

空间光学遥感器热平衡试验装置的设计

王建设

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130021)

摘要: 热平衡试验是空间光学遥感器研制中的重要试验内容。需要创造一个地面模拟试验环境和条件, 来代替空间高真空和超低温的环境。按照试验规范, 在模拟真空冷黑、空间外热流和热边界条件下对空间光学遥感器系统进行热平衡试验。这项技术涉及到试验对象的轨道参数、结构、材料表面特性、轨道外热流计算、轨道外热流模拟、真空冷黑、热边界条件、热计算和热设计等因素。在对上述各项因素综合研究的基础上, 提出了用于空间光学遥感器热平衡试验的装置, 并用 AutoCAD 软件完成了其结构设计。简述了该试验装置的构造、特点和设计方法。

关键词: 空间飞行器; 空间光学遥感器; 热平衡试验; 装置; 设计

中图分类号: TH117 文献标识码: A

1 引言

热平衡试验的目的在于获取试验对象的温度分布数据, 验证热设计的正确性以及修正热分析数学模型。试验装置的设计须遵循地面模拟试验环境与空间实际情况尽量等效的原则。空间飞行器在轨道运行过程中, 处于真空和超低温的环境, 同时受到部分热源的作用。其中, 太阳辐射、地球红外辐射和地球阳光反照是主要热源。空间飞行器的外露组件受到这部分热源的作用, 需要计算这些外露组件的轨道外热流, 并做空间外热流的模拟。舱壁组件既受外热流的作用, 又有与相临元件或组件的热接触。舱内组件处于比较复杂的热环境。通常根据试验对象, 即空间飞行器子系统或组件的结构、用途、特点、与周围的热接口或与外部空间环境的关系等因素, 来考虑试验装置各部分的结构及其功能。空间光学遥感器系统由相机主体、光学窗口和外遮光罩等部分组成。光学窗口是重要的光线通道, 是热平衡试验关注的焦点, 因而也是热平衡试验装置设计的重心。虽然关于空间工程的热平衡试验已有先例, 但关于高精度的空间光学工程的热平衡试验在国内尚不多见。因此, 其热平衡试验装置的设计有着重要的意义。

2 热平衡试验装置结构

2.1 模拟要素分析

依据空间光学遥感器在飞行器上的安装位置和结构地位, 分为下列几种位置状况: (1) 飞行器的内部, 即舱内; (2) 飞行器的外部, 即舱外; (3) 飞行器的舱壁。每一种位置状况对应各自的热环境条件, 组件间的热交换过程通过热辐射、热传导和对流表现为主要的、次要的或复合的方式。需要研究每一种状况的热环境条件、热交换方式和热交换量, 然后提出相应可行的模拟方案, 通过综合因素的考虑, 最后形成装置的构造和设计。

光学窗口的外侧、外遮光罩等组件都暴露于外部空间环境, 均受到空间热源的热辐射, 即轨道外热流的作用。试验装置的构造和设计的出发点是正确模拟它们的轨道外热流。首要的任务是轨道外热流的计算, 进一步则是选择模拟的方式。这里应用红外模拟技术, 采用由若干个红外加热片分区组成的红外加热笼来构造试验装置。红外加热笼的形状与被试验对象的形状相近。

光学窗口的另一侧在舱内, 周边连接于舱体壁上。它的周边与舱壁主要以热传导的方式交换热, 另一侧主要是与周围物体的热辐射。

空间光学遥感器主体部分位于舱内,在舱内的热环境里与周围的物体同时存在着热辐射、热传导和对流等形式的热交换。它与周围物质有的接触,有的非接触,因为有各种形式的热源,且其功率大小、分布和工作模式的变化构成了不同区域及同一区域不同时刻不同温度场特殊的热环境。

以光学窗口为基点,在它的两侧显然存在两种不同的热环境条件。它本身又与舱壁有着热传

导。所以,热平衡试验装置的构造应以光学窗口为中心,在它的两侧建立两种模拟环境条件。在它的外侧模拟真空冷黑,以及模拟外露组件的轨道外热流;它的内侧则是模拟舱内的热环境,在它的本体周边需模拟与舱壁的热接口。

2.2 装置结构

空间光学遥感器热平衡试验装置的结构示意图见图1所示。

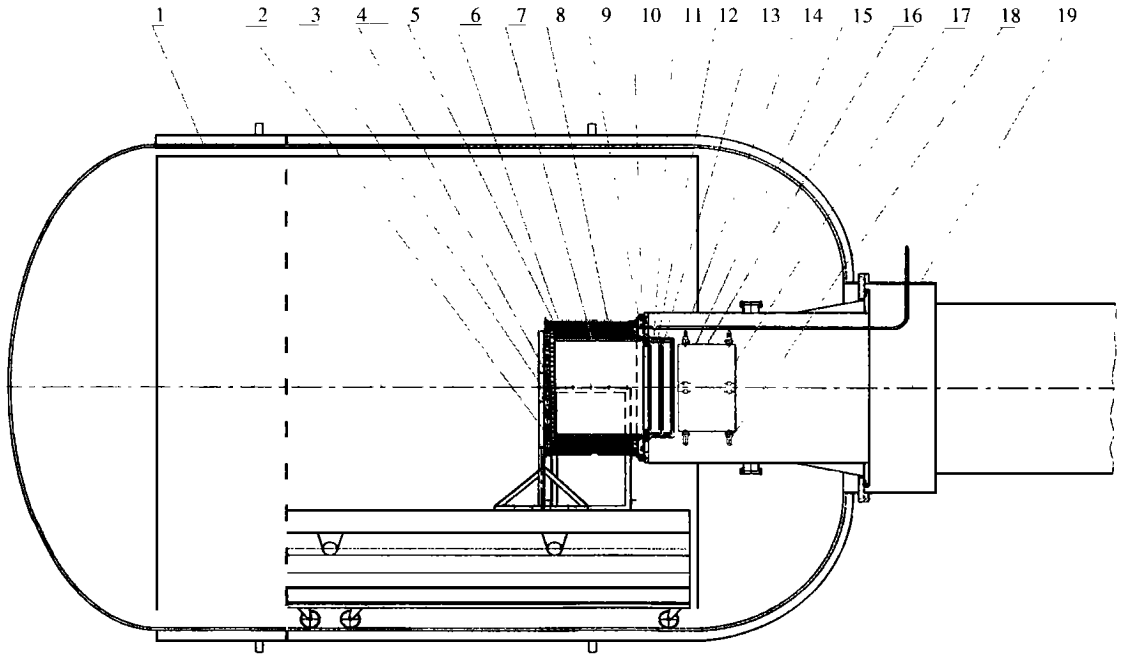


Fig. 1 Schematic diagram of thermal equilibrium experiment device

1. thermal vacuum container, 2. plane heating cage, 3. fixing frame, 4. thermal meter, 5. external ray shield, 6. heating cage of external ray shield, 7. thermal meter, 8. multi-layer heat-insulating film, 9. temperature sensors, 10. heating films, 11. optics window, 12. heating films, 13. temperature sensors, 14. transition subassembly, 15. camera simulating subassembly, 16. heating film, 17. heating film, 18. supporting frame, 19. inner environment container

用热真空罐1创造真空的环境,罐内设有热沉,模拟空间真空冷黑环境。罐内真空度不低于 1.0×10^{-3} Pa,热沉表面温度不高于100K,热沉朝向试验组件的表面吸收率不小于0.95,半球发射率不小于0.9。用红外加热笼组件2来模拟作用于光学窗口11上的外热流,将其置于外遮光罩端口处的虚拟面上,并在该处附近、窗口玻璃、遮光罩内壁等处设置热流计4,用于监测到达该处的热流。可由程控电源或电控系统,调节虚拟面上红外加热笼加热片的电功率,来实现该处预定的到达热流值。用红外加热笼组件6来模拟作用于外遮光罩上的外热流。该红外加热笼置于外遮光罩5的外侧,由若干个加热片组成。在外遮光罩的外侧表面上设置若干个热流计7。

光学窗口11装在连接法兰上,连接法兰与过渡筒14组成一体,过渡筒14密封连接在热真空罐1的端口上。在光学窗口11的周边贴电加热膜12,连接法兰上贴电加热膜10,来模拟光学窗口与舱壁之间的热接口。又在连接法兰的体内设计循环空腔,用于水冷却系统,随时调节连接法兰的温度,保证光学窗口与舱壁之间正确的热接口。

在光学窗口的另一侧,用容器19模拟舱内环境。用固定架18将相机模拟组件15支承在容器的正确位置。在相机模拟组件上贴电加热膜16和17,主要实现温度等效。

3 控制系统

制,多采用直流电源供电,有可控硅整流电源和脉宽调制式开关电源。其原理示意图见图 2。

对红外加热笼上每一个加热片施行电源控

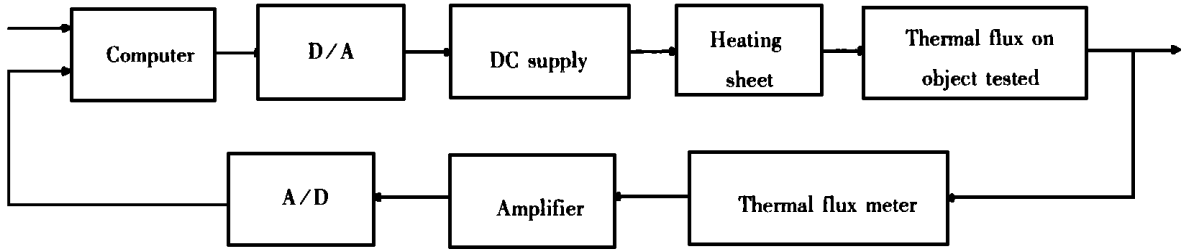


Fig. 2 Schematic diagram of power control principle

用导线将红外加热笼上的加热片按图 2 原理图连成闭合电路,通电后,计算机发出数字信号,由 D/A 变成相应的模拟量,令直流电源给加热片供给预定功率,加热片向被试验组件辐射热流,实现外热流的模拟。另外,由被试验组件表面的热流计监测到达其上的热流值,经放大器和 A/D 将信号传给计算机。然后判断该热流值是否与轨道外热流的计算、模拟要求的数值一致。否则,由电控系统调节每一加热片上的电功率数值,使被试验组件表面相应区域的到达热流值满足要求。

温度传感器与测温仪、计算机、打印机连接,组成测温系统。在试验过程中测得各点处的温度。

4 测温系统

在光学窗口的工作表面、周边表面和其它组件上关心的部位贴若干个温度传感器,用导线将

5 结束语

提出了空间光学遥感器热平衡试验装置的构造方法和设计特点。该设计实现了模拟空间真空冷黑环境、模拟空间外热流环境、模拟舱壁热接口和舱内主要热环境因素的功能,具有电功率的调节和控制功能、到达热流的监测和调节功能、一定的控温功能,可实现到达热流及温度的在线测量。适用于空间光学工程的热平衡试验,同时,考虑到设计上的多功能性,调整某些组件之后,它还适用于空间光学工程的热光学试验。

参考文献:

- [1] 王建设. 空间光学遥感器轨道外热流的计算与软件设计[J]. 光学 精密工程, 1999, 7(6): 30- 35.
- [2] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [3] 柯受全. 卫星环境工程和模拟试验[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [4] 牛晓明. CAE 技术在空间相机光机结构设计中的应用[J]. 光学 精密工程, 1999, 7(6): 23- 29.
- [5] 王建设. 空间光学遥感器轨道外热流的模拟[J]. 光学 精密工程, 2000, 8(4): 328- 330.

Design of thermal equilibrium experiment device of space optical remote sensors

WANG Jian-she

(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130021, China*)

Abstract: Thermal equilibrium experiment is an important experiment item in developing space optical remote sensors. It is essential to create a ground simulative environment which is required to be equivalent with that of actual space high vacuum and ultra-lower temperature. In term of experiment requirements of space optical remote sensors, the thermal equilibrium experiment will be implemented under the condition of simulation in connection with space vacuum, orbit external thermal flux, and thermal boundary. It is concerned with orbit parameters, structures, properties of material and its surface, calculation of orbit external thermal flux, simulation of orbit external thermal flux, space vacuum, thermal boundary status, thermal computation, and thermal design, etc. On the basis of research on above factors, a sort of device of thermal equilibrium experiment of space optical remote sensors is schemed out and presented, meanwhile, its structure design is made employing software AutoCAD. Consequently, the conformation, characteristics and design method of this device are described.

Key words: space flying object; space optical remote sensor; thermal equilibrium experiment; device; design

作者简介:王建设(1958-)男,博士,山西省侯马市人,中国科学院长春光学精密机械与物理研究所副研究员,主要从事数值模拟分析与计算机仿真技术,工程分析,有限元分析,精密机械,结构设计,动压润滑,CAD/CAE,软件开发,空间光学工程热分析计算、热设计和热试验等研究工作。已发表论文30余篇。