

文章编号: 1672-8785(2017)05-0008-04

某空间光学遥感器的电控箱 结构设计与分析

刘晓丰 何 欣 崔永鹏 张 凯

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林长春 130033)

摘 要: 为了满足卫星平台的要求, 需要对某型号电控箱进行轻量化设计。给出了一种小体积、轻质量、高稳定性电控箱的结构形式。针对遥感器电子学设备在轨工作时的复杂工况, 提出了一种电控箱防护性设计方法。对大功率元器件采取了主动热控措施。最后用有限元法对电控箱进行了模态分析。结果表明, 电控箱的一阶模态为 240 Hz, 远大于不小于 140 Hz 的技术指标, 能够满足空间应用的要求。

关键词: 空间遥感器; 电控箱; 有限元; 稳定性

中图分类号: V45 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2017.05.002

Design and Analysis of Electronic Control Cabinet of Space Optical Remote Sensor

LIU Xiao-feng, HE Xin, CUI Yong-peng, ZHANG Kai

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: To meet the requirements of a satellite platform, the lightweight design is needed for a certain electronic control cabinet. The structure style of a small, light and highly stable electronic control cabinet is given. According to the complex operation condition of electronic devices of remote sensors in orbit, a protective design method for electronic control cabinets is proposed. An active thermal control measure is taken for high power consumption devices. Finally, the electronic control cabinet is analyzed by using the Finite Element Method (FEM). The result shows that the first-order modal of the electronic control cabinet is 240 Hz which is much greater than the specification of 140 Hz and can meet the requirements of space application.

Key words: space remote sensor; electronic cabinet; FEM; stability

0 引言

作为航天遥感器上非常重要的一个组件, 电控箱用于统一协调遥感器各组件的工作。在同星务计算机进行数据通信时, 电控箱接收星

务计算机的各种工作模式指令和参数, 并按照接收到的指令对相机的工作模式进行切换, 然后根据各种工作模式下需要完成的工作任务对遥感器的各个电子学组成单元(包括电源、调焦、

收稿日期: 2017-02-27

基金项目: 中国科学院三期创新工程资助项目(074Z3JN70)

作者简介: 刘晓丰(1984), 男, 吉林长春人, 硕士, 主要研究方向为空间光学遥感技术。

E-mail: liuxiaofengshen@163.com

电控本体各单元)进行相应控制,最后对星务计算机发送的各种指令进行相应的应答。

在工作环境方面,由于空间环境的复杂性,高能粒子、宇宙射线以及原子氧等容易对遥感器的电控系统产生影响。因此,如何对空间遥感器的电控箱进行合理设计,对于保证遥感器正常工作乃至整个空间遥感器实现良好的电控质量都起着至关重要的作用^[1-2]。

传统的空间遥感器电控箱大多采用方箱式插接而成。这种结构体积大、质量重的缺点会影响整个卫星系统的力学性能^[3-4]。本文研究的水箱采用串接式结构。在满足基本功能的基础上,我们对水箱结构进行了详细的设计优化。由于具有体积小、质量轻、稳定性高等优点,该水箱已经成功应用在某型号空间遥感器上。

1 构型设计

本文分别采用两种形式对电控水箱进行了

设计、分析和试验。图1为插接式和串接式水箱结构的三维模型图。表1列出了两种水箱的参数对比情况。可以看出,方箱式水箱具有以下缺点:(1)体积及结构质量大;(2)导热性差,即与串接式水箱相比,其导热路径更长;(3)对整星的力学性能影响大。

串接式水箱在导热性和热稳定性方面具有明显优势,对整星的力学性能影响小,并且能够节省2.9 kg (33%)的结构质量。相对而言,它只是在导电性方面略逊,但也能远远满足不大于5 mΩ的技术指标要求。

2 结构设计

2.1 材料选择

针对水箱工作的环境特点,我们在结构设计选材上主要考虑高比刚度和高热稳定性两

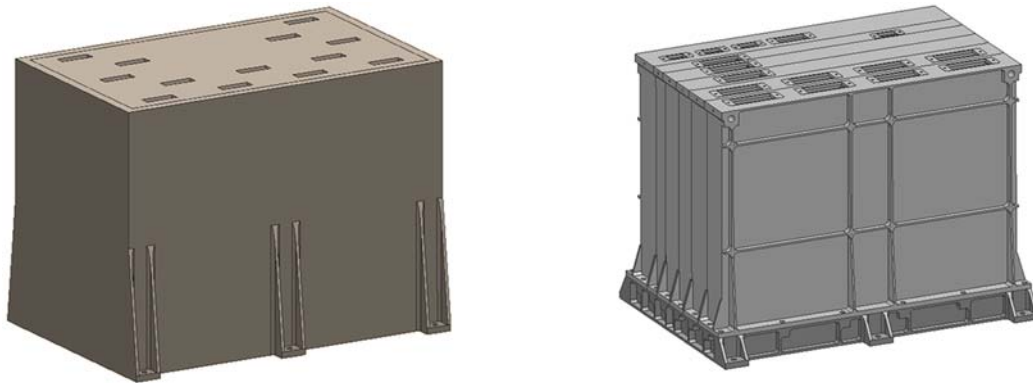


图1 插接式和串接式水箱结构的对比图

表1 两种水箱的参数对比

| 对比参数 | 方箱式 | 串接式 |
|------------|----------------------|----------------------|
| 材料 | MB15 | MB15 |
| 体积 | 320 mm×175 mm×224 mm | 300 mm×168 mm×210 mm |
| 机械结构的质量 | 6.9 kg | 4 kg |
| 组件质量 | 17 kg | 14 kg |
| 一阶频率 | 380 Hz | 270 Hz |
| 导电性 | 搭接电阻小于0.5 mΩ | 搭接电阻小于0.8 mΩ |
| 导热性 | 差 | 好 |
| 防空间离子辐照 | 好 | 好 |
| 电磁兼容 | 好 | 好 |
| 对整星力学性能的影响 | 大 | 小 |

表 2 主要应用材料的属性数据

| 材料 | 密度 ρ (g/mm ³) | 弹性模量 E (GPa) | 导热系数 λ (W/K) | 线胀系数 α ($\times 10^{-6}$) | 泊松比 μ | 比刚度 E/ρ (GPa · mm ³ /g) | 热稳定性 |
|-----|-----------------------------------|-------------------|-------------------------|---------------------------------------|-----------|--|------|
| 钛合金 | 4.4 | 114 | 7.4 | 9.1 | 0.34 | 25.9 | 0.8 |
| 铝合金 | 2.7 | 68 | 167 | 22.5 | 0.33 | 25.2 | 7.4 |
| 镁合金 | 1.8 | 40 | 201 | 20.9 | 0.35 | 22.2 | 9.6 |

个方面。其中,比刚度是衡量材料力学性能的重要方法,其定义为材料的弹性模量与密度的比值(即 E/ρ)。高比刚度材料应具有高弹性模量。在评价材料的热性能方面,主要考虑材料的导热系数和线胀系数两个物理参量。通常用材料的导热系数与热膨胀系数的比值 λ/α 来衡量材料的热稳定性。热稳定性越高,材料在空间应用中的热适应性就越好^[5-6]。表 2 列出了空间遥感器 CCD 电箱的主要应用材料的属性数据。

从表 1 中可以看出,镁合金的比刚度略低,密度最小;但其热稳定性高,导电性能良好,阻尼性好,减振能力强,可承受较大的冲击载荷,且制造工艺性能良好,因此电箱结构的主要材料选用镁合金。

2.2 结构方案的设计

相机电控箱包括二次电源模块、控制单元和调焦单元等。为了保证电箱整体的强度和刚度,使电箱设计满足卫星建造的规范要求,我们基于板状构件杆接结构对其进行了轻量化设计和电磁兼容设计。其中每个板框都设有止口,以保证结构限位和安装便捷性。

2.3 导电及导热设计

电控箱的内热源主要包括二次电源模块、调焦单元板、控制单元板以及底台板的电子元件。为了保证电控箱在轨正常工作,我们提出了以下电箱热设计方案:电路板的大功率器件尽量放在靠近板框的位置上,以缩短导热路径;通过导热板快速导到电箱板框上,进而由卫星仓板散热。

3 工程分析

电控箱的机械结构必须能承受火箭发射时的冲击和振动以保证电子学器件的可靠工作。

所以在空间遥感器的设计过程中,需要对其进行计算机仿真分析,进而确定组件的薄弱环节,然后有针对性地进行优化和改进。

本文采用 MSC PATRAN 软件建立了整个调焦机构的有限元模型。整个模型全部采用 10 节点四面体 tet10 单元,螺钉连接采用节点直接粘接的方式。通过分析和计算得到了本文设计的电控箱的前三阶模态频率及振型图(见表 3 和图 2)。

表 3 模态分析结果

| 模态 | 频率 | 振型 |
|----|-----|---------|
| 一阶 | 240 | 绕 x 轴转动 |
| 二阶 | 304 | 沿 y 轴摆动 |
| 三阶 | 356 | 沿 x 轴振动 |

从以上数据中可以看出,电控箱具有较高的一阶模态(即 240 Hz),满足不低于 140 Hz 的技术指标要求。

4 试验验证

4.1 力学试验

为了确保电子学器件能够承受火箭发射过程中的冲击和振动,顺利入轨并可靠工作,需要在地面上对其进行充分的力学试验验证。

电控箱通过 6 个 M6 螺钉与振动底板相连后接受了动力学响应试验(见图 3)。在试验过程(大量级加速度以及随机试验过程)中,对电控箱全程进行了加电测试。

通过对试验数据进行整理,我们得到了电控箱的动力学试验结果(见表 4)。结果表明,电控箱的一阶频率为 235 Hz,满足大于 140 Hz 的设计指标要求。在试验过程中,电子学检测数据无异常,器件工作稳定可靠。

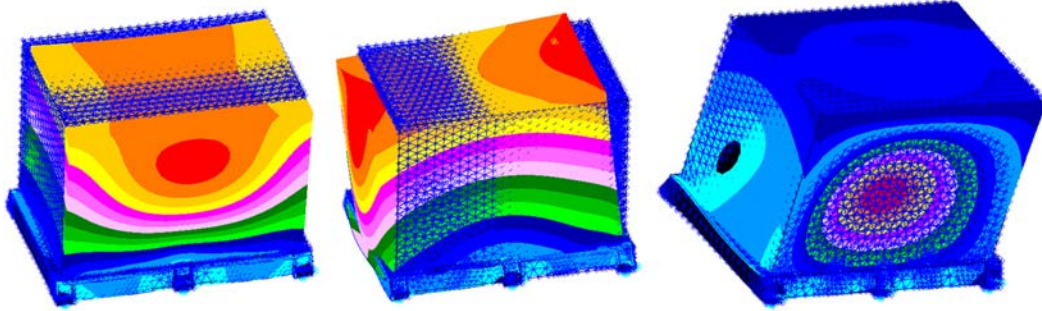


图 2 电控箱的前三阶模态图



图 3 电控箱动力学试验的实物图

表 4 电控箱的动力学试验结果

| 模态 | 频率 |
|----|-----|
| 一阶 | 235 |
| 二阶 | 297 |
| 三阶 | 373 |

4.2 热光学实验

为了验证电控箱结构及热控设计的合理性和正确性,我们对电控箱进行了热真空试验。试验设备是一个直径为 1.2 m 的真空罐。试验装置(见图 4)要求真空度 $\leq 1.3 \times 10^{-3}$ Pa,热沉温度 ≤ 100 K。我们检测了电控箱在热控指标范围 (-10 ± 40 °C) 内的电子学工作性能。在试验过程中,二次电源、调焦及控制单元各模块的传输数据无异常。

5 结束语

针对传统电箱体积大、质量重的问题,本文给出了一种轻质、高稳电箱的设计方法。用有限元分析软件对其进行了模态分析。模态分析结

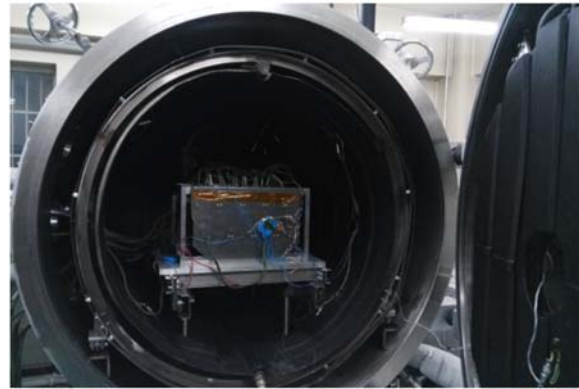


图 4 电控箱热真空试验的实物图

果显示,电箱的一阶固有频率为 240 Hz,远高于不低于 140 Hz 的技术指标要求。针对电子学功能需求以及热控技术指标要求,对箱体进行了热控设计和防护设计。动力学和热光学实验结果表明,本文设计的电控箱工作可靠,能够满足遥感器的各项技术指标。

参考文献

- [1] 李波,张旭辉.空间光学遥感器天然辐射效应数据库研究[J].*航天返回与遥感*,2005,26(4):37-44.
- [2] 张立国,李豫东,刘泽洵,等.TDI-CCD 总剂量辐射效应及测试[J].*光学·精密工程*,2009,17(12):2924-2930.
- [3] 关英俊,辛宏伟.空间相机 CCD 电箱结构设计与分析设计[J].*机械设计与制造*,2011,20(7):35-37.
- [4] 李延春,董吉洪,李威,等.空间遥感器圆柱体电控箱的设计与分析[J].*光机电信息*,2010,27(11):115-120.
- [5] 任建岳,陈长征,何斌,等.SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J].*光学·精密工程*,2008,16(12):2537-2543.
- [6] 崔岩,李丽富,李景林,等.制备空间光机结构件的高体份 SiC/Al 复合材料[J].*光学·精密工程*,2007,15(8):1175-1180.