

超大口径在轨组装红外望远镜遮阳罩热设计

王洪亮^{1,2}, 郭亮^{1*}, 熊琰^{1,2}, 许博谦¹, 于夫男¹, 高燕¹, 石启龙¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 超大口径在轨组装红外望远镜体积大、工作温度低, 各组装模块间存在相互干扰, 传统热控手段不能完全满足其热控需求。为达到热控指标, 分析、利用日地-L2 点轨道外部热环境特性, 设计了一个面向超大口径在轨组装红外望远镜的五层遮阳罩。使用 UG 软件建立了该望远镜有限元模型, 并进行了仿真分析。结果显示: 来自太阳的 $1\,296\text{ W/m}^2$ 的热辐射经过遮阳罩的遮挡后, 到达低温区的辐射强度降低到 0.036 W/m^2 , 望远镜在遮阳罩展开后约 210 天时通过辐射被动制冷降温至 50 K 以下, 满足热控需求。该设计为未来我国建造超大口径空间望远镜进行了热控技术探索, 具有一定的参考价值。

关键词: 遮阳罩; 在轨组装; 红外望远镜; 日地 L2 点轨道

中图分类号: V416.5 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1214001

Thermal design of ultra-large diameter in-orbit assembly infrared telescope sunshield

Wang Hongliang^{1,2}, Guo Liang^{1*}, Xiong Yan^{1,2}, Xu Boqian¹, Yu Funan¹, Gao Yan¹, Shi Qilong¹

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

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Due to the large size and low operating temperature of the ultra-large diameter in-orbit assembly infrared telescope, mutual interference between assembly modules, the traditional thermal control methods cannot fully meet its requirements. In order to meet the proposed thermal design index, the external thermal environment analysis of the SE-L2 orbit was completed, and a five-layer sunshield for the ultra-large diameter in-orbit assembly infrared telescope was designed. The telescope finite element model was established and then simulated with the UG software. The simulation results show that after being shaded by the sunshield, the intensity of the thermal radiation from the sun, which is $1\,296\text{ W/m}^2$, reduces to 0.036 W/m^2 when it reaches the low temperature area. 210 days after the sunshield is unfolded, the temperature of this kind of telescope reduces to less than 50 K, through passive cooling radiation, meeting the demand of thermal control. This design is a valuable reference on the Chinese future construction of ultra-large space telescope because of the research on its thermal control.

Key words: sunshield; in-orbit assembly; infrared telescope; SE-L2 orbit

收稿日期: 2019-10-11; 修订日期: 2019-11-21

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFE0205000); 国家自然科学基金(61605203); 中国科学院青年创新促进会(2015173)

作者简介: 王洪亮(1993-), 男, 硕士生, 主要从事空间光学传感器热控技术方面的研究。Email: wfaqwhl@126.com

导师简介: 郭亮(1982-), 男, 副研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事智能/精密热控、目标与环境辐射特性、空间机器人方面的研究。

Email: guoliangciomp@qq.com

0 引言

空间望远镜运行在复杂、极端的宇宙热环境之中,为保证其稳定运行,获得高质量的图像,必须通过热控措施保证其温度合适、稳定。为此国内外航天工作者进行了大量工作^[1-5],形成了现在的空间光学遥感器热控技术体系。而超大口径在轨组装红外望远镜体积大、工作温度极低,且模块间存在相互影响,传统的包覆多层等热控措施不能满足其热控需求。日地第二拉格朗日点(L2)轨道具有优异的空间热环境特性,在该点太阳、地球等主要外热源均位于同一侧,且背向太阳的一侧没有强的可将光和热辐射,因此可通过一个遮阳罩对主要外热源进行遮挡,使望远镜通过被动辐射冷却到预定温度。利用这一特性欧洲局的赫歇尔望远镜使用一个固定的遮阳罩阻挡来自太阳的热量,利用辐射降温使镜面被动冷却到 80 K 以下^[6]。NASA 的 JWST 通过一个五层的展开式遮阳罩隔绝大部分来自太阳的热辐射,使镜面被动冷却到 50 K 以下^[7]。SAFIR 也将通过展开式遮阳罩与主动制冷装置配合,通过主被动相结合的方式使望远镜冷却到 4 K^[8-9]。但这些遮阳罩的设计都是面向一体式或展开式望远镜的,其设计会对在轨组装产生干扰,不能满足在轨组装的需求。

文中简单介绍了第二拉格朗日点轨道及其空间环境特性,利用该轨道主要外热源均位于同一侧,且背向太阳的一面无强的外热源和可见光的空间热环境特性对某 10 m 口径在轨组装红外空间望远镜进行了遮阳罩设计,确定了遮阳罩的材料、形状、张角以及层数等主要参数。发射前将遮阳罩及其支撑装置折叠收纳,减小发射体积。在发射、组装完成后进行在轨展开。通过该遮阳罩对主要外部热辐射进行遮挡,减少到达望远镜的热量,使望远镜利用宇宙背景的冷黑特性,通过被动辐射降温至 50 K 以下。仿真分析结果表明,望远镜可在遮阳罩展开后经辐射散热约 210 天时降温至 50 K 以下,降温过程温度变化缓慢、平稳,不存在剧烈的温度波动,满足热控需求。为将来我国建造超大口径在轨组装望远镜进行了热控技术探索,具有一定的参考和借鉴价值。

1 日地 L2 轨道及热环境

1772 年,拉格朗日推断出两个质量相差悬殊的

天体在同一平面上存在着五个特殊的点,在这五个点上,物体所受的万有引力与离心力相平衡。如图 1 所示,日-地第二拉格朗日点(L2 点)位于太阳与地球连线反向延长线上地球外侧约 150 万公里处,空间环境优异,是深空探测的绝佳位置。在该点航天器所受的太阳和地球的引力与离心力相平衡,每年只需要一个很小的 Δv 即可使航天器长期运行在该轨道^[10],这将节省大量的推进剂。运行在 L2 点的望远镜并不是静止在该点,而是沿 Halo 轨道环绕该点旋转,从而脱离了地球阴影区,获得连续稳定的光照,可实现长时间的连续不间断观测。

空间热环境方面,太阳、地球等主要外热源均位于同一侧,且背向太阳的一面没有强的可见光和红外辐射,因此可以通过遮阳罩屏蔽这些外部热源,使望远镜借助宇宙冷黑背景,被动辐射冷却至极低的温度。这将大大降低热控难度,减少热控能耗。这些突出的特性使得 L2 点成为红外天文观测的绝佳观测点。

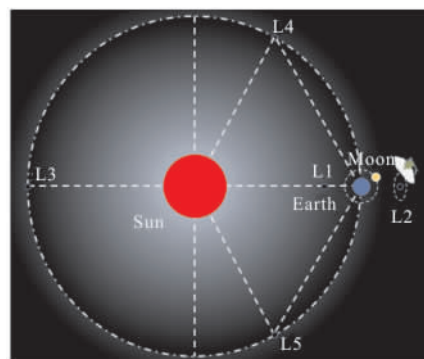


图 1 日地系统拉格朗日点

Fig.1 Sun-Earth Lagrange points

2 10 m 在轨组装望远镜

2.1 望远镜简介

超大口径在轨组装望远镜作为空间望远镜的一种发展趋势,存在着众多优势,如相同口径下制造难度低、突破了运载火箭运载能力限制等。文中的研究对象是一台 10 m 口径的在轨组装红外望远镜,其主镜由 36 片子镜拼接而成,组装后主镜直径达到 10 m。望远镜整体宽 10 m,高度超过 17 m,次镜与主镜之间的距离为 15 m,总长度超过 23 m。其运行轨道为日地第二拉格朗日点轨道,为降低望远镜自身热辐射对观测的干扰,获得更高的信噪比,要求工作时镜面温度低于 50 K。

2.2 坐标定义

望远镜并不是固定在 L2 点,而是在绕 L2 点旋转,其旋转半径约为 38.5 万公里,周期约为 6 个月。望远镜坐标系 $O-XYZ$ 定义如图 2 所示,其中原点 O 位于望远镜中心处,+ X 轴方向指向望远镜绕 L2 点飞行方向,+ Z 轴方向指向太阳,+ X 轴方向根据右手螺旋定则确定。 θ 、 Φ 、 ψ 分别表示绕望远镜绕 X 、 Y 、 Z 轴摆动的角度。

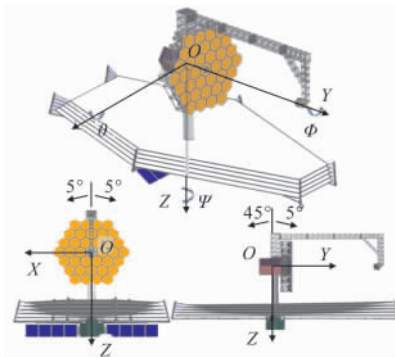


图 2 望远镜坐标、姿态定义

Fig.2 Definition of the telescope coordinate and attitude

2.3 望远镜姿态

为满足科学探测需求,要求望远镜一年内观测到整个天空,并且在任一时刻均可以观测到至少 35% 的区域。为满足要求,考虑到遮光罩设计和轨道特性等情况,确定了望远镜姿态。望远镜绕 X 轴俯仰的范围为 $-5^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ 。绕 Y 轴方向上两侧各取 5° 的滚动余量。在实际观测中望远镜和太阳的距离与观测距离相比可忽略不计,如图 3 所示阴影部分为任意时刻望远镜可观测的区域约占整个天空的

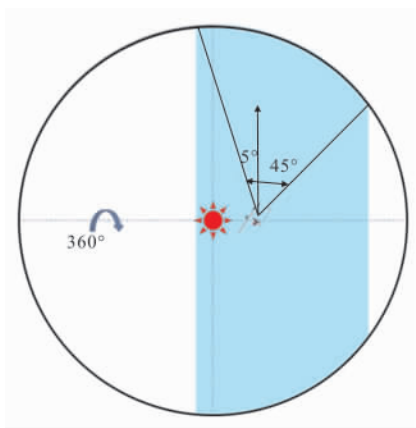


图 3 任一时刻可观测区域

Fig.3 Observable area at any time

39.7%,且一年内的观测区域叠加可以覆盖整个天空,符合观测要求。

3 遮阳罩设计

遮阳罩利用 L2 点优异的热环境条件遮挡了大部分来自太阳和地球的热量,将望远镜分成冷热两区。为保证遮阳罩在各工作姿态下均能有效地阻挡外部热辐射,其形状、层数、材质等均需进行严谨地设计。

3.1 遮阳罩形状

为保证能够有效地遮挡来自太阳、地球等主要外热源的热辐射,遮阳罩必须足够大。但遮阳罩的增大会导致遮阳罩重量增加,同时展开和支撑难度也将增大。因此遮阳罩的每一层的形状和大小都应进行单独设计,在保证遮阳效果的同时尽可能减小其面积。

以往通过光线追迹的方法确定遮阳罩形状,需要进行大量的光线追迹,求解过程复杂、难度大。文中通过反向投影的方法确定遮阳罩轮廓,简化了设计过程。其基本流程为:按该层的相关参数创建一个足够大的曲面;从望远镜的各姿态中选取适量有代表性的姿态;确定各姿态下望远镜的关键点;将这些关键点沿太阳辐射反方向投影到创建的曲面上;根据所有的投影点绘制包络线确定遮阳罩轮廓曲线;修正遮阳罩曲面确定该层最终形状。

以最内层为例,为保证遮阳效果,在望远镜满足科学观测需求的姿态基础上, θ 和 Φ 方向上再各取 4° 的操作余量。如图 4 所示为望远镜的姿态角,取图中标注的 28 个姿态,并选取各姿态下望远镜的关键

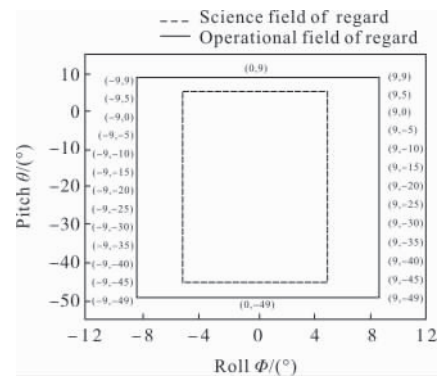


图 4 望远镜观测角

Fig.4 Fields of regard of the telescope

点。为满足遮阳罩形状要求,各关键点向外取 500 mm 安全余量。将各姿态的关键点沿此姿态下太阳辐射的反方向投影到创建的曲面上,得到一系列点,绘制包络线。将曲面沿包络线裁剪、修正即可获得该层遮阳罩的形状。其他层依次按此方法确定其轮廓。

3.2 遮阳罩材料和层数

通过初步分析,材料和层数对遮阳罩热性能的灵敏度远大于张角,因此首先选定材料和层数。遮阳罩的材料选择要兼顾多方面因素。要求基底材料具有宽的应用温度范围;在低温情况下具有良好的柔性和韧性;低的热膨胀系数;同时还要兼具良好的力学性能和稳定性。综合以上因素,文中选择以聚酰亚胺薄膜作为基底材料。

在涂层的选择上,为减少到达低温区的热量,最外层面向太阳的一侧应具有低的 α_s/ε , 使最外层在尽量少吸收太阳辐射的同时,将大部分吸收的热量发射回太空,降低最外层的温度;其他表面应具有高的反射率和低的吸收率,将大部分热量在进行有限次反射后排向太空中。按照上述要求,最外层朝向太阳一面采用镀铝涂层和硅氧化物涂层,使该面在具有镀铝涂层低太阳吸收率的同时获得最高 0.26 的发射率;其他表面均采用镀铝涂层,可获得低于 0.035 的红外吸收率。

为确定遮阳罩层数,取前后(Y轴正负方向)张角 1° ,左右(X轴正负方向)张角 2° ,确定遮阳罩热性能随层数变化的大致趋势,初步选定遮阳罩层数。

图 5 为随遮阳罩层数的变化望远镜主镜温度变化情况和到达低温区的热辐射强度变化情况。可见

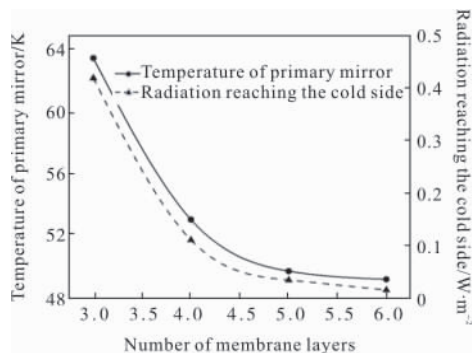


图 5 遮阳罩层数对热性能的灵敏度

Fig.5 Sensitivity of sunshield layer to thermal performance

前期随着层数的增加,遮阳罩的遮阳效果提升明显,五层时主镜温度降低到 50 K 附近,且随着层数的增加,遮阳效果提升趋势减缓。因此暂时选定遮阳罩层数为五层。

3.3 遮阳罩层间张角

来自外部热源的热辐射直接照射在遮阳罩的最外层薄膜上,依次经过各层薄膜阻隔,最终只有极少量的热量到达低温区。如图 6 所示,为提高各层阻挡效率,各层薄膜之间设计了一个张角,使得相邻层之间形成了一个中心窄边缘宽的楔形区域,从第 N 层发射出的热辐射在其与 $N+1$ 层之间经过有限次反射后大部分被排向太空中。从而减少了 $N+1$ 层吸收的热量,提高了阻挡的效率。

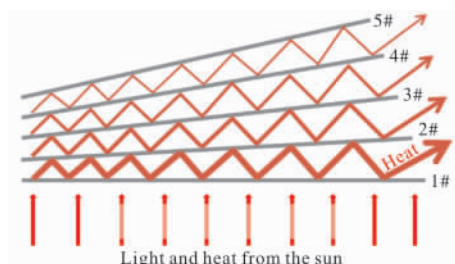


图 6 遮阳罩剖面

Fig.6 Section of sunshield

经过分析在一定范围内镜面温度随张角的变化如图 7 所示,当 X 方向上(左右)取 2.5° 张角时镜面温度最低;在一定范围内随着 Y 轴方向上(前后)张角增大,镜面温度降低,当取 1.5° 时可以满足热控温度指标,且支撑杆长度适宜。则遮阳罩前后张角取 1.5° ,左右张角取 2.5° 。

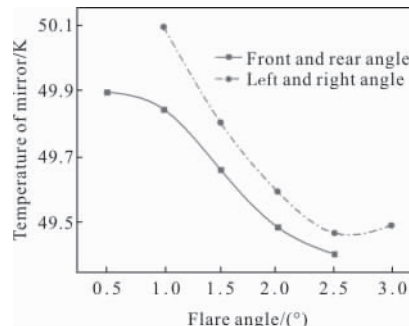


图 7 镜面温度对张角灵敏度

Fig.7 Sensitivity of mirror temperature to flare angle

4 仿真分析

该 10 m 在轨组装红外空间望远镜采用一个五层

的展开式遮阳罩遮挡来自太阳、地球等主要外热源的热辐射,所用薄膜主要属性如表 1 所示。

表 1 遮阳罩薄膜主要属性

Tab.1 Main attributes of sunshield film

Substrate		Polyimide
Sun-facing side of layer 1#	Coating	Aluminum coating+silicon oxide coating
	α_s	0.13
	ε	0.26
Other sides	Coating	Aluminum coating
	α_s	0.14
	ε	0.035

利用 UG 软件对望远镜及遮阳罩进行建模,模型共包含 2 497 个热耦合,14 325 个单元,22 008 个节点。计算中 L2 点高温工况下太阳辐射取 $1\,296\text{ W/m}^2$,使用 NX SPACE SYSTEMS THERMAL 求解器进行计算。计算结果表明,在遮阳罩展开后望远镜温度逐渐下降,并在发射后约 210 天时镜面温度下降至 50 K 以下,此时镜面温度分布如图 8 所示,最高温度为 49.801 K,最低 41.883 K,平均 45.741 K,满足镜面温度低于 50 K 的热控要求。

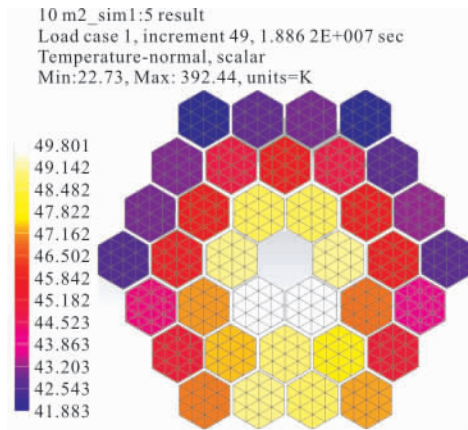


图 8 主镜温度分布

Fig.8 Temperature distribution of primary mirror

此时遮阳罩最外层的最高温度达 390.97 K ($117.82\text{ }^{\circ}\text{C}$),最内层最高温度 111.41 K ($-161.74\text{ }^{\circ}\text{C}$) 最低温度 30.82 K ($-242.33\text{ }^{\circ}\text{C}$),各层之间热辐射传递如图 9 所示。来自太阳的 $1\,296\text{ W/m}^2$ 的外部热辐射,经五层遮阳罩的遮挡后,到达低温区的热辐射强度降至 0.036 W/m^2 。

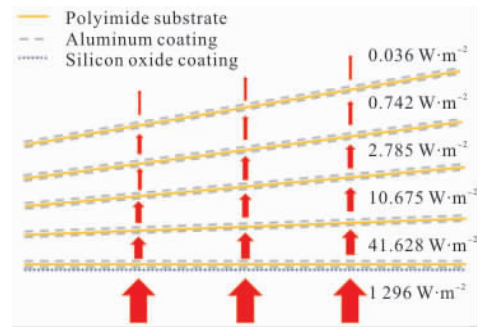


图 9 遮阳罩各层间热量传递

Fig.9 Heat transfer between the layers of the sunshield

5 结 论

10 m 在轨组装红外望远镜体积大,工作时要求镜面及相关光学设计处于极低的温度状态。为满足其热控要求,文中在分析了 L2 点轨道空间热环境特性后,借助该轨道主要外热源均位于同一侧的空间热环境特性进行了遮阳罩热设计。设计过程中通过反向投影的方法确定了各层遮阳罩的轮廓,与光线追迹法相比,设计过程复杂度和难度大幅降低。根据遮阳罩在热控及展开过程中对于薄膜材料的性能要求,选用双面镀铝聚酰亚胺薄膜作为遮阳罩材料,通过分析确定遮阳罩层数为五层。仿真分析结果显示,该遮阳罩可以有效遮挡外部热辐射,使望远镜主镜在遮阳罩展开后约 210 天时被动降温至 50 K 以下,满足热控需求。为将来我国建造超大口径在轨组装望远镜进行了热控技术探索和积累,具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] Jiang Fan, Wu Qingwen, Wang Zhongsu, et al. Thermal design of space camera baffle with low power [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(9): 0918002. (in Chinese)
- [2] Guo Liang, Wu Qingwen, Huang Yong, et al. Application of thermal management technique to thermal control for ultraviolet imaging spectrometers[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 45 (9): 189–194. (in Chinese)
- [3] Zhang Yue, Zhou Feng. Thermal design of light and small high resolution camera on Mars orbit[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(11): 2979–2983. (in Chinese)

- Chinese)
- [4] Chen Liheng, Wu Qingwen, Liu Weiqi, et al. Thermal design for space cameras [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(3): 556–562. (in Chinese)
- [5] Guo Liang, Wu Qingwen, Yan Changxiang. Thermal design of space spectral imaging apparatus and its analysis and verification [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(6): 1272–1280. (in Chinese)
- [6] Pilbratt G L. Herschel mission: status and observing opportunities [J]. *Optical Infrared & Millimeter Space Telescopes*, 2004, 577(577): 3–10.
- [7] Arenberg J, Flynn J, Cohen A, et al. Status of the JWST sunshield and spacecraft [C]//SPIE Astronomical Telescopes+Instrumentation, 2016.
- [8] Harvey P M, Rieke G H, Lester D F, et al. Single aperture far –infrared observatory (SAFIR) [C]//Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering, 2003, 4850: 1097–1108.
- [9] Lester D F, Mather J C, Benford D J, et al. The science case and mission concept for the Single Aperture Far–Infrared (SAFIR) Observatory [C]//Society of Photo–optical Instrumentation Engineers, 2004: 1507.
- [10] Nakagawa T, Hayashi M, Kawada M, et al. HII/L2 mission: future Japanese infrared astronomical mission [C]//Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering, 1998, 3356: 462–470.