

文章编号: 1002-1582(2011)01-0080-05

月基望远镜热设计及热分析^{*}

李书胜^{1,2}, 吴清文¹, 杨献伟^{1,2}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 为了利用月球观测地球等离子体层的优势, 开展了月基望远镜的研究, 并对其进行了热设计和热分析。分析了月基望远镜所处的空间环境。对望远镜各个部分进行了热设计; 采用被动热控措施控制望远镜的温度水平, 降低空间环境的影响; 采用热疏导的方式对探测器进行散热。根据月基望远镜的空间环境、结构特点, 以及采取的热控措施, 在I-DEAS/TMG软件中建立有限元模型, 并进行了仿真分析。分析结果: 光学系统部分最大温度范围为-50℃~60℃, 机械结构部分为-110℃~105℃。热设计方案合理可行, 满足热设计要求, 其研究方法对其他舱外月基探测器的热设计具有一定的指导和借鉴作用。

关键词: 地球等离子层; 月基望远镜; 热设计; 热分析

中图分类号: V19 文献标识码: A

Thermal design and thermal analysis for the moon-landed telescope

LI Shusheng^{1,2}, WU Qingwen¹, YANG Xianwei^{1,2}

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

(2. Graduate University of Chinese Academy of Science, Beijing 100039, China)

Abstract: In order to explore the plasma sphere of the earth on the moon, a moon-landed telescope (MLT) is carried out. The thermal design and the thermal analysis of a moon-landed telescope (MLT) are presented. The thermal environment of the MLT is analyzed. The thermal design of the MLT is developed. A passive thermal control system is used to control the temperature of the MLT to reduce the influence of the MLT to the external environment. The heat dissipation of detector is researched with the approach of conduction. The finite element model is built based upon the environment, the structure and thermal control system of the telescope with I-DEAS/TMG. The thermal control system is simulated and calculated. The results of analysis indicate that the temperature of optical system is -50℃~60℃ and the other parts is -110℃~105℃. The results of the simulation indicate that the thermal design is reasonable. The research method could give some guidance and reference for the thermal design of other moon-landed detectors out of the cabin.

Key words: the plasma sphere of the earth; moon-landed telescope (MLT); thermal design; thermal analysis

0 引言

空间环境是航天器在轨运行时所遇到的自然和

人为环境, 主要包括真空、冷黑、太阳辐照、微重力、空间碎片、原子氧、等离子体以及磁层亚暴环境等。其中等离子层分布在离地球表面 70~300km 的范

* 收稿日期: 2010-07-18

E-mail: lss861209@gmail.com

作者简介: 李书胜(1984-)男, 长春光学精密机械与物理研究所硕士研究生, 从事空间光学遥感器热控制研究。

围内,其电子密度随昼夜、季节、纬度和太阳活动而变化。地球等离子层作为近地空间重要的活动区域,其分布和演变过程对航天器飞行有重要的影响:等离子体环境对轨道上运行的卫星会引起卫星附加电阻力,使探测仪器产生假信号,高压太阳阵电源系统漏电、大型天线增益下降和指向精度减小等^[1]。故加强对地球等离子体层的探测与研究对我国的航天工程具有极其重要的应用价值。

极紫外成像探测是利用等离子体层的 He^+ 离子,在太阳辐射作用下激发出波段为 30.4nm 的光辐射来实现的。目前极紫外成像探测主要利用太阳同步轨道卫星、地球椭圆轨道卫星以及月球轨道卫星对地球等离子体层进行成像。美国宇航局 2000 年利用地球椭圆轨道的 IMAGE 卫星携带的极紫外成像仪,第一次获得了地球等离子体层在赤道面上的全球分布及其在太阳扰动期间的变化^[2]。但这种探测只有当卫星处在远地点时,才能拍摄到地球等离子体层的整个图像。

月球自转周期和公转周期一致,即月球表面面向地球的一面会始终面向地球,于是在月球观测地球等离子体层便成为极紫外成像探测的一种新方式。另外,月球上地质构造非常稳定以及月球表面具有高度真空和高度洁净的空间环境,这些都是在月球上进行天文观测的有利条件^[3]。因此,中国探月二期工程提出开展月基地球等离子体层极紫外成像研究(即研制某月基望远镜),在月球公转过程中,从侧面不同角度对位于地球赤道面附近的极紫外辐射进行探测,研究目前未知的地球等离子体层的三维结构。本文分析了月基望远镜所处的空间环境,并对其进行了详细的热设计和热分析。

1 月基望远镜及所处环境简介

月基望远镜由望远镜主体和电控箱组成。望远镜主体安装在着陆器表面;电控箱安装在着陆器的舱内,通过电缆与望远镜主体连接。望远镜主体部分由镜头盖、反射镜、探测器组件和望远镜机身等部分组成。

月基望远镜将受到太阳辐射、月表红外辐射和月表太阳反射以及冷黑热沉的交替加热和冷却,同时还受到其探测器、高压模块等内热源的扰动,空间环境非常恶劣^[4]。月基望远镜将着陆于月球北纬 44°左右,其所处的月表温度变化如图 1 所示。

由图 1 可以看出,月基望远镜所处的空间环境温度变化范围可达 360K,且高低温持续时间均有 14 天左右,这就给其热设计带来了巨大的困难。月

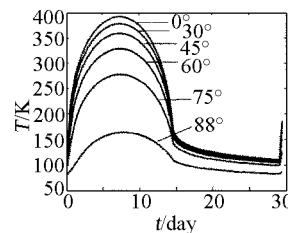


图 1 月表温度变化曲线

昼期间望远镜整体温度水平很高,此时内热源产生的热量若不能够及时散出,可能会导致探测器等内热源的温度超出工作范围,导致探测失败;月夜期间由于无功耗供给,月基望远镜将面临“无米之炊”的境地,故保证其在月夜期间的温度水平保持在允许的温度范围内将是热设计的重中之重。

2 热设计

月基望远镜热设计是通过控制望远镜内部和外部之间的热交换过程,使其在月昼期间的温度维持在正常工作所允许的范围内,在月夜期间保证其光学性能不丧失,同时还应满足高可靠性等要求^[5 6]。

2.1 热设计指标及热设计原则

综合考虑月基望远镜的空间环境以及其光学性能要求,确定其热控指标为:机械结构部分: -120°C ~ 110°C;探测器及反射镜: -60°C ~ 70°C;反射镜径向温差低于 1.5°C。

在月基望远镜的热设计过程中遵循了以下原则^[7 8]:

- 1) 采用成熟的被动热控技术和实施工艺,遵循各项热控规范和标准,力求简单、可靠。主要采用热控涂层、多层隔热材料、隔热及导热等措施;
- 2) 光、机、电、热设计的有机统一。其中包括光机设计时合理的光学材料、结构材料的选择等;
- 3) 依据局部位置热控指标不同,针对性设计热控方案。对于内热源等电子元器件需要进行专门的热设计;
- 4) 多种方案对比分析,最终优化热设计方案。

以热控指标为依据,严格遵循热设计原则,最终确定月基望远镜的热控措施。

2.2 望远镜主体热控

如前所述,望远镜主体和转台直接裸露于外空间,受到外热流和冷黑空间的交替影响,同时转台部分安装在月球着陆器上,受到月球着陆器安装面及安装在着陆器上的其他载荷的热影响。为使望远镜主体和转台的温度维持在指标范围内,对其采用如下热控措施:

- 1) 为最大限度地减小空间环境的剧烈变化对

望远镜温度分布的影响,降低望远镜在月昼和月夜的温差。在望远镜表面除安装面及预留的散热面外均包覆多层隔热组件,并在多层外表面粘贴低反射率、低吸收率的面膜,以降低对太阳能的吸收,减少对外散失的热量。其中俯仰轴转动环节的多层隔热组件的包覆采用如图2所示的包覆方式:不但有效地防止多层组件使转动部位的卡死,而且漏热量很小。多层次和支架之间距离为1mm,空气在-60℃时的导热率为 $\lambda = 0.0204 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,漏热距离为30mm,漏热面积为 $1.885 \times 10^{-4} \text{ m}^2$,外部空间为冷黑,可粗略计算其通过空气传导漏热量为0.027W,故转动部位采用这种多层次包覆方式是比较合理的。

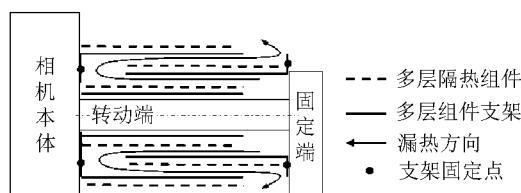


图2 俯仰轴处多层次材料的包覆

2) 由于月基望远镜安装点的温度变化很大(-140℃~100℃),为减小其对月基望远镜温度水平的影响,在月基望远镜和月球着陆器之间用聚酰亚胺垫隔离,在其连接处采用钛合金螺钉连接,以增强隔热效果。

3) 工作期间望远镜镜筒内表面会受到太阳光的直接照射,为减少对太阳能的吸收,增强镜筒内部的辐射换热,在镜筒内表面喷涂白漆($\alpha_s/\varepsilon = 0.12/0.92$),有利于内部温度的均匀化,并可以降低工作期间望远镜的整体温度水平。

4) 保证月基望远镜能够安全地渡过月夜是此热设计的一个难点。传统的太阳能电池和蓄电池难以满足工作的需要,而同位素热源在现阶段的月球探测及深空探测任务中得到了广泛地应用,是唯一可行的热源^[9]。故在镜头盖上安装同位素热源及其散热盒(如图3所示),以提高其在月夜期间的温度水平。经初步计算安装8W的同位素热源时,月夜期间月基望远镜各部位的温度均能够满足要求。

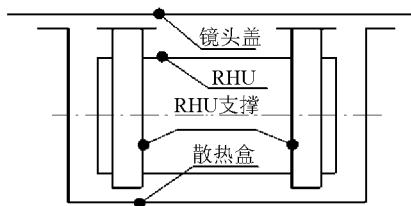


图3 RHU 安装位置示意图

2.3 反射镜组件热控

反射镜是保障探测成像的关键因素之一,其温

度变化范围可达110℃。温度的剧烈变化所带来的光学或机械误差,会导致望远镜的探测质量下降。因此应该从材料、结构等多方面考虑望远镜组件的热控制。

反射镜组件主要采用非热敏感化结构设计。采用适合大温差工作环境、低线膨胀系数的微晶玻璃作为镜体的基本材料,并轻量化处理,保证反射镜在较大的温度变化时引入的变形尽量小,同时采用超低膨胀合金作为直接与反射镜连接的材料。镜面镀高反射膜,以减少探测期间对太阳能的吸收;反射镜背面及其支撑结构均表面处理,使其具有较高的发射率,提高反射镜温度分布的均匀性。

2.4 探测器组件的散热

探测器在一个月球轨道周期内工作时间长达10天,并且此时望远镜的整体温度水平很高,这就给探测器组件的散热带来很大的难度。通过对探测器组件安装方式及整星热控措施的综合考虑,对于探测器组件的热设计主要采用热疏导的方式(如图4所示)。一方面,探测器组件与其支撑架之间填充导热填料,将部分热量传到望远镜中筒;另一方面,探测器产生的热量经导热铝块传至热管,再由热管传到散热面,最终通过散热面将热量辐射到外部空间。

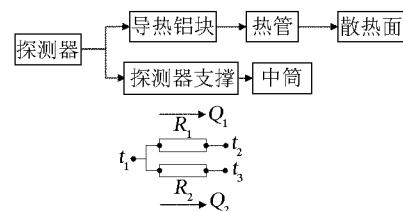


图4 探测器热疏导示意图及热阻分析

图中 $R_1 = R_{\text{contact1}} + R_{\text{conduct1}}$,其中 R_{contact1} 为探测器与导热铝块之间的接触热阻; R_{conduct1} 为热管的传导热阻。 $R_2 = R_{\text{contact2}} + R_{\text{conduct2}}$,其中 R_{contact2} 为探测器与其支撑结构之间的接触热阻; R_{conduct2} 为探测器支撑结构的传导热阻。

已知探测器的发热功率为2W,探测器表面积为 $3.2 \times 10^{-3} \text{ m}^2$,热管选用φ5mm的铝氮槽道式热管,热管的传热系数 h 取为 $1.0 \times 10^5 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,探测器与其安装面之间填充导热填料,其传热系数 h_1 按照 $1000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 计算,探测器表面发射率为 $\varepsilon = 0.85$,角系数 f 近似为1,斯忒藩-玻耳兹曼常量 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$,探测器支撑材料为钛合金,其导热率 $\lambda = 7.4 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,此时散热面和望远镜主体的温度均取为55℃。

由已知可求得 $R_1 = 1.98(\text{K/W})$, $R_2 = 38.1(\text{K}/$

W)。利用公式 $\Delta t = Q \cdot R$ 可得

$$t_1 - t_2 = Q_1 \cdot R_1 \quad (1)$$

$$t_1 - t_3 = Q_2 \cdot R_2 \quad (2)$$

$$Q_1 + Q_2 = 2.0 \quad (3)$$

联立(1)、(2)和(3)式可得: $Q_1 = 1.9$, $Q_2 = 0.1$, $t_1 = 59.0^\circ\text{C}$ 。

由此可知采取有效地热疏导措施后探测器工作时的温度满足热控指标。由于在数学计算模型建立和分析中采取了一定的假设和近似,故通过数学分析求出的结果和实际结果会有一定的误差。

3 热分析

为验证热设计的正确性,对月基望远镜热控系统进行了热分析。在 IDEAS 中建立其热分析模型如图 5 所示。其中月基望远镜的轨道完全按月球轨道参数进行设置;通过对月基望远镜对月表的视角系数的计算,选取边长为 100mm 的矩形模拟月表;望远镜各部件之间的热传导均通过建立接触热阻模拟。

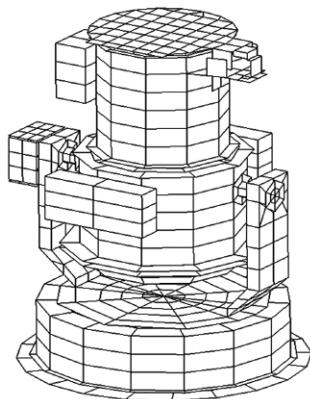


图 5 月基望远镜热分析模型

根据月基望远镜的空间环境、工作模式、内热源的分布以及热控涂层的热物性状态等,规划了 3 个工况进行热分析。工况定义及热分析结果如下:

1) 月夜保温工况: 月基望远镜与着陆器平台连接界面处的温度为 -140°C ; 望远镜处于 4 K 冷黑空间中; 镜头盖关闭; 无太阳照射; 探测器不工作; 月表温度为 -180°C ; 同位素热源 8W。该工况温度分布图如图 6 所示,关键部位温度如表 1 所示。探测器温度为 -40.3°C ; 反射镜温度为 -49.5°C ,其径向温差为 0.1°C 。

2) 月昼工作工况: 月基望远镜与着陆器平台连接界面处的温度为 100°C ; 望远镜处于 4 K 冷黑空间中; 镜头盖打开; 太阳直射入光口; 探测器工作功耗为 2W; 月表温度为 90°C ; 同位素热源 8W。该工况温度分布图如图 7 所示,关键部位温度如表 1 所

示。探测器温度为 56.0°C ; 反射镜温度为 54.0°C ,其径向温差为 0.9°C 。

3) 初期待机工况: 月基望远镜与着陆器平台连接界面处的温度为 100°C ; 望远镜处于 4 K 冷黑空间中; 镜头盖关闭; 太阳以 44° 方向照射望远镜; 探测器不工作; 月表温度为 90°C ; 同位素热源 8W。该工况关键部位温度如表 1 所示。探测器温度为 60.0°C ; 反射镜温度为 57.0°C ,其径向温差为 0.6°C 。

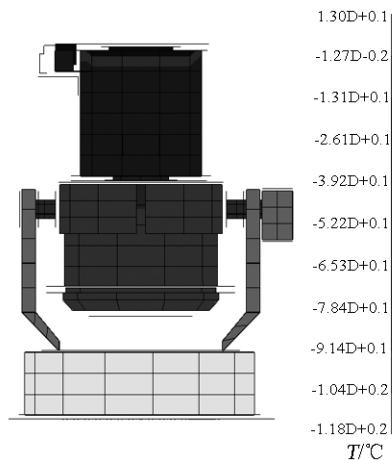


图 6 月夜时月基望远镜的温度分布

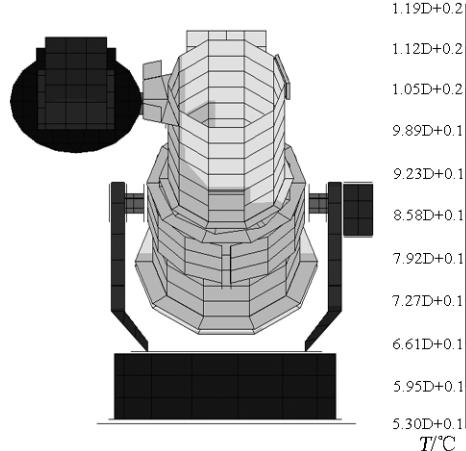


图 7 月昼时月基望远镜的温度分布

| 部位 | 温度指标/°C | 月夜保温/°C | 月昼工作/°C | 着陆初期/°C |
|----------|---------------------|--------------------|------------------|------------------|
| 探测器 | $-60.0 \sim 70.0$ | -40.3 | 56.0 | 60.0 |
| 反射镜 | $-60.0 \sim 70.0$ | $-49.4 \sim -49.5$ | $53.5 \sim 54.4$ | $57.2 \sim 57.8$ |
| | <1.5 | 0.1 | 0.9 | 0.6 |
| 立柱 | $-120.0 \sim 110.0$ | -106 | 94.0 | 101.5 |
| 中镜筒 | $-120.0 \sim 110.0$ | -49.0 | 56.0 | 63.4 |
| 支架 + X 面 | $-120.0 \sim 110.0$ | -96.3 | 84.7 | 94.9 |

由分析结果我们可以看出,采用合理的热控措

施后,月基望远镜机械结构部分的温度范围为-110℃~105℃;探测器的温度范围-41℃~60℃;反射镜的温度范围-50℃~60℃,径向温差小于1.0℃,均满足热控指标要求。

4 结论

月基望远镜所处的空间环境温度变化范围大,高低温持续时间长,并且没有主动热控供给,这些都给其热设计带来了巨大的挑战。月基望远镜的热设计主要采用热控涂层、多层隔热材料、导热填料、热管、同位素热源以及材料的表面处理等被动热控措施。在 Ideas-TMG 中建立其有限元模型,并对热控系统进行仿真分析。分析结果满足热控指标,验证了热设计的正确性及合理性。下一步可以开展相关的热平衡试验,指导热分析模型的修正,进一步优化热设计方案。文中所研究的月基望远镜的热设计方法,对其他舱外深空探测器的热设计具有一定的指导和借鉴作用。

参考文献:

- [1] 黄本城. 黄本城文集 [M]. 北京: 中央编译出版社, 2007: 215—217, 105—114.
Huang B C. The Corpus of Huang Bencheng [M]. Beijing: Central Compilation & Translation Press, 2007: 215—217, 105—114.
- [2] 范品忠. IMAGE 卫星使不可见成为可见 [J]. 激光与光电子学进展, 2003, 40(1): 56—57.
Fan P Z. IMAGE satellite make the invisible to become visible [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2003, 40(1): 56—57.
- [3] 欧阳自远. 月球探测的进展和中国的月球探测 [J]. 地质科技情报, 2004, 23(4): 1—5.
Ouyang Z Y. International lunar exploration progress and Chinese

lunar exploration [J]. Science of Geological Science and Technology Information, 2004, 23(4): 1—5.

- [4] 叶培建, 肖福根. 月球探测工程中的月球环境问题 [J]. 航天器环境工程, 2006, 23(1): 1—11.
Ye P J, Xiao F G. Issues about lunar environment in lunar exploration project [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(1): 1—11.
- [5] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制(2版) [M]. 北京: 科学出版社, 1998: 377—379.
Min G R, Guo Sh. Thermal control of spacecraft (2nd ed.) [M]. Beijing: Science Press, 1998.
- [6] 郭亮, 吴清文. 光谱成像仪 CCD 组件的热分析及验证 [J]. 光学精密工程, 2009, 17(10): 2440—2444.
Guo L, Wu Q W. Thermal design and proof tests of CCD components in spectral imagers [J]. Optical Technique, 2009, 17(10): 2440—2444.
- [7] 杨文刚, 余雷, 陈荣利, 等. 高分辨率空间相机精密热控设计及验证 [J]. 光子学报, 2009, 38(9): 2363—2367.
Yang W G, Yu L, Chen R L, et al. Precise thermal control and validation for high resolution space camera [J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(9): 2363—2367.
- [8] 黎明, 吴清文, 江帆, 等. 三线阵立体测绘相机热控系统的设计 [J]. 光学精密工程, 2010, 18(6): 1367—1373.
Li M, Wu Q W, Jiang F, et al. Design of Thermal control system for three-linear array mapping cameras [J]. Optical Technique, 2010, 18(6): 1367—1373.
- [9] 郑文波, 黄志勇, 吴知非, 等. 放射性同位素热源与空间反应堆在深空探测领域的应用 [C]. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第一界学术会议, 上海, 2005.
Zheng W B, Huang Z Y, Wu Z F, et al. The application of radioisotope heat source and space reactor in deep space detection fields [C]. Conference of Deep Space Exploration Technology Chinese Society of Astronautics. Shanghai, 2005.