

一种智能化控温设备设计与实现

余 群, 王思峰, 王领华, 李佳欣, 王 蹇

(中国运载火箭技术研究院 空天业务部, 北京 100076)

摘要: 热控系统作为飞行器上重要服务保障措施, 担负着器上结构、设备在正常工作温度范围内工作的重要责任; 为了保障设备工作温度, 需采取相应的热控措施; 其中, 智能化控温设备作为热控措施关键单机, 是热控系统成功与否的关键; 根据目标飞行器外部环境特点及内部设备自身热耗情况, 完成了飞行器上热控系统设计及研究, 重点开展并完成了智能化控温设备的软硬件设计; 结合目标飞行器具体要求, 利用解耦思路细化把控温设备分解为若干个功能不同的模块, 后将细化分解后的若干功能模块采用总线方式进行融合设计, 实现了预期性能和功能; 通过地面原理试验及后续飞行试验验证, 该设备具有高精度控温能力(控温精度 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$), 且可满足多回路同时控温, 满足使用要求。

关键词: 控温; 高精度; 热设计; 采集; 模块化

Design and Implementation of Intelligent Temperature Control Equipment

YU Qun, WANG Sifeng, WANG Linghua, LI Jiaxin, WANG Qian

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: As an important service guarantee measure on the aircraft, the thermal control system is responsible for the structure and equipment on the aircraft to work within normal operating temperature range. In order to ensure the working temperature of the equipment, corresponding thermal control measures shall be taken. Among them, as the key single unit of thermal control measures, intelligent temperature control equipment is the key to the success of the thermal control system. According to the characteristics of external environment of the target aircraft and the heat consumption of internal equipment, the design and research of the thermal control system on the aircraft are completed, and the software and hardware design of the intelligent temperature control equipment is mainly carried out and completed. Combined with specific requirements of the target aircraft, the temperature control equipment is subdivided into several modules with different functions using decoupling ideas. After that, several functional modules are refined and decomposed, the bus mode is used to achieve the expected performance and functions. Through ground principle test and subsequent flight test verification, the equipment has high-precision temperature control capability, temperature control accuracy reaches $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, and it meets the requirements of multi-loop temperature control at the same time.

Keywords: temperature control; high precision; thermal design; collection; modularization

0 引言

随着航空航天技术的不断发展及新的军事和国家战略需求, 高超声速飞行器成为各国航天部门研究的热点, 同时也是中国新型武器系统和高超声速飞行器发展的重点和趋势^[1-7]。大气数据是飞行器导航和控制的重要参数, 是实现飞行器飞行安全及性能发挥的重要保障^[8-15]。传统的空速管外伸式大气数据系统在高速、大攻角飞行状态下会引发一系列结构、防热和控制问题, 无法适用于目标飞行器高速再入飞行条件, 且不利于系统故障监测及容错的实现^[16]。因此, 参考借鉴美国 B-2、F-22、F-35 等隐身飞机和 X-33、X-34 等高速验证机以及日本、德国等相关成功经验, 目标

飞行器计划采用嵌入式大气数据系统 (FADS, flush air data sensing system) 开展大气数据测量。而为了保证嵌入式测压孔压力数据实时采集, 保障器上各设备正常工作, 验证目标飞行器嵌入式大气数据系统的有效性, 精确可靠的热控系统设计是其重要保障^[17-18]。

飞行器整个任务剖面内需经历复杂严酷的外部环境条件^[19-20], 其中飞行段外部环境温度较低, 且其外部无防隔热设计, 舱内设备极易出现低温问题, 尤其是关键单机设备 28V 锂离子蓄电池组, 对控温水平和控温精度提出了较高要求。因此, 为确保任务成功, 需采取主动热控和被动热控相结合的措施, 合理控制飞行器内、外的热交换过程,

收稿日期:2023-01-17; 修回日期:2023-02-28。

作者简介:余 群(1984-), 女, 博士, 高级工程师。

引用格式:余 群, 王思峰, 王领华, 等. 一种智能化控温设备设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2023, 31(11):315-320.

以保证飞行器舱内设备在全任务剖面内均工作在正常温度范围内^[21-25]。智能化控温设备是目标飞行器上热控系统的重要关键单机，承担着热控系统加热回路控制及各路温度采集控制功能。

基于遇到的问题及困难，综合评估考虑，通过设计源头降低成本、缩短周期，开展完成了对智能化控温设备硬件及软件系统的自主设计与研制，可保证热控产品满足项目总体要求与任务指标，从而保障目标飞行试验圆满完成。

1 智能化控温设备总体思路

智能化控温设备作为目标飞行器上热系统的核心产品，在面临研制经费紧张，产品研制周期短的情况下，采用如下的总体思路，实现了产品的自主研制。

首先，结合目标飞行器对智能化控温设备的具体要求，利用解耦思路细化分解为若干个功能不同的模块；后将细化分解后的若干功能模块采用总线方式进行融合设计，将若干模块功能实现集合，从而实现预期功能要求；此外，为了实现满足目标飞行器控温要求的同时充分考虑后续相关试验及扩展任务要求，将功能扩展作为智能化控温设备设计的主要思想之一，为智能化控温设备预留了可扩展接口，确保后续能够基于当前智能化控温设备设计架构，通过模块的增加或减少实现不同控温要求。

2 设备详细设计

为加快推进产品研制，高质量如期交付总装，针对目标飞行器热控产品设计要求，通过总线的模式将多个功能模块连接在一起，从而实现既定目标。

在通信上通过地址不同进行区分，分别负责 1~4 路加热、1~8 路测温以及 5~8 路加热、9~16 路测温。且在满

足基本功能的同时，考虑到冗余设计和高可靠性设计，智能化控温设备采用热备份设计，主备份完全独立，同时供电，每个通道包括一个熔断器，一个 DC/DC 电源，一个温控模块，一个固态继电器模组，一个电磁继电器模组。供电电源通过熔断器后进入 DC/DC 电源，通过内部的升降压电路将电压调整成+24 V 实现温控模块、固态继电器模块、电磁继电器模块稳定供电，温控模块实现温度采集、控温等功能，温控模块的控温输出接入固态继电器实现对加热回路的控制，而串入回路的电磁继电器通过智能化控温设备的指令实现超温自动断开保护。智能化控温设备产品的具体组成参见图 1 所示。

2.1 硬件设计与选型

智能化控温设备硬件产品主要包括金属壳体和内部模块两部分。金属壳体充分采用力学和传热性能较好的铝材，为确保满足力学环境条件壳体采用铝合金加筋设计，平均厚度 2.5 mm，通过钣金工艺弯折加工成箱，连接处采用箱板加工螺纹孔并采用螺钉连接。

内部模块安装参考航空航天相关电装工艺，为满足力学环境试验及使用要求，采用灌封工艺对电路板及电子学元器件进行加固。

内部模块主要包括主备份温控模块、DC/DC 电源模块、固态继电器和电磁继电器模块等，上述各模块都为一主一备，共计 2 块，此外内部模块还包含 4 个熔断器，如表 1 所示。

各模块具体选型考虑如下。

1) 温控模块选型：为了满足要求，经使用性能和可靠性等技术指标以及经济性等条件综合评估和专家把关，优

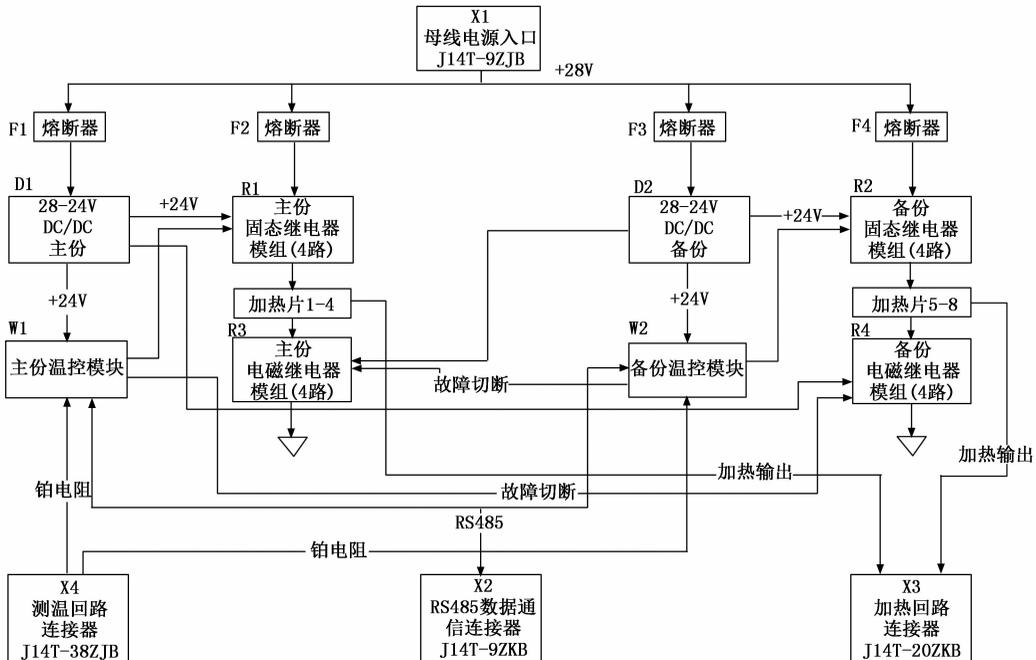


图 1 智能化控温设备构成及信息流示意图

选了一款工业级温控模块, 其硬件主要技术指标如下:

- ①采用 32 位 stm32 处理器, 功能强大, 资源丰富;
- ②采用 $\Sigma-\Delta$ 型的 24 位 A/D 转换器 ADS1256, 具有 8 路热电偶的接口电路;
- ③具有 12 路 I/O 的输出能力;
- ④具有 485 的电路接口。

该模块可以满足温度采集精度、路数的要求, 也满足加热器路数和通信接口的要求。

表 1 设备内部模块组成

模块名称	模块描述	数量
温控模块	负责采集测温数据, 控制加热回路及同飞控机进行通信。	2 块
电源模块	负责将电源输入的 28 ± 5 V/DC 转换为控温模块使用的 24 V/DC	2 块
固态继电器模块	负责接收控温模块信号, 控制对应加热回路通断。	2 块
电磁继电器模块	负责接收控温模块信号, 对故障回路进行切断。	2 块

2) DC/DC 电源模块: 温控模块的工作电压范围为 $24\text{V} \pm 3\text{V}$, 而供电电压范围较宽, 无法满足模块供电要求, 为此需要增加 DC/DC 电源转换模块。通过分析, 最终确定采用 DC/DC 隔离电源, 在输入 $18 \sim 36\text{V}$ 的电压范围内, 确保输出电压稳定为 24V 。模块所需功率为 10W , 尺寸为 $50.8 \times 25.4 \times 11.2\text{mm}$, 工作温度范围为 $-40 \sim 95\text{℃}$, 主备份各 1 块, 可同时为温控模块、固态继电器、电磁继电器等模块实现供电。

3) 继电器模块: 智能化控温设备中为满足高频的控温周期和控温回路保护需要分别选取固态继电器和电磁继电器两种类型, 其中固态继电器工作电压 24V , 最大工作电流 38mA , 开关寿命 1 000 万次, 最大工作频率 $\leq 5\text{kHz}$; 电磁继电器由 TC-8 温控模块输出进行控制, $+24\text{V}$ 供电, 低电平触发, 此继电器为常闭状态, 当加热回路发生故障时, 由备份回路发送指令将故障回路关闭, 从而实现故障排除。

4) 熔断器模块: 因智能化控温设备电路直接连接总体的供电母线, 为保证总体电源的安全性, 在智能化控温设备内部出现短路时能够及时断开电路, 对每一个回路均增加 1 个熔断器模块 (保险丝), 考虑到机载环境震动较大, 选用了一种工业上可靠性较高的保险丝, 型号为 LF03, 熔断电流 3A 。

为了缓解空间紧张因素影响, 使控温设备尽量小型化, 设备内部器件采用上下面对侧布置的方式, 控温模块、电源模块及继电器均通过螺钉固定在铝合金衬板上, 且灌胶加固。熔断器质量较轻, 通过粘接方式固定在衬板上, 如图 2 所示。

2.2 软件设计

鉴于智能化控温设备硬件充分采用模块设计, 相应的

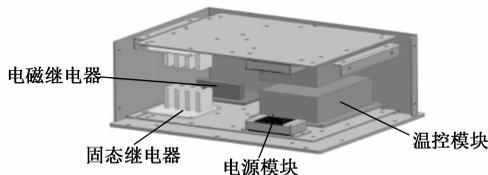


图 2 智能化控温设备内部器件排布图

软件也基于 keil C 和 Labview 两种语言采用了模块化编写思路, 通过主程序实现 A/D 采集模块、PID 自整定模块、温度控制模块、MOD-BUS RTU 总线模块、参数配置模块等相关模块程序的控制和调用。

智能化控温设备与器上飞控设备间通信方式为 RS485, 采用的是 MOD-BUS 标准协议, 具体传输模式为 RTU (十六进制数) 传输。

热控智能化控温设备采用了两个模块进行温度采集和控温, 主站通过读取地址分别从 01 和 02 的从站数据获取温度数据和加热器状态, 在加热器故障无法关闭的情况下, 通过往寄存器写数据的方式, 关闭与加热器串联的继电器, 从而关闭加热器。

通讯的最小信息单位是 UART 字, 每个 UART 字由 10 位二进制数组成, 见图 3。

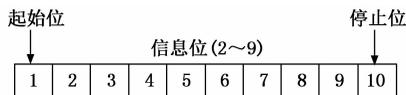


图 3 UART 字格式

第 1 位: 起始位 (逻辑“0”状态有效);

第 2~9 位: 信息位;

第 10 位: 停止位 (逻辑“1”状态有效)。

每个 UART 字按低位到高位的前后顺序串行传送, 对于多字节二进制数据, 可分为多个 UART 字, 按高字节到低字节先后顺序传送 (例如 $0x55AA$, 则传输时先传输 $0x55$, 再传输 $0xAA$)。

CRC 校验多项式如下:

校验多项式 $CRC\text{字} = M(x) \bmod(G(x))$;

其中:

$M(x)$ 为以二进制表示“数据域”的多项式;

$G(x)$ 为 CRC 生产多项式, $G(x) = X^{16} + X^{12} + X^5 + 1$, 初相为全 1。

器上飞控设备读取热控智能化控温设备数据时, 向热控智能化控温设备发出读取指令, 含温度数据和开关状态数据两种类型, 具体格式如表 2 所示。

通过软件设计可实现如下功能:

①单片机上电初始化, 系统自检, 包括 CPU 状态、RAM 状态、ROM 状态、A/D 采集通道状态、485 总线状态、加热器配置工作状态、加热器 PID 参数, 初始化期间对上述状态进行自检, 检测通过后, 程序开始正常运行;

②在自整定状态字置位时进行控制参数自整定,完成后自动存储自整定参数,退出自整定状态进入自动控温模式;

③根据配置状态自动进行温度数据采集及加热器温度自动控制;

④接收并执行飞控设备 MODBUS-RTU 协议读指令,并通过 485 总线将温度数据和加热器状态数据发送给飞控设备;

⑤接收并执行飞控设备 MODBUS-RTU 协议写指令,控制内部继电器的开关。

表 2 器上飞控设备至智能化控温设备数据读取指令格式

内容	源	飞控设备				
	目的	智能化控温设备				
	符合标准	RS-485 MODBUS				
	帧长	8B				
	通信速率	9 600 bps				
	更新周期	2 s				
	校验位	无校验				
字节序号	信号名称	单位	范围	分辨率	信号说明	数据类型
1.	从站地址		0x01;模块一 0x02;模块二			uint8
2.	功能代码		0x03		读取温度数据和开关状态	uint8
3.	首寄存器地址		0x810:读 8 路温度数据 0x860:读开关状态数据		高字节在前,低字节在后	int16
4.	寄存器数		0x08		高字节在前,低字节在后	int16
5.	CRC 校验		从 1~6 字节循环冗余校验		高字节在前,低字节在后	int16

2.3 六性设计

除了上述功能性设计外,为了满足飞行任务需求,智能化控温设备还需按要求完成相关的六性设计。

在可靠性设计方面,严格按印制板组装件硅橡胶粘固及灌封工艺要求相关标准开展智能化控温设备组装,包括结构加强形式、各模块连接方式、接插件安装方式、安装支耳数量等,并采用 GD414 硅橡胶对各插件印制板进行点封,有效确保智能化控温设备设计满足飞行器力学环境使用条件要求。

在电磁兼容性设计方面,智能化控温设备机壳采用了铝合金材料,对电场或平面波有较好的抑制作用,增大干涉损耗;同时金属材料具有足够的厚度(2~3 mm),可确保其在全频段提供良好的电场屏蔽;机壳各搭接处都加工有止口,可防止直接泄漏,也有效提高了电磁兼容性;导线采用了双绞线,导线的扭绞使其环路面积最小化,这样电路与其周围电缆的感应耦合干扰最小。

在防静电设计方面,智能化控温设备外壳具有良好的接地,设备机壳与安装结构之间的搭接电阻满足要求,一

旦发生了静电放电,电流可以尽快旁路入地,不会直接侵入内部电路。放电电流可以由设备外壳流入壳地,同时也可以将对周围设备放电时形成的电磁干扰导入壳地,不会影响设备内部电路正常工作。且设计中尽量减少了设备外壳的缝隙和螺钉,使其内部电路得到了完整连续的屏蔽。

在冗余/容错设计方面,智能化控温设备充分采用了模块化主备份设计,加热回路和测温传感器也采用了主备份设计,且单个电加热回路留有 25% 的功率余量。

在安全性设计方面,每一路加热器都设置熔断器进行保护,同时为了避免加热器故障出现“长通”现象,飞控设备增加了对继电器模块手动写指令,主动控制其开断功能,可确保故障情况下安全断开加热回路的供电,从而保证飞行器安全。

3 系统测试与分析

3.1 仿真分析

智能化控温设备除需实现温度控制及采集等基本功能外,还需适应飞行器各阶段的力热环境,保障设备使用安全可靠。因此,在完成硬件设计和选型后,开展了智能化控温设备相关力学性能仿真分析。

仿真分析采用 Hypermesh 软件建立模型,后使用 MSC/nastran 求解,模型构造保证有限元模型与设计结构一致。考虑计算量及计算能力,建模时开展了针对性的分区处理;对影响力传递路径的关键零部件,网格划分加密处理;而对非关键部位,依据能量、刚度等效原则,保留简化后模型对整体结构的质量和刚度贡献,开展适当简化。结合系统结构特点,建模时选用实体单元作为结构单元。

经过仿真分析,运输振动最大应力为 10.3 MPa,小于材料屈服极限 240 MPa;最大均方根加速度大于任务要求的 2.58 g,因此系统结构能承受运输振动试验条件。

随机振动最大应力为 123 MPa,小于材料屈服极限 240 MPa;最大均方根加速度满足总体指标要求,系统结构能够承受随机振动条件。

轴向冲击响应最大应力 0.012 MPa,法向冲击响应最大应力 0.021 MPa,横向冲击响应最大应力均发生在箱体螺钉连接处 0.015 MPa,小于材料屈服极限 240 MPa。

轴向施加 2.2 g 加速度,最大应力 0.76 MPa 处位于电箱壳体螺栓连接处,最大位移为 0.000 2 mm;法向施加 4.4 g 加速度,最大应力 3.89 MPa 位于电箱壳体螺栓连接处,最大位移为 0.001 mm;横向施加 1.1 g 加速度,最大应力 3.2 MPa 位于电箱壳体螺栓连接处,最大位移为 0.000 5 mm;因此系统安装满足加速度过载设计要求。

综上所述,系统结构满足运输振动试验条件、高频随机振动试验条件、冲击试验条件和加速度过载设计要求。

3.2 环境试验考核

产品研制生产后,为了验证力学性能,还开展完成了相关的力学试验,主要试验项目包括运输试验、随机振动试验、着陆冲击试验和过载试验等,目的是通过试验验证

智能化控温设备结构设计及工艺正确合理, 具备在运输、随机振动状态下承受振动干扰的能力, 对加速度、冲击试验的承受能力, 满足指标要求。

此外, 控温设备还顺利通过了高低温试验考核, 温度范围为 $-45 \sim +60\text{ }^{\circ}\text{C}$ (保持上电状态), 温度允差为高温 $0 \sim +5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 低温 $-5\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 0\text{ }^{\circ}\text{C}$, 一个循环周期 2.5 h, 其中高温停留 1 h, 低温停留 1 h, 循环 1 次。具体试验剖面参见图 4 所示。

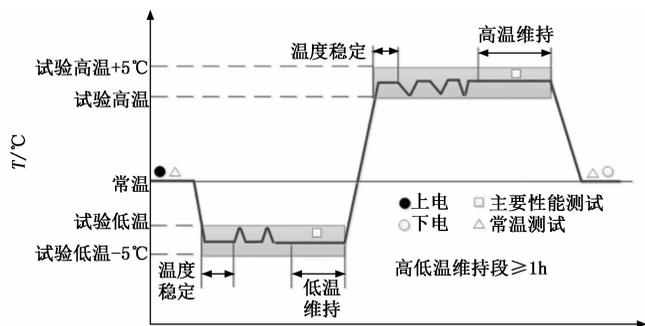


图 4 智能化控温设备高低温试验剖面图

3.3 控温及温度采集功能测试

通过笔记本电脑上安装控温模块配套调试软件, 并通过 USB 转 RS485 转接线缆, 配合测试电源、温度传感器、加热片, 实现对控温设备的功能检测, 测试内容如下:

- ① 控温设备上电后正常开机;
- ② 16 路测温通道显示数据正常;
- ③ 8 路加热通道输出正常;
- ④ 8 路故障切断开关功能正常。

RS485 指令通信功能为模块具备, 在同飞控设备联调过程中进行相关测试。

测试结果表明, 智能化控温设备测温、控温以及故障切断功能都正常。

3.4 挂飞试验验证

智能化控温设备设备已完成与整器匹配测试与挂飞试验测试, 各项性能和功能均满足要求。与器上飞控设备完成超温保护功能测试, 在设备温度超过 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 电池加热回路继电器断开, 停止加热, 当随着电池逐渐降低至 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 电池加热回路继电器接通, 加热回路开始工作, 符合飞控设备对控温设备的温度控制策略。专项挂飞试验时, 温度传感器和加热片均安装到位, 通过控温设备预先设置电池控温值为 $22\text{ }^{\circ}\text{C}$, 飞行试验实际测试温度值在 $21.8 \sim 22.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内, 控温精度达到 $\pm 0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$, 详见图 5 所示。

4 结束语

结合目标飞行器某专项试验需求, 开展了智能化控温设备的自主设计、研制和试验。经过团队人员集智攻关、紧密协作, 在有限的时间和经费约束下, 通过工业级模块化融合设计实现了预期性能和功能, 高质量如期完成智能化控温设备产品的研制和各项地面试验考核, 为目标飞行

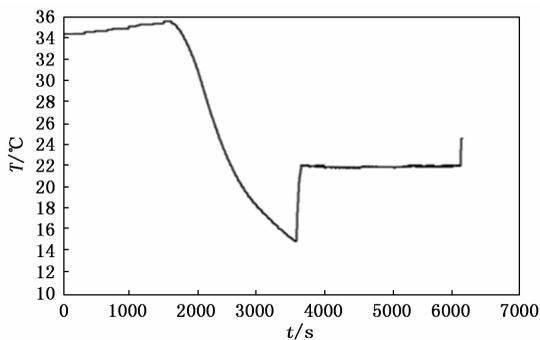


图 5 飞行试验电池实测温度曲线

试验的圆满完成提供了有力技术支撑。

区别与常规电子设备研制过程, 该控温设备不是基于元器件的设计, 这样可以有效避免底层设计带来的巨大技术风险和周期风险, 实现了缩短设计周期和节约研制经费的双重目的; 将系统总线设计的思路创新应用于控温设备单机内部设计, 实现了温控模块、电源模块、继电器模块和熔断器模块等不同功能模块间的有效融合和集总控制, 从而实现了控温设备的冗余和容错功能, 提高了控温设备的可扩展性和集成系统的可靠性; 利用参数的自整定方法实现控制参数的快速自动优化, 有效确保了产品控温精度和周期, 通过实际测试获得控温设备控温精度高达 $\pm 0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ (优于目标值 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$)。

智能化控温设备产品具有普适性, 可应用于需要测控温的多种场合, 由于采用总线设计, 可灵活的通过模块的增减改变加热回路控制和温度测量的路数, 满足更为复杂的测控温需求, 可拓展应用于其他领域。

参考文献:

- [1] 黄志澄. 高超声速飞行器及其发展趋势分析 [J]. 国际航空, 1998 (3): 17-20.
- [2] 马睿睿, 严 聪, 李彦彬. 国外高超声速计划发展综述 [J]. 飞航导弹, 2011 (6): 28-32.
- [3] 杨 驰, 刘连元. 高超声速飞行器热防护材料技术需求及展望 [C] // 厦门: 第十八届全国复合材料学术会议论文集, 2013.
- [4] 杨卫丽, 廖孟豪, 方 勇. 美俄高超声速导弹发展取得突破性进展 [J]. 战术导弹技术, 2019 (1): 15-18.
- [5] 张 灿, 胡冬冬, 叶 蕾, 等. 2017 年国外高超声速飞行器技术发展综述 [J]. 战术导弹技术, 2018 (1): 47-50.
- [6] 胡冬冬, 叶 蕾. 对当前美国空军高超声速领域发展态势和方向的研判 [J]. 现代军事, 2017 (9): 10-14.
- [7] 陈星宇. 美国高超声速导弹武器研制进展及思考 [J]. 中国航天, 2021 (5): 62-66.
- [8] 王 鹏, 金 鑫, 张卫民. FADS 系统在尖楔前体高超声速飞行器中的应用 [J]. 中国科学: 物理学·力学·天文学, 2013, 43 (9): 1105-1110.
- [9] COBLEIGH B R, WHITMORE S A, HAERING E A, et al. Flush air data sensing (FADS) system calibration procedures

and results for blunt forebodes [R]. NASA Tech Pub, 1999 - 209012, 1999.

[10] WHITMORE S A, COBLEIGH B R, HAERING E A. Design and calibration of the X-33 flush air data sensing (FADS) system [R]. Reno: AIAA, 1998.

[11] ELLSWORTH J C, WHITMORE S A. Reentry air data system for a sub-orbital spacecraft based on X-34 design [R]. Reno: AIAA, 2007.

[12] BAUMANN E, PAHLE J W and DAVIE M C. X-43A flush airdata sensing system flight test results [J]. Spacecraft and Rockets, 2010, 47 (1): 48-61.

[13] 马航帅, 雷廷万, 李荣冰, 等. 高性能飞行器大气数据传感技术研究进展 [J]. 航空计算技术, 2011, 41 (5): 118-123.

[14] 黄喜元, 陈洪波, 朱如意. 高超声速飞行器嵌入式大气数据获取技术研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2017 (3): 58-64.

[15] 张铭格. 高超声速嵌入式大气数据传感系统及研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

[16] 方习高. 嵌入式大气数据传感系统的技术及应用研究 [D].

（上接第 279 页）

[20] Schmidt-Hattenberger C, Bergmann P, Kiessling D, et al. Application of a Vertical Electrical Resistivity Array (VERA) for monitoring CO₂ migration at the Ketzin site: First performance evaluation [J]. Energy Procedia, 2011, 4: 3363-3370.

[21] Vilamajo E, Rondeleux B, Queralt P, et al. A land controlled-source electromagnetic experiment using a deep vertical electric dipole: experimental settings, processing, and first data interpretation [J]. Geophysical Prospecting, 2015, 63 (6): 1527-1540.

[22] Nakatsuka Y, Xue Z, Garcia H, et al. Experimental study on CO₂ monitoring and quantification of stored CO₂ in saline formations using resistivity measurements [J]. International Journal of Greenhouse Gas Control, 2010, 4 (2): 209-216.

[23] 王天龙, 马 斌, 董洪波. 煤矿用自动化钻机远程监测系统研制 [J]. 煤田地质与勘探, 2022, 50 (1): 80-85.

[24] 祝起明, 闫茂德, 朱 旭, 等. 基于云平台的水土保持远程数据监测系统设计与实现 [J]. 电子测量技术, 2018, 41 (24): 1-6.

[25] 刘世杰. 基于 B/S 架构和云物联网的远程心电图监测系统 [D]. 北京: 北京工业大学, 2021.

[26] 姚引娣, 王 磊, 花静云, 等. 基于 B/S 架构的 LoRa 远程温室监测系统 [J]. 传感器与微系统, 2021, 40 (1): 78-80.

[27] 常国锋, 许利军. 基于阿里云的工业废气远程监测系统设计与实现 [J]. 仪表技术与传感器, 2020 (7): 90-93.

[28] 董清华, 朱介寿. 井间电阻率层析成像及其在应用 [J]. 计算物理, 1999 (5): 474-480.

[29] 朱 泰, 邢兰昌, 祁 雨, 等. 基于 LabVIEW 的天然水合物电-声联合探测实验装置测控软件开发 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (6): 124-129.

[30] 晁 鹤, 郑恩让. 基于 STM32 的无人船控制系统设计与实现

南京: 南京航空航天大学, 2007.

[17] 王 浚, 王佩广. 高超声速飞行器一体化防热与热控设计方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32 (10): 1129-1134.

[18] 黄 杰. 高超声速飞行器热防护系统综合研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

[19] 孙学文. 高超声速气动热预测及热防护材料/结构响应研究 [D]. 北京: 北京科技大学, 2020.

[20] 彭治雨, 石义雷, 龚红明, 等. 高超声速气动热预测技术及发展趋势 [J]. 航空学报, 2015, (1): 325-345.

[21] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008.

[22] 闵桂荣. 卫星热控制技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991.

[23] 徐志明. 小卫星高精度热控方法研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.

[24] 曹炳阳, 张梓彤. 热智能材料及其在空间热控中的应用 [J]. 物理学报, 2022, 71 (1): 014401.

[25] 陈南施. 高超声速飞行器舱防隔热与热控一体化分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.

[31] 朱银龙, 华 超, 陈 昕, 等. 基于 LabVIEW 与单片机的温度采集监控系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (12): 93-96.

[32] 吴晓珊, 曹旭东, 王 森, 等. 基于 B/S 架构的管理系统软件开发 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (2): 123-128.

[33] 张 亮. 基于 matlab 的电阻层析成像 (ERT) 与仿真平台设计 [D]. 青岛: 中国石油大学 (华东), 2007.

[34] 苗栎文. 用于高强度聚焦超声热疗过程监测的电阻抗成像技术研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2016.

[35] 肖理庆. 电阻层析成像有限元模型优化与图像重建算法研究 [D]. 天津: 天津大学, 2014.

[36] 代月霞. 基于深度学习的 EIT 图像重建算法研究 [D]. 天津: 天津工业大学, 2017.

[37] 肖理庆, 王化祥, 徐晓菊. 改进牛顿-拉夫逊电阻层析成像图像重建算法 [J]. 中国电机工程学报, 2012, 32 (8): 91-97.

[38] 裴 仰. 电阻层析成像逆问题正则化方法的参数选取研究 [D]. 天津: 天津大学, 2016.

[39] Geselowitz D B. An application of electrocardiographic lead theory to impedance plethysmography [J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 1971, BME-18 (1): 38-41.

[40] 霍继伟, 刘 泽, 王亚东, 等. 优化 Landweber 迭代快速电磁层析成像图像重建算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (8): 1571-1579.

[41] 李佳庆. 基于深度学习的 ERT 图像重建算法与图像质量评估 [D]. 西安: 西安科技大学, 2021.

[42] 王 湃. 电阻层析成像 (ERT) 技术及其在两相流检测中的应用 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013.

[43] 余金华. 电阻层析成像技术应用研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2005.