



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200910066594.5

[43] 公开日 2009 年 8 月 5 日

[11] 公开号 CN 101498937A

[22] 申请日 2009.3.4

[21] 申请号 200910066594.5

[71] 申请人 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路 16 号

[72] 发明人 胡君 徐抒岩 王栋 曹小涛
吴伟平

[74] 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务所
代理人 赵炳仁

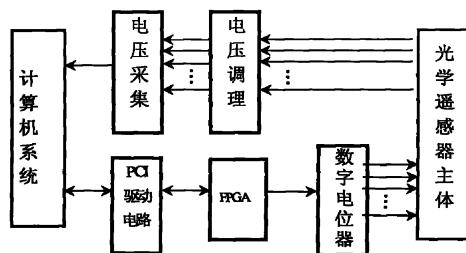
权利要求书 2 页 说明书 9 页 附图 1 页

[54] 发明名称

航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法

[57] 摘要

本发明涉及一种航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法，由电压调理电路、模数转换电路、计算机 PCI 总线驱动电路、FPGA、数字电位器综合转换处理电路和微型计算机组成的测试系统连接在被测的光学遥感器主动热控电路上，构建了光学遥感器主动热控电路闭环仿真测试系统，实现仿真测试目的。首先采集控制电路的加热信息，判定其正确性，然后按照事先构建的热网络数学模型，反馈变化后的温度信息给主动热控电路，以此来仿真保持加热的效果。本测试方法能够满足光学遥感器主动热控电路长期、快速、便捷、明晰的检测及监测需要。



1. 一种航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法，其特征在于：将由电压调理电路、模数转换电路、计算机 PCI 总线驱动电路、FPGA、数字电位器综合转换处理电路和微型计算机组成的测试系统连接在被测的光学遥感器主动热控电路上，构建了光学遥感器主动热控电路闭环仿真测试系统，通过该系统实现对光学遥感器主动热控电路的电压输出系统、温度采集系统和控制电路的可靠性有效检测，其测试程序为：

- a. 根据航天光学遥感器主体结构的材料特性，如比热、辐射传递系数、传导系数、表面红外发射率，以及由主动热控电路中的加热电压、电流、加热运行时间、加热范围所确定的加热机制，应用傅立叶定律，确定反馈给主控制器的热网络仿真数学模型中的相关参数；
- b. 通过电压调理电路对主动热控电路的加热控制信号进行电压调理，将电压按固定比例调整到模数转换电路可接受的电压范围；
- c. 利用微型计算机通过模数转换电路，以连续采集的方法，对主动热控电路中的各路加热电压、电流以及加热工作时间进行实时地采集和记录；
- d. 根据构建的热网络数学模型，结合上次反馈温度值、加热时间和各单元的相关性，对采集到的新的加热电压、电流信息进行综合逻辑分析和检测，判定各路的电压、电流和加热时间等信息是否符合控制要求，并把所有信息和判定结果（合理的、偏差的和错误的信息）实时存储在微型计算机的存储介质中，同时显示在微型计算机的屏幕上；
- e. 针对光学遥感器各单元在成像过程中给定的合理温度目标值，依据建立的热网络仿真数学模型，通过采集的加热电压大小与采集周期，结合上次反馈给主控制器各单元的温度信息，进行综合计算，确定下次需要反馈的新温度值，同时将这些信息存储在微型计算机中，并在微型计算机的屏幕上实

时显示。通过逐次地迭代，最终逼近目标温度；

f. 根据热敏电阻 R-T 特性公式，即通过被仿真的热敏电阻温度与阻值的相关性，把要反馈的温度信息转换为电阻阻值，通过计算机 PCI 总线驱动电路传送给 FPGA 与数字电位器组成的综合转换处理电路系统中；在综合转换处理电路软件系统的控制下，通过以数字电位器为核心器件的输出电路，把多路不同的电阻阻值并行实时地反馈给航天光学遥感器主动热控电路接收系统，形成闭环仿真测试。

航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法

技术领域

本发明涉及对航天光学遥感器主动热控电路可靠性检测技术，特别是一种对航天光学遥感器主动热控系统的仿真检测方法。

背景技术

航天光学遥感器是航天飞行器有效载荷系统的核心设备，根据地面遥控指挥中心向航天光学遥感器发布命令和参数，控制光学成像系统完成对地面景物的摄像任务。光学成像系统质量的好坏直接影响光学遥感器获取图像的效果。由于航天光学遥感器工作在太空环境，昼夜间、有阳光的阳面和无阳光的阴面温差均非常大，再加上航天光学遥感器电子器件的工作时产生的热量影响，若不进行有效地热平衡控制，由于温度的大幅度急剧变化，会造成光学遥感器结构发生不同程度的畸变，影响光学成像系统的质量。

主动热控系统是航天光学遥感器不可缺少的重要组成部分，该系统采集分布在光学遥感器各个单元的热传感器温度值，根据温差控制的要求，经过综合处理、逻辑分析和计算，分别对光学遥感器的相关单元进行加热或不加热控制；然后再采集分布在光学遥感器的热传感器温度值，进行新一轮的热控处理，进而形成航天光学遥感器主动热控的闭环控制方法如图2所示。

航天光学遥感器主动热控电路的检测，通常应用示波器和高档万用表等检测仪器分时间、分阶段完成。但随着航天领域的不断发展，开发周期的不断缩短，对检测方法在功能上和时效性上的要求不断提高。以前那些繁琐的测试方法已不能满足要求。开发操作简单、功能强大、测试速度快、具有长时间检测、监测和事后分析能力的测试方法已成为必然的趋势。

发明内容

本发明的目的是提出一种航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法，能实现长时间实时监视、记录和检测航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试，以适应多功能、多路、长时间和快速检测的需要。

本发明方法是将由电压调理电路、模数转换电路、计算机 PCI 总线驱动电路、FPGA、数字电位器综合转换处理电路和微型计算机组成的测试系统连接在被测的光学遥感器主动热控电路上，构建了光学遥感器主动热控电路闭环仿真测试系统，通过该系统实现对光学遥感器主动热控电路的电压输出系统、温度采集系统和控制电路的可靠性有效检测，其测试程序为：

- a. 根据航天光学遥感器主体结构的材料特性，如比热、辐射传递系数、传导系数、表面红外发射率，以及由主动热控电路中的加热电压、电流、加热运行时间、加热范围所确定的加热机制，应用傅立叶定律，确定反馈给主控制器的热网络仿真数学模型中的相关参数；
- b. 通过电压调理电路对主动热控电路的加热控制信号进行电压调理，将电压按固定比例调整到模数转换电路可接受的电压范围；
- c. 利用微型计算机通过模数转换电路，以连续采集的方法，对主动热控电路中的各路加热电压、电流以及加热工作时间进行实时地采集和记录；
- d. 根据构建的热网络数学模型，结合上次反馈温度值、加热时间和各单元的相关性，对采集到的新的加热电压、电流信息进行综合逻辑分析和检测，判定各路的电压、电流和加热时间等信息是否符合控制要求，并把所有信息和判定结果（合理的、偏差的和错误的信息）实时存储在微型计算机的存储介质中，同时显示在微型计算机的屏幕上；
- e. 针对光学遥感器各单元在成像过程中给定的合理温度目标值，依据建立的热网络仿真数学模型，通过采集的加热电压大小与采集周期，结合上次反馈给主控制器各单元的温度信息，进行综合计算，确定下次需要反馈的新

温度值，同时将这些信息存储在微型计算机中，并在微型计算机的屏幕上实时显示。通过逐次地迭代，最终逼近目标温度；

f. 根据热敏电阻 R-T 特性公式，即通过被仿真的热敏电阻温度与阻值的相关性，把要反馈的温度信息转换为电阻阻值，通过计算机 PCI 总线驱动电路传送给 FPGA 与数字电位器组成的综合转换处理电路系统中；在综合转换处理电路软件系统的控制下，通过以数字电位器为核心器件的输出电路，把多路不同的电阻阻值并行实时地反馈给航天光学遥感器主动热控电路温度采集系统，形成闭环仿真测试。

本发明方法的优点是：

1. 本发明针对航天光学遥感器主动热控电路的监测问题，利用了计算机速度快的特性，实时监控航天光学遥感器主动热控电路，充分考虑了航天光学遥感器在各种实际环境中可能出现的不同状态，从而解决了航天光学遥感器主动热控电路的仿真和检测技术问题，而且还避免了由于地面其它检测方式和试验所带来的不直观等现象。

2. 由于充分利用了计算机的计算速度、计算精度、大量数据处理、实时显示和实时记录的能力，在仿真测试的过程中，可实时检测加热电压、电流的变化和控制策略的正确性，为验证航天光学遥感器主动热控电路的稳定性和可靠性，提供了重要的手段及检测设备。

附图说明

图 1 航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法原理示意图；

图 2 航天光学遥感器主动热控系统的基本原理示意图。

具体实施方式

以下结合实施例对本发明进行详细说明，以便对本发明的目的、特征及优点进行更深入的理解。

参照图 2，航天光学遥感器主动热控系统的基本结构原理，由两部分控

制电路组成，(1) 加热控制电路系统，包括 DSP (Digital signal Processing) 多路加热控制系统、CPLD (Complex Programmable Logic Device) 信号控制系统、OC 门电路和分布在航天光学遥感器主体上不同区域的多路加热器；(2) 温度采集及处理系统，包括 DSP 多路温度采集处理系统、模数转换及采集电路、分布在航天光学遥感器主体上不同部位的多路热敏电阻。

航天光学遥感器有效载荷控制系统，根据卫星导航系统实时给出的当前轨道的方位、高度、速度和倾斜角度等信息，实时向光学遥感器控制系统发布拍摄命令，光学遥感器热平衡控制系统立即通过温度采集及处理系统，采集光学遥感器主体上的温度，依据光学遥感器主体上各个部位的温度，确定加热控制电路系统对相关的区域加热时间或不加热，完成一次热调整控制周期任务，形成闭环控制方法。

参照图 1，本发明航天光学遥感器主动热控电路的仿真测试方法，是将由电压调理电路、模数转换电路(电压采集系统)、计算机 PCI 总线驱动电路、FPGA、数字电位器综合转换处理电路和微型计算机组成的测试系统连接在被测的光学遥感器主动热控电路上，构建了光学遥感器主动热控电路闭环仿真测试系统，通过该系统对主动热控电路中的加热电压输出系统、温度采集系统和控制电路的可靠性进行实时检测。所述被测的光学遥感器主动热控电路含有 DSP 系统(包括软件)、CPLD 系统(包括软件)、OC 门电路和 A/D 等电路，控制对象的最终执行器件是加热器和热敏电阻；电压采集系统为 12 位 A/D 电路 PCI 总线电路板，本例采用的是研华的 PCI-1713A/D 卡，直接插在微型计算机主板的 PCI 插槽中；电压调理电路，按固定比例进行电压调理，调理后的信号降到 10V 以内，并插在计算机的总线槽中；所述 PCI 总线驱动电路是采用 PCI9054 芯片；作为信息控制系统的所述 FPGA 采用 Xilinx 公司的 SPARTAN II；所述数字电位器综合电路(包括由 10 位 1024 抽头的 X9111 数字电位器、步进式 100 抽头的 X9C102 数字电位器)；所述微型计算机配备

PCI 和 ISA 两种总线。

微型计算机启动模数转换电路和 PCI 总线驱动电路，以一定的频率对电压信号进行转换和采集，同时对加热控制机制和采集电路的正确性进行逻辑分析，判定其正确性；若正确，再通过 PCI9054 电路向各个部位发送调整后的温度信息，形成闭环测试。其测试过程为：

- a. 根据航天光学遥感器主体结构的材料特性，如比热、辐射传递系数、传导系数、表面红外发射率，以及由热平衡控制电路中的加热电压、电流、加热运行时间、加热范围所确定的加热机制，应用傅立叶定律，确定反馈给主控制器的热网络仿真数学模型中的相关参数；
- b. 通过电压调理电路对主动热控电路的控制信号进行电压调理，将电压按 4:1 的比例调整到模数转换电路通常可接受的 10V 以内电压范围，并插在微型计算机的 ISA 总线插槽中；
- c. 微型计算机通过模数转换电路，以连续采集的方法，对主动热控电路中的各路加热电压、电流等信号和工作时间进行实时采集和记录；
- d. 根据构建的热网络数学模型，结合上次反馈温度值、加热时间和各单元的相关性，对采集到的新的加热电压、电流信息进行综合逻辑分析和检测，判定各路的电压、电流和加热时间等信息是否符合控制要求，并把所有信息和判定结果（合理的、偏差的和错误的信息）实时存储在微型计算机的存储介质中，同时显示在微型计算机的屏幕上；
- e. 针对光学遥感器各单元在成像过程中给定的合理温度目标值，依据建立的热网络仿真数学模型，通过采集的加热电压大小与采集周期，结合上次反馈给主控制器各单元的温度信息，进行综合计算，确定下次需要反馈的新温度值，同时将这些信息存储在微型计算机中，并在微型计算机的屏幕上实时显示。通过逐次地迭代，最终逼近目标温度；
- f. 根据热敏电阻 R-T 特性公式，即通过被仿真的热敏电阻温度与阻值的

相关性，把要反馈的温度信息转换为电阻阻值，通过计算机 PCI 总线驱动电路传送给 FPGA 与数字电位器组成的综合转换处理电路系统中；在综合转换处理电路软件系统的控制下，通过以数字电位器为核心器件的输出电路，把多路不同的电阻阻值并行实时地反馈给航天光学遥感器热控电路温度采集系统，形成闭环仿真测试。

下面具体介绍检测热平衡控制电路的闭环反馈测试未变换的基本数学模型：

a) 热敏电阻 R-T 关系模型采用 Steinhart-Hart 方程式：

$$R = \exp(B_0 + B_1 \times T^{-1} + B_2 \times T^{-2} + B_3 \times T^{-3}) \quad (1)$$

式 (1) 中：

T：绝对温度；

R：热敏电阻阻值；

B_0 、 B_1 、 B_2 、 B_3 ：热敏电阻参数。

b) 热网络方程：

$$CM \frac{dT}{dt} = \sum E_i (T_i^4 - T^4) + \sum D_i (T_i - T) + q_{in} + q_{out} - \varepsilon A \sigma (T^4 - T_h^4) \quad (2)$$

式 (2) 中：

C：比热；

M：质量；

E：辐射传递系数；

D：传导系数；

q_{in} ：内热源；

q_{out} ：外热流；

σ ：斯蒂芬-玻耳兹曼常数；

ε ：表面红外发射率；

T_h : 热沉温度(4k)

热网络方程用微分方程的数值解法求解，传导系数分为接触传导系数和一般传导系数，由导热率，面元之间的距离，横截面积确定。其中外热流：

$$q_{out} = Q_1 + Q_2 + Q_3 \quad (3)$$

式 (3) 中：

Q_1 : 太阳辐射外热流；

Q_2 : 地球反照外热流；

Q_3 : 地球红外辐射外热流；

$Q_2 \approx Q_3 \times \cos d$, d 为日地连线与地星连线的夹角。

$$Q_1 = \alpha_s \times S \times F_j \times A_j \quad (4)$$

式 (4) 中：

α_s : 地球对阳光的平均反照率，取 0.35；

S : 太阳常数，取 1353W/m^2 ；

F_j : 太阳辐射角系数；

太阳辐射角系数可由相机本体坐标系中，相机各面元外法线方向余弦 $(\cos \alpha_j, \cos \beta_j, \cos \gamma_j)$ 表示。

$$F_j = \cos \alpha_j \times \cos \theta \times \cos i_\theta - \cos \beta_j \times \sin \theta \times \cos i_\theta + \cos \gamma_j \times \sin i_\theta \quad (5)$$

①地影内($V_1 \leq \theta \leq V_2$), $F_j = 0$;

② $F_j < 0$ 时，表明太阳光照不到面元，故 $F_j = 0$;

③由于航天器遮挡，太阳光照不到相机表面面元的 $F_j = 0$;

$$\cos d = \sin i_\theta \times \cos \theta \quad (6)$$

式 (6) 中：

i_θ : 太阳光对卫星轨道面的入射角；

θ : 会日点与卫星的角距；

$$i_\theta = \arccos(\cos i \times \sin(P(t)) + \sin i \times \cos(P(t)) \times \sin(\frac{t_0}{12} \pi - \Delta \alpha(t)))$$

$$t_0 \in [0, 24], t \in [0, 365] \quad (7)$$

式 (7) 中:

i : 轨道倾角($=90^\circ$);

$P(t)$: 太阳的赤纬;

$\Delta \alpha(t)$: 太阳的赤经;

t_0 : 降交点地方时;

$$P(t) = \arctan \frac{\sin(2\pi t / 365)}{c \tan \varepsilon} \quad t \in [0, 365] \quad (8)$$

式 (8) 中:

ε : 黄赤交角($\approx 23.5^\circ$)

会日点与升交点地心角距 θ_Ω :

$$\cos \theta_\Omega = \frac{\cos(P(t)) \cos(\frac{t_0}{12} \pi - \Delta \alpha(t))}{\sin i_\theta} \quad (9)$$

过会日点时刻:

$$\tau_c = \tau_\Omega - \left(\frac{\theta_\Omega}{2\pi}\right)\tau_0 \quad (10)$$

式 (10) 中:

τ_Ω : 升交点地方时;

τ_0 : 轨道周期;

会日点与卫星角距:

$$\theta = \frac{2\pi(\tau - \tau_c)}{\tau_0} \quad (11)$$

进出地影的角度:

$$\cos \theta = \frac{\pm \sqrt{1 - (R_E/r)^2}}{\cos i_\theta} \quad (12)$$

式(12)中 $r=R_E+h$;

面元垂直于当地地平面时,

$$Q_3 = \varepsilon_e \times E_{io} \left(\frac{\sin^{-1} k_e}{\pi} - \frac{k_e \sqrt{1-k_e^2}}{\pi} \right) \times A \quad (k_e = \frac{R_E}{R_E + h}) \quad (13)$$

式(13)中:

ε_e : 面元表面的发射率;

E_{io} : 地球表面的平均红外辐射密度;

R_E : 地球平均半径;

h : 面元离地球表面的高度;

面元平行于当地地平面时,

$$Q_3 = \varepsilon_e \times E_{io} \times k_e^2 \quad (14)$$

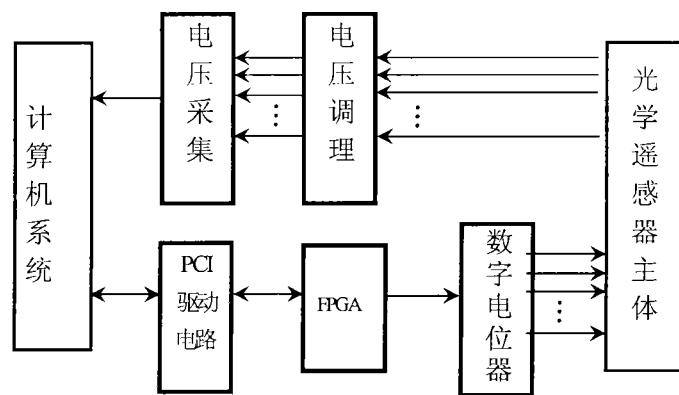


图 1

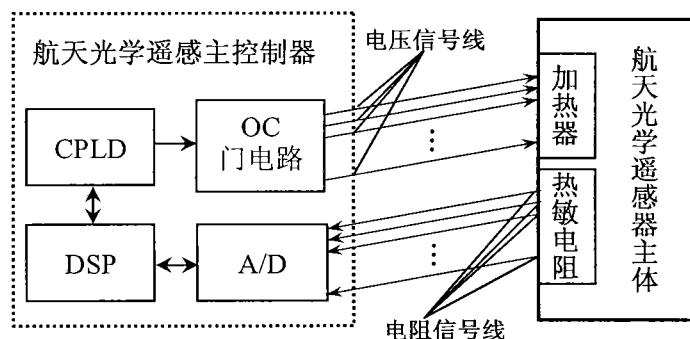


图 2