



# (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109032203 A

(43)申请公布日 2018.12.18

(21)申请号 201810753221.4

(22)申请日 2018.07.10

(71)申请人 北京空间飞行器总体设计部  
地址 100094 北京市海淀区友谊路104号

(72)发明人 赵欣 陈江平 魏然 范庆梅  
童叶龙 孙鹏 周宇鹏

(74)专利代理机构 北京理工大学专利中心  
11120

代理人 仇蕾安 杨志兵

(51)Int.Cl.  
G05D 23/19(2006.01)

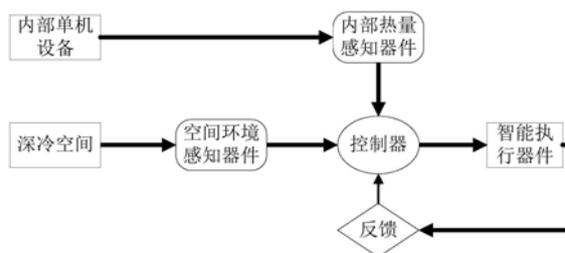
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

## (54)发明名称

一种智能自主热控系统

## (57)摘要

本发明公开一种智能自主热控系统,能够解决传统热控系统灵敏度差、响应速度慢、研制成本高等缺点,该热控系统包括感知单元、执行单元和控制单元。通过感知单元获得航天平台所在深冷环境的热流参数以及航天平台内部单机的相关热参数(电流、电压),并把获得的热参数发送给控制单元。控制单元依据接收到的热参数驱动执行单元,使执行单元进行热量自主管控;同时执行单元将管控后的结果反馈给控制单元,控制单元依此调控执行单元,保证热量管控结果与设定目标一致,实现热量的智能闭环管理。



1. 一种智能自主热控系统,其特征在于,包括:感知单元、执行单元和控制单元;所述感知单元用于获取航天平台在轨空间环境的热流参数以及航天平台内部设定单机设备的热参数,并把获得的热流参数和热参数实时发送给控制单元;所述控制单元依据接收到的热流参数和热参数驱动执行单元,通过所述执行单元进行辐射热量以及传导热量的调控,使辐射热量和传导热量达到设定的调控目标。

2. 如权利要求1所述的智能自主热控系统,其特征在于,所述执行单元中还包括用于对航天平台进行热补偿的加热器组。

3. 如权利要求1所述的智能自主热控系统,其特征在于,所述执行单元完成辐射热量以及传导热量的调控后,将调控结果反馈给所述控制单元,所述控制单元对比设定的调控目标和实际的调控结果,若不一致,则继续驱动执行单元。

4. 如权利要求1、2或3所述的智能自主热控系统,其特征在于,所述感知单元包括:空间环境感知模块和内部热量感知模块;

所述空间环境感知模块用于实时获取航天平台在轨的空间环境的热流参数,包括太阳辐射能量、地球红外辐照能量和地球反照辐照能量;

所述内部热量感知模块用于实时获取航天平台内部设定单机设备的热量,各单机设备的热量通过实时获取其工作电压和工作电流的方式获得。

5. 如权利要求1、2或3所述的智能自主热控系统,其特征在于,所述执行单元包括:用于调控辐射热量的智能涂层、用于调控传导热量的导热性能可调界面以及可调控流体回路。

6. 如权利要求5所述的智能自主热控系统,其特征在于,所述控制单元通过设置在对应执行单元上的传感器得到所述智能涂层的吸收热流、所述导热性能可调界面的导热系数、所述可调控流体回路的工质流量,并转换为电流及电压信号;然后依据设定的调控目标,输出对应执行单元的电流及电压值。

## 一种智能自主热控系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种热控系统,具体涉及一种自主热控系统,属于热管理技术领域。

### 背景技术

[0002] 目前面向航天平台的热控技术体系主要是以下两类:

[0003] (一)以被动设计为主的热控技术体系;

[0004] (二)基于主动热管理的热控技术体系;

[0005] 这两种技术体系都是基于任务设计的技术体系,其输入条件均为确定状态或已知条件(包括轨道参数、航天器姿态、空间环境、飞行任务特点、航天器构型、仪器设备布局、IDS表等等),根据已知条件设计或梳理在轨的最大包络,通过验证最大包络来保证温度的设计裕度。

[0006] 其中以被动设计为主的热控技术体系,主要是通过或采用多种被动热控技术来实现对于航天器整体温度的保持,实现整个系统热量的收集、传递及排散。但被动设计为主的热控技术体系设计在系统层面上难以有效的实现热量收集、热量传输,一方面是热源之间都是处于或强或弱的耦合关系,第二方面是热源的热量收集与传输的界面比较模糊,难以实现有效的管控。只能在局部热源上,采取“点对点”的方式实现热收集和热传输。以被动设计为主的热控技术体系虽然适应目前大部分卫星的设计,但这种技术主要缺点是:

[0007] (1)技术构架的鲁棒性差,对于空间复杂环境的适应性较弱,难以实现航天器的在轨自主控制;

[0008] (2)在地面设计中,必须考虑各种恶劣情况,还必须考虑一定的冗余和余量,这种设计还需要开展大量的地面分析和试验来验证,因此研制时间长,效率较低。

[0009] 基于主动热管理的热控技术体系,是从系统总体的角度出发,主要通过或采用主动热控技术手段,对于航天器上的热量进行统一分配管理,从而起到优化设计及提高系统功能的作用。主动热管理技术的设计理念和思想已被普遍认同和采用,并广泛的应用到美国、俄罗斯、欧空局所研制的各种卫星之中,并不断被发展。相比于以被动设计为主的热控技术体系,该技术体系适应性更广、鲁棒性更强。但该技术体系依然存在几个问题:

[0010] (1)所有的主动热控技术主要关注硬件本身的实现功能及控制,未建立一个闭环控制系统;

[0011] (2)主动热控技术的选择及确定依然基于已知或确定的条件,仍需要开展地面测试验证,对于未知环境或空间复杂任务的适应性还是存在一定的局限,研制效率还是相对不高;

[0012] (3)部分热控主动调控功能还是需要地面测控干预,智能化程度较低,时效性较差。

[0013] 从热控技术发展角度看,以被动设计为主的热控技术体系控技术体系和基于主动热管理的热控技术体系都是基于对温度的感知和控制,所有的控制对象都是单机或设备的温度,而由于系统热容、热阻的存在,温度是一个缓变量,通过实现温度要求来进行热控制

必然导致系统反应滞后、设计不优化,更重要的是难以实现智能自主控制。

### 发明内容

[0014] 有鉴于此,本发明提供一种智能自主热控系统,以环境热流和航天器内部系统热量为控制对象,构建环境感知元件-控制器-智能执行元件组成的具有闭环反馈的热控系统,实现对航天器温度的快速实时控制。

[0015] 所述的智能自主热控系统包括:感知单元、执行单元和控制单元;所述感知单元用于获取航天平台在轨空间环境的热流参数以及航天平台内部设定单机设备的热参数,并把获得的热流参数和热参数实时发送给控制单元;所述控制单元依据接收到的热流参数和热参数驱动执行单元,通过所述执行单元进行辐射热量以及传导热量的调控,使辐射热量和传导热量达到设定的调控目标。

[0016] 所述执行单元中还包括用于对航天平台进行热补偿的加热器组。

[0017] 所述执行单元完成辐射热量以及传导热量的调控后,将调控结果反馈给所述控制单元,所述控制单元对比设定的调控目标和实际的调控结果,若不一致,则继续驱动执行单元。

[0018] 有益效果:

[0019] (1) 本系统摒弃以往以温度为控制对象的热控方法,以航天器所在环境热流和航天器内部系统热量为控制目标,灵敏度高、响应速度快,能够有效提升航天器在轨热控的工作效率。

[0020] (2) 通过构建环境感知元件-控制器-智能执行元件组成的、具有闭环反馈功能的热控系统,可以简化甚至取消地面热平衡试验,解决了传统航天器地面热平衡试验验证所带来研制成本高的问题。

[0021] (3) 通过控制器实现对于热控执行元件的智能控制,实时调控航天器的热量,实现热量的动态交换和管理,温控响应快,使航天平台内部单机设备温度变化幅度小。

### 附图说明

[0022] 图1和图2为本发明的系统组成示意图;

[0023] 图3为自主热管理控制示意图。

### 具体实施方式

[0024] 下面结合附图和实施例,对本发明做进一步的详细说明。

[0025] 本实施例提供一种面向航天平台的智能自主热控系统,能够解决传统热控系统灵敏度差、响应速度慢、研制成本高等缺点。

[0026] 如图1所示,该智能自主热控系统包括:感知单元、执行单元和控制单元。通过感知单元获得航天平台所在深冷环境的热流参数以及航天平台内部单机的相关热参数(电流、电压),并把获得的热参数发送给控制单元。控制单元依据接收到的热参数驱动执行单元,使执行单元进行热量自主管控;同时执行单元将管控后的结果反馈给控制单元,控制单元依此调控执行单元,保证热量管控结果与设定目标一致,从而实现热量的智能闭环管理。

[0027] 其中感知单元包括:空间环境感知模块和内部热量感知模块。空间环境感知模块

用于实时获取航天平台在轨的空间环境热参数,包括太阳辐射能量、地球红外辐照能量和地球反照辐照能量。内部热量感知模块用于实时获取航天平台内部单机设备的热量。航天平台内部单机设备包括航天平台的姿轨控制系统、测控数传系统、数管系统、电源系统和载荷系统等;各单机设备的热量通过实时获取其工作电压和工作电流获得。

[0028] 本实施例中的自主热控系统的原理基于下述公式:

$$[0029] \quad (q_s+q_I+q_a) A+Q_i+E+Q_c+K=B+C$$

[0030] 其中  $(q_s+q_I+q_a) A$  为空间环境热流,  $q_s$  为太阳辐射能量、 $q_I$  为地球红外辐照能量、 $q_a$  为地球反照辐照能量、 $A$  为接收辐射能量的面积;  $Q_i$  为航天器内部电子设备的热耗;  $E$  为辐射热量;  $Q_c$  为补偿热参数;  $K$  为传导热量;  $B$  为自主热控系统排散的热量,  $C$  为自主热控系统存储的热量。

[0031] 上述公式中,辐射热量  $E$ 、传导热量  $K$  及补偿热参数  $Q_c$  均可调控,以保证在空间环境改变时航天器内部电子设备的温度幅度变化小。基于此,执行单元包括用于调控辐射热量的智能涂层、用于调控传导热量的导热性能可调界面(设备的安装界面)以及智能热传输机构(如可调控流体回路),补偿热参数执行元件采用加热器组。

[0032] 控制单元基于感知单元所获取的热流和相关热参数,控制上述执行单元,以实时调控航天器的热量,实现热量的动态交换和管理。具体为:控制单元通过设置在执行单元上的传感器得到的智能涂层的吸收热流、导热性能可调界面的导热系数、可调控流体回路的工质流量,并转换为电流及电压信号;然后依据上述公式,输出对应被控对象(执行单元)的电流及电压值,达到控制航天器温度的目的,如图3所示。

[0033] 综上所述,以上仅为本发明的较佳实施例而已,并非用于限定本发明的保护范围。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

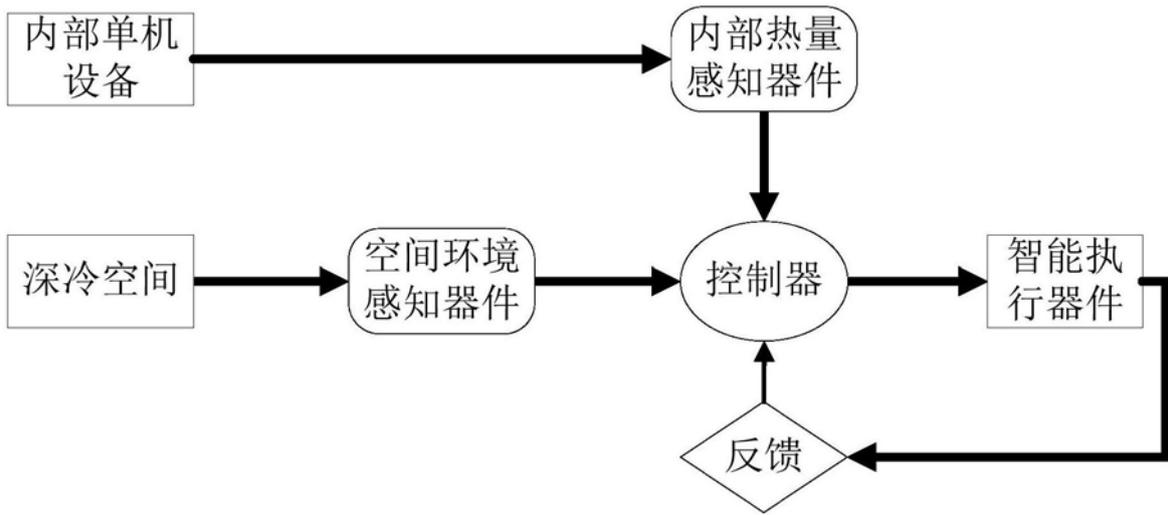


图1

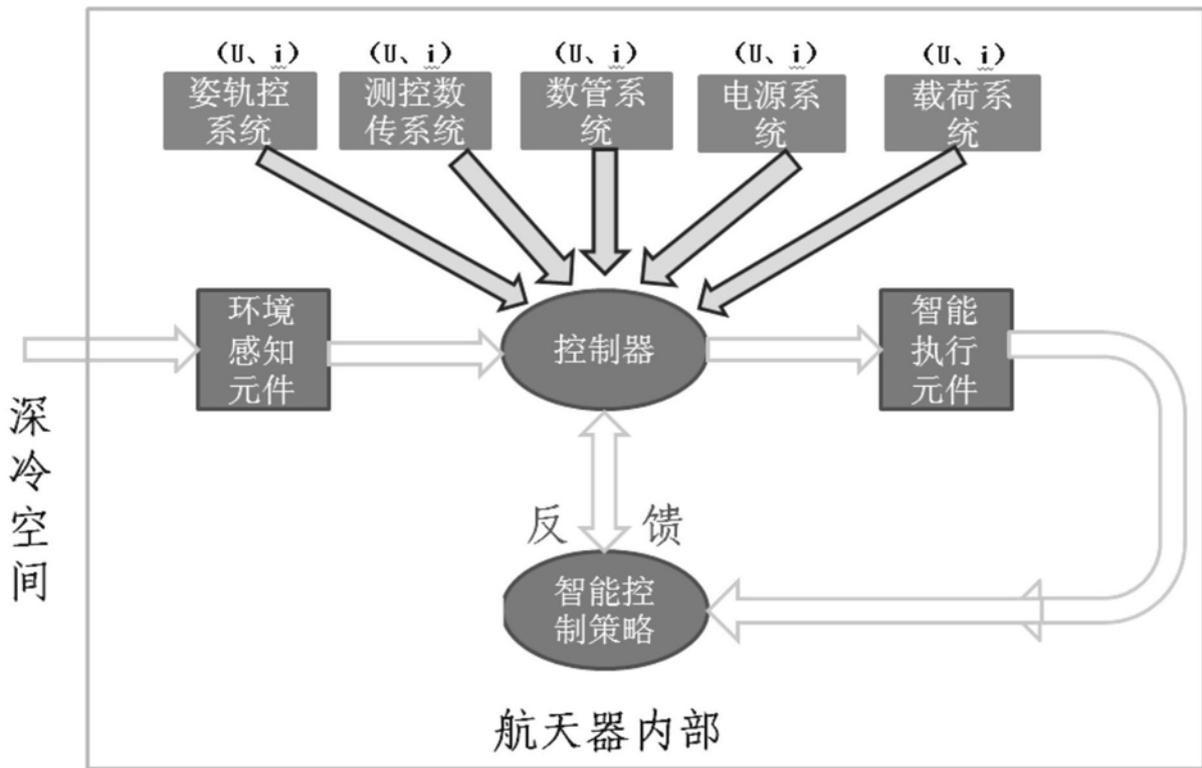


图2

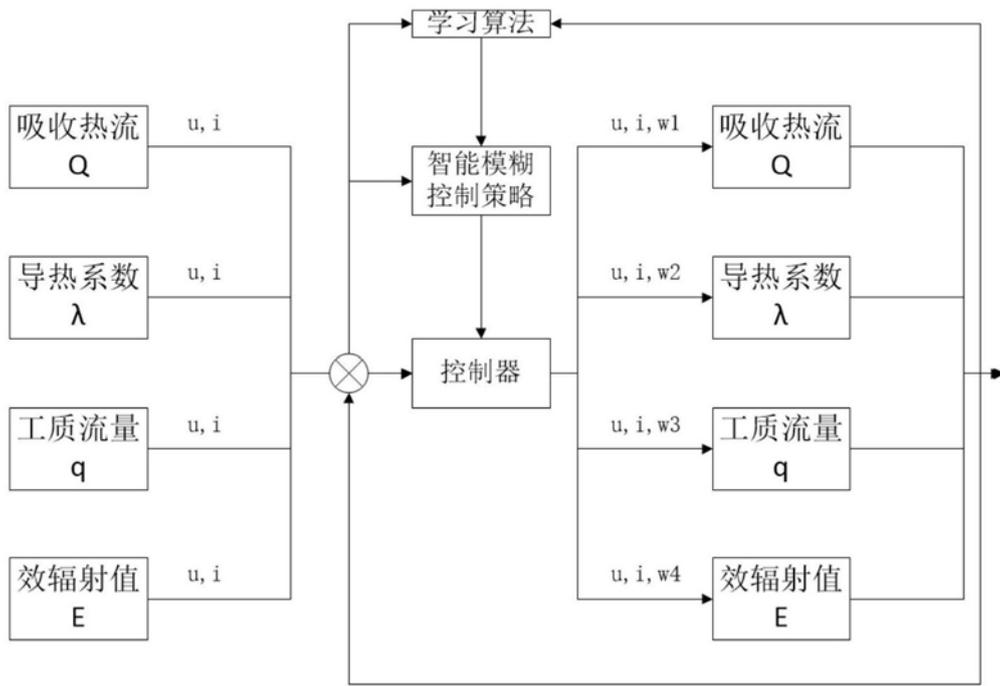


图3