对于热敏电阻  $R_3$ , 以某型号使用的负温度系数热敏电阻 MF61 为例, 根据 Steinhart—Har 公式计算出  $20^\circ\text{C}$  时  $R_3(20) = 4\ 800.8\ \Omega$ ,  $C(20) = 1\ 328$ ,  $20.1^\circ\text{C}$  时  $R_3(20.1) = 4\ 781.5\ \Omega$ ,  $C(20.1) = 1\ 325$ ,  $19.9^\circ\text{C}$  时  $R_3(19.9) = 4\ 820.3\ \Omega$ ,  $C(19.9) = 1\ 332$ , 阻值变化  $R_3(19.9) - R_3(20.1) = 38.8\ \Omega$ , 变化率为, 码值变换  $C(19.9) - C(20.1) = 7$ 。  $R_1$  选用精密电阻, 阻值偏差  $\pm 0.05\%$ , 温度特性为  $\pm 10 \times 10^{-6}/\text{K}$ , 相对热敏电阻在  $\pm 0.1^\circ\text{C}$  测温精度影响较小。影响码值  $C$  的因素较多, 有元器件的误差影响, 包括模拟开关、放大器的漏电流引起的分压关系误差, 放大器放大倍数误差、零偏误差, AD 转换器的量化误差、非线性误差、零偏误差; 以及电路布局布线干扰的影响等。这些误差中有些项目可对精度造成较大影响, 如 AD 转换器的零偏误差可达到  $\pm 4$  个码值已超出  $\pm 0.1^\circ\text{C}$  引起的码值变化。

#### 3.2 校正方法

航天产品对于其它产品有其特殊性, 如产品批量少、对产品体积重量敏感、要求产品可靠性高、由于国外禁运以及器件等级要求等因素有些器件不可选用。根据以上特点, 误差的校正通过使用精密电阻源标定后拟合曲线, 以及多次采集取平均的方法。具体为: 使用精密电阻箱模拟热敏电阻接入测温电路, 精密电阻箱的精度可达  $0.02\%$  可满足精度要求, 使用精密电阻箱模拟出测温范围内的一系列温度点的阻值 (步长越短拟合的曲线越精确, 一般根据测温范围取  $1^\circ\text{C}$  或  $2^\circ\text{C}$ ), 记录各个阻值对应的码值, 根据阻值和码值的对应关系拟合曲线, 最终程序中使用拟合的曲线关系推算出热敏电阻的阻值。同时为了减少随机误差, 对一路热敏电阻采用多次读数, 去掉最大值最小值, 并取平均后的码值作为最终使用的码值。该方法优点

为不额外增加电路规模, 而且可对整个电路各个环节的误差进行修正, 缺点是会额外增加标定的工作量, 但由于产品数量少所以选用该方法。

#### 3.3 控温算法

控温的过程是闭环控制的过程, 设计中采用开关控制和 PID 控制相结合的方法进行控温。开关控制模式是简单的开关方式, 当实际温度与所设温度相差较大时采用开关控制, 可使控温点迅速达到设定温度点附近, 但是由于开关控制方式的局限性和加热器的惯性, 在目标温度值附近常有 overshoot, 控温的稳定性差。因此当控温点到达设定温度点附近时采用位置式 PID 算法进行控制。位置式 PID 控制算法等效控制传递函数如图 7 所示<sup>[5]</sup>。

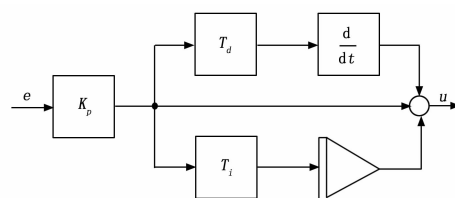


图 7 控温 PID 等效传递函数

图 7 的传递函数为:

$$\frac{u}{e}(s) = H(s) = K_p(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s) \quad (4)$$

在时域的传递函数表达式:

$$u(t) = K_p(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\sigma) d\sigma + T_d \frac{de(t)}{dt}) \quad (5)$$

对上式中的微分和积分进行近似:

$$\begin{aligned} \int_0^t e(\sigma) d\sigma &\approx T \sum_{k=0}^N e(k) \\ \frac{de(t)}{dt} &\approx \frac{e(N) - e(N-1)}{T} \\ t &= NT \end{aligned} \quad (6)$$

式中,  $N$  是离散点的个数。

于是传递函数可以简化为:

$$u(N) = K_p e(N) + K_i \sum_{i=0}^N e(k) + K_d (e(N) - e(N-1)) \quad (7)$$

其中:

$$K_i = \frac{K_p T}{T_i} \quad K_d = \frac{K_p T_d}{T} \quad (8)$$

式中,  $u(N)$  为第  $k$  个采样时刻的控制;  $K_p$  为比例放大系数;  $K_i$  为积分放大系数;  $K_d$  为微分放大系数;  $T$  为采样周期。

采样周期根据处理器的能力、器件响应速度以及被控对象所处环境温度变换速率、热敏电阻响应时间等综合因素选择, 一般设置为秒级。PID 参数根据工程经验初步选定数值后根据测试结果微调。使用上述方法可将温度控制在  $0.3^\circ\text{C}$  以内。

### 4 软件设计

软件通过 1553B 总线接收卫星平台发送的各种数据和指令, 经解析后进行相应的处理; 采集软件运行过程中产生的遥测量、温度数据和控温回路加热状态等遥测数据并打包, 存入

1553B 总线接口芯片指定的数据区等待上传给卫星平台。软件进行的所有动作都是受卫星平台的指令的调度，因此，软件采用主程序循环执行和中断响应并发的 workflows。

软件定义了 2 个中断源：接收 1553B 总线数据和指令的中断用外中断 0，采集温度值及计算控温回路加热量用定时器 0 中断。

#### 4.1 软件模块

该系统的软件主要包括主程序、MIL—STD—1553B 通讯中断程序和测温控温程序。测温控温程序使用定时器实现，系统的功能模块使用中断方式实现，软件的功能模块如图 8 示。

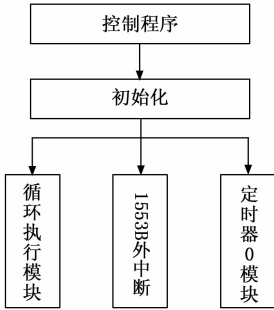


图 8 软件模块图

#### 4.2 软件流程

电路上电后 CPU 先延时 50 ms 等待各外围芯片状态稳定，再对自身状态、外 RAM、定时器自检，将结果存入遥测包中返回卫星平台，接着对各模块进行初始化，最后进入循环执行模块，主要功能为更新遥测区以及喂狗。

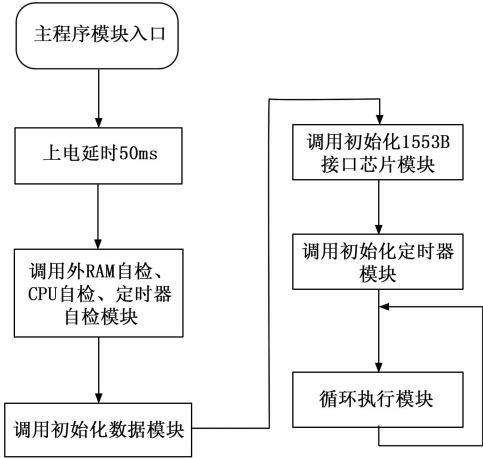


图 9 软件流程图

#### 4.3 软件安全设计

由于空间遥感相机的不可维修性，软件设计时考虑了热敏电阻的失效故障模式。为了避免测量温度值异常导致加热片输出异常，设置如下措施：

- 1) 在软件中设置测量温度上下限，如果测量的温度超出该限值则认为该测温回路异常，返回异常状态遥测，同时不再控制该测温回路对应的控温回路。
- 2) 更改热敏电阻与加热回路的对应关系，组成任意的闭环回路。

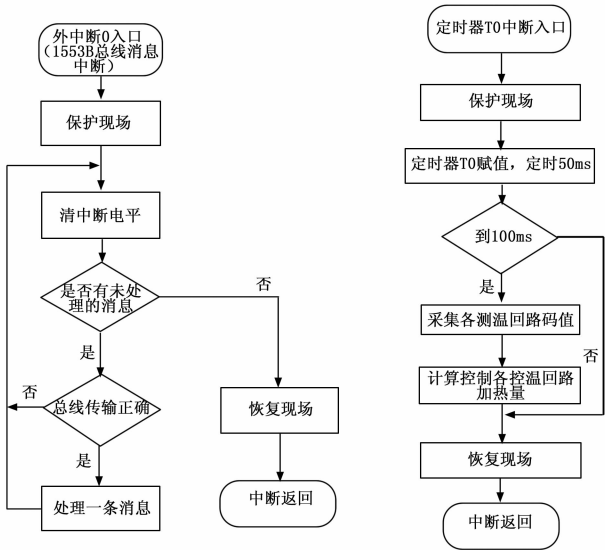


图 10 1553B 总线消息中断处理与定时器中断处理流程图

3) 设置各加热回路强制加热或不加热的开环指令。

### 5 试验数据

#### 5.1 测温验证

以下为某型号的测试数据：  
某热敏电阻阻值与温度关系为：

$$T = \frac{2A_2}{-A_1 + \sqrt{A_1^2 - 4A_2(A_0 - \ln R)}}$$

(9)

式中， $T$  为 K，开尔文； $R$  为  $\Omega$ ，欧姆。

表 1 热敏电阻值—温度公式系数表

A0	A1	A2
−4.62560	4208.50274	−109210.55715

通过上述公式计算出 10℃~30℃ 热敏电阻对应的阻值：

表 2 热敏电阻温度—阻值表

摄氏温度(℃)	电阻值(Ω)	摄氏温度(℃)	电阻值(Ω)
10	7153.7	20	4720.7
12	6569.4	22	4357.3
14	6039.2	24	4025.7
16	5557.6	26	3722.9
18	5119.5	28	3446.0

使用精密电阻箱设置上表中的阻值，记录转换后的码值：

表 3 精密电阻箱标定数据表

摄氏温度(℃)	电阻值(Ω)	AD 码值
10	7153.7	6a5
12	6569.4	652
14	6039.2	600
16	5557.6	5b1
18	5119.5	564
20	4720.7	51c
22	4357.3	4d5
24	4025.7	491
26	3722.9	452
28	3446.0	413

根据上表数据拟合多项式：

$$R=a6\times D^6+a5\times D^5+a4\times D^4+a3\times D^3+a2\times D^2+a1\times D+a0\tag{10}$$

表 4 拟合公式系数表						
a6	a5	a4	a3	a2	a1	a0
3.8933 e-014	-3.1749 e-010	1.0740 e-006	-1.9283 e-003	1.9393 e+000	-1.0321 e+003	2.2894 e+005

由式（9）和式（10）即可通过码值计算出温度值。  
试验验证：  
使用电阻箱作为标准源设置一些温度对应的阻值，试验结果如下：

表 5 验证数据表					
摄氏温度 (℃)	电阻箱电 阻值(Ω)	AD 码值	计算阻值 (Ω)	计算摄氏 温度(℃)	温度误差 (℃)
15	5792.6	5d8	5793.0	14.988	0.012
17	5333.4	58b	5336.9	16.974	0.026
19	5119.5	53f	4911.7	19.009	-0.009
21	4534.8	4f8	4536.2	20.982	0.018
23	4187.7	4b3	4188.6	22.985	0.015
25	3870.9	471	3869.7	24.998	0.002

由表 5 可知使用该方法区域内测温精度很高，优于 0.1℃。

5.2 控温验证

图 11 为两路控温回路从室温分别控制到+3℃和 42℃的温度曲线，温度的稳定度优于 0.3℃。

6 结论

本文介绍了一种航天相机用基于 1553B 总线的测温控温

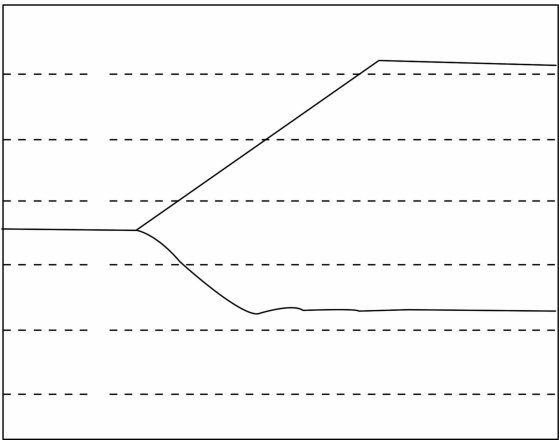


图 11 控温曲线

系统的设计，介绍了该系统的原理及电路实现、软件流程，对测温过程中产生的误差源进行了分析并提出修正方案。最后给出实测数据得出结论，该系统测温精度优于 0.1℃，控温精度优于 0.3℃。

参考文献：

[1] 杨 飞，明 名，王富国，等. 温度变化对 123 m 望远镜光机系统的影响 [J]. 光子学报，2012，41（1）：26-29.  
[2] 张家迅，王 虹，孙家林. 热敏电阻在航天器上的应用分析 [J]. 中国空间科学技术，2004，6：54-59.  
[3] 李 波，陈光华，徐 行，等. 基于热敏电阻的多通道高精度温度测量系统 [J]. 仪表技术与传感器，2008，5：87-88.  
[4] 闵桂荣，郭 舜. 航天器热控设计（第二版）[M]. 北京：科学出版社，1998.  
[5] 胡寿松. 自动控制原理（第五版）[M]. 北京：科学出版社，2007.

（上接第 114 页）

燃油流量增加；低压转子转速下降；推力受多重因素的影响，推力值变化趋势较为复杂。

参考文献：

[1] 姚 华. 航空发动机全权限数字电子控制系统 [M]. 北京：航空工业出版社，2014.  
[2] Hanz, Richter 著，覃道亮译. 涡扇发动机先进控制 [M]. 北京：国防工业出版社，2013.  
[3] Liang J X. Constrained nonlinear optimal jet engine accelerating control [J]. AIAA, 88-3178.  
[4] Wiseman M W, Guo T H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines [A]. American Control Conference [C]. Proceedings of the 2001, IEEE, 2001, 5: 3706-3707.  
[5] Guo T H. A Roadmap for aircraft engine life extending control [A]. American Control Conference [C]. Proceedings of the 2001, IEEE, 2001, 5: 3702-3705.  
[6] Kong X X, Wang X, Tian D L, et al. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26（5）: 1106-1113.  
[7] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN—a program for calculating

Steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines [Z]. NASA-TND-7901, 1975.  
[8] Tian J H, Qiao W Y, Peng S H. Numerical calculation of dynamic performance of low-bypass ratio turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28（9）: 1989-1996.  
[9] Jiankang W. Research on model-based optimal control for aero-engines [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.  
[10] Cai K L, Xie S S, Hu J H, et al. Semi-physical simulation experiment system of fuel integration control system for turbofan engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28（4）: 422-427.  
[11] Duyar A, Litt J. A simplified dynamic model of the T700Turbo shaft engine [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1992（2）: 1-20.  
[12] Qian D F. Research on component-level modeling technology for high bypass ratio civil turbofan engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.  
[13] Gou X Z, Zhou W X, Huang J Q. Component-level modelling technology for variable cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28（1）: 104-111.