

文章编号 1004-924X(2014)11-3019-09

广角极光成像仪滤光片的热设计及试验

杨化彬^{1,2}, 陈立恒^{1*}, 李 义¹, 刘宏伟¹, 何 飞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:针对广角极光成像仪对其光学系统温度的特殊需求,对成像仪使用的高温滤光片进行了热设计及相关试验。介绍了广角极光成像仪的光机结构,尤其是滤光片组件的结构。通过建立传导和辐射热阻的计算方程组,分析了由滤光片到镜筒整个换热路径中存在的热阻及其影响因素。然后,以影响热阻的因素作为设计变量,分析了影响镜筒温度的敏感变量。最后,提出了高温滤光片的热设计方案。真空验证试验表明:在高温和低温两种极端工况下,滤光片温度水平分别稳定在 105.8 °C 和 138.2 °C,其控温准确度优于 ±2.5 °C,控温稳定度优于 0.75 °C/min;反射镜组和探测器窗口温度水平和温差都满足热控指标。得到的结果显示,基于热阻和温度灵敏度分析的设计方法,能够快速明确影响热阻的敏感设计变量,减少设计过程的盲目性。空间高温滤光片的热设计满足了光学系统的要求,保证了广角极光成像仪滤光片组件与反射镜之间的温差。

关键词:广角极光成像仪;高温滤光片;极光观测;热阻;光学系统;灵敏度

中图分类号:V443.5;V416.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142211.3019

Thermal design and verification of transmission filter for wide angle aurora imager

YANG Hua-bin^{1,2}, CHEN Li-heng^{1*}, LI Yi¹, LIU Hong-wei¹, HE Fei¹

- (1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)
- * Corresponding author, E-mail: chenliheng3@163.com

Abstract: According to the demands of a Wide Angle Aurora Imager (WAAI) for its optical system in temperature, the thermal design and related test of a high temperature transmission filter in the imager were performed. The optical-mechanical structure of the imager was introduced, especially the transmission filter component. Then, based on establishing a equation set for conducting and radiating thermal resistance, the thermal resistance and its effect factors in the overall heat transfer path from the transmission filter to optical bench were analyzed. Furthermore, the effect factors on the thermal resistance were taken as design variables and the sensitive variables on the barrel temperature were analyzed. Finally, the thermal design of the space optical system was implemented depending on the above analysis result. Experimental results indicate that the filter average temperature reach 105.8 °C

收稿日期:2013-12-22;修订日期:2014-03-14.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 41204102)

and 138.2 °C, respectively, the control temperature accuracy is less than ± 2.5 °C and the temperature stability is less than 0.75 °C/min under the cold and hot extreme cases. The temperature indexes of the mirrors and detector window also satisfy the design demands. It concludes that the design method based on thermal resistance and temperature sensitivity analysis could find the sensitive design variables rapidly, reduce the blindness during thermal design. Moreover, the thermal design of the space high temperature transmission filter satisfies the optical requirement and effectively maintains the temperature difference between transmission filters and mirrors.

Key words: Wide Angle Aurora Imager (WAAI); high temperature transmission filter; aurora observation; thermal resistance; optical system; sensitivity

1 引言

在远紫外(Far Ultraviolet, FUV)波段中, N_2 分子辐射 LBH 带(140~180 nm)^[1] 的辐射强度分布可反映极光椭圆区的形态, 确定极光椭圆区的边界及地磁亚暴发生的时间和位置。广角极光成像仪搭载三轴稳定卫星平台在近极地圆形轨道上飞行, 主要是对极光椭圆区进行 FUV 波段探测。成像仪采用 2 个完全相同的离轴反射光学系统, 分别位于 2 个镜筒内。为了能够实现 FUV 波段的短波(<140 nm)截止, 离轴反射光学系统使用 BaF_2 滤光片, 其控制目标温度要求在 107~140 °C。通常情况下, 镜筒和其他反射镜的温度在 30 °C 左右, 因此光学系统内部的温差约为 80~110 °C。这是国内首次使用如此大温差的空间离轴光学系统, 其高温滤光片的热设计是空间光学遥感器热设计领域的一项新的挑战。

早在 20 世纪 70 年代, 国际上已经利用真空紫外波段对极光进行了探索。首次成功对极光进行全局紫外观测的是 1981 年发射的 DE-1 卫星上搭载的 SAI (the Spin-Scan Auroral Imager)^[2]。其后在加拿大宇航局的 Viking 卫星^[3] 和瑞典的 Fraja 卫星^[4] 上均搭载了紫外成像仪。1995 年美国宇航局(NASA)国际日地物理使命(the International Solar-Terrestrial Physics Mission, ISTP)任务中的远紫外成像仪^[5] 采用新型离轴三反光学系统, 将 MgF_2 滤光片置于入光口处, 视场角为 8°, 它只有在轨道远地点处($9R_E$) 才能观测到整个极光椭圆区。其反射镜筒的纵向温差不超过 10 °C, 横向温差不超过 5 °C。2000 年美国发射了在大椭圆轨道运行的自旋式 IMAGE 卫星, 其携带的宽波段成像仪(WIC)^[6] 使用逆卡塞格林光学系统实现对极光椭圆区的成像观测。

到 2005 年 12 月 IMAGE 卫星已停止工作^[7]。宽波段成像仪的操作温度为 -20~40 °C, 当反射镜温度低于 -20 °C 时, 它就会出现严重的离焦现象。宽波段成像仪和广角极光成像仪中均使用 BaF_2 滤光片, 然而由于受相机视场角和卫星姿态的限制, 两个成像仪的工作模式并不相同。宽波段成像仪的视场角为 $17^\circ \times 30^\circ$, 只有在远地点(42 000 km) 视场才能覆盖整个极区进行观测, 其曝光时间为 10 s。与广角极光成像仪相比较, 上述用于极光观测的成像仪的视场较小, 基本上都是在椭圆轨道上飞行, 只有在远地点才对极光进行观测。所以各成像仪每轨的工作时间较短, 平均内热源功耗较低。另外, 较为分散的光学元件位置能够降低内热源的变化对光学元件温度的影响, 增加光学部件的温度稳定性, 为热设计提供较大的裕量。

广角极光成像仪位于近极地圆轨道, 其轨道高度约为 830 km。为了能够在近地轨道完成全球 N_2 分子辐射的 LBH 带和极光椭圆区的探测任务, 广角极光成像仪的光学系统瞬间视场角可达到 $130^\circ \times 10^\circ$ 。当卫星通过地磁极区时, 为观测整个极光椭圆区, 广角极光成像仪通过沿轨扫描可实现 $130^\circ \times 130^\circ$ 的大视场角, 沿轨扫描周期约为 2 min。其他在轨时间, 成像仪需要长期对地凝视成像, 曝光时间为 8 s。这对广角极光成像仪滤光片的温度稳定度提出了严格的要求。镜筒内紧密分布的反射镜、滤光片和光量子计数探测器的光学元件, 其温度极易受周围热源变化的影响。尤其是高温 BaF_2 滤光片将会对反射镜和探测器的温度水平产生重大影响。因此高温 BaF_2 滤光片的热设计是整个成像仪热设计的重点和难点, 是决定广角极光成像仪能否完成全球 N_2 分子辐射的 LBH 带探测的关键。

在空间光学遥感器热设计和热分析的过程中, 很多热设计参数无法准确确定^[8]。为全面了

解高温滤光片对其他光学元件温度的影响,本文根据对热阻和温度灵敏度的分析结果,找出了对光学系统温差影响大的敏感设计参数,并对传导和辐射过程中的热阻进行了优化设计,最终确定了滤光片的热控方案并开展了相关的试验验证工作。

2 广角极光成像仪的光机结构及光学元件热控指标

2.1 广角极光成像仪的光机结构

广角极光成像仪机械结构如图 1 所示,主要包括 2 个独立的镜头、镜头支架、U 型底座等。两个镜头的结构完全相同,均采用离轴反射光学系统。反射镜头经过拼接可以形成 $10^{\circ} \times 130^{\circ}$ 的大视场。图 2 所示为成像仪镜头组件,成像仪的镜头组件包括反射镜筒、遮光罩、主镜(M_1)、次镜(M_2)、三镜(M_3)、四镜(M_4)、滤光片组件和探测器组件等。其中反射镜筒材料选用铝合金。主镜、次镜和四镜通过反射镜基座固定在镜筒内,镜座材料选用调质钢。三镜由于受到结构尺寸的限制,直接粘贴在镜筒壁上。特别地,由于两个镜头组件的结构完全一致,所处热环境基本相同,因此本文在分析中只提及单个镜头组件。

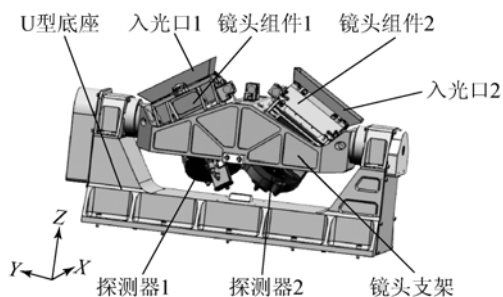


图 1 广角极光成像仪机械结构

Fig. 1 Wide angle aurora imager

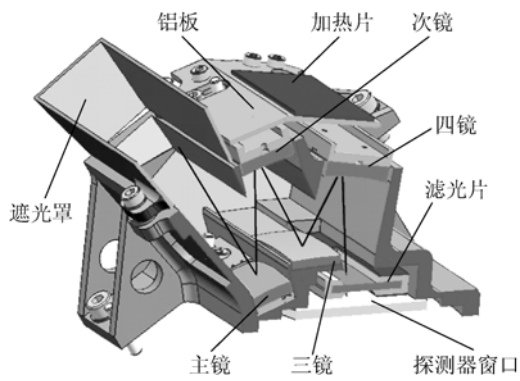


图 2 镜头组件

Fig. 2 Camera component

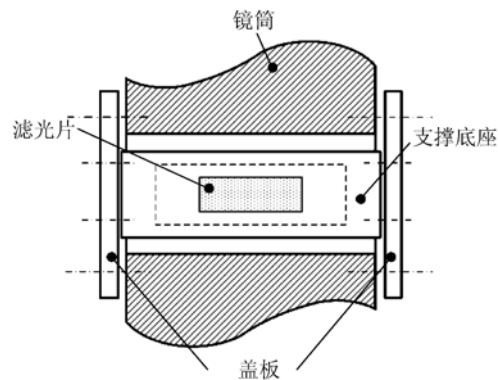


图 3 滤光片组件

Fig. 3 Transmission filter component

为了阻止波长小于 140 nm 的紫外波段的光进入探测器中,成像仪选用厚度为 2 mm 的 BaF_2 滤光片。随着温度的升高, BaF_2 滤光片截止波段的最小波长向长波方向移动。温度在 107 ~ 140℃ 内时, BaF_2 滤光片的最小截止波长约为 140 nm。图 3 所示为滤光片组件的结构,滤光片固定在支撑底座内,中间为滤光片的透光区域。滤光片底座与两侧盖板连接固定在镜筒上,其中滤光片支撑底座与镜筒内壁之间存在 5 ~ 8 mm 的间隙。

2.2 广角极光成像仪的光学系统热控指标

光学系统是空间光学遥感器的核心组成部分。广角极光成像仪光学系统的热控指标是:

- (1) 反射镜:温度为 25 ~ 40℃;不同反射镜之间温差 $< 1^{\circ}C$ 。
- (2) 滤光片:温度水平为 107 ~ 140℃;控温准确度为 $\pm 2.5^{\circ}C$;温度稳定度 $\leq 1.5^{\circ}C/2min$ 。
- (3) 探测器窗口:温度水平为 20 ~ 55℃。

3 热阻及镜筒温度灵敏度分析

光学元件作为空间光学遥感器中最重要的部件,将其温度控制在合理的指标范围内是保证空间光学遥感器在轨正常工作的必备条件。而在广角极光成像仪中,滤光片的热控直接决定成像仪能否实现短波截止,是成像仪热控中的重点和难点。为了保证 BaF_2 滤光片较高的温度水平(107 ~ 140℃),减少高温滤光片对周围部件(镜筒、反射镜组、探测器窗口等)温度的影响,大热阻设计是高温滤光片热设计的必由之路。基于热阻和温度灵敏度分析的设计方法,是指通过热阻和温度

灵敏度分析,根据温度对各设计变量灵敏度的规律,找到各设计变量的优化方向,使传导和辐射换热过程中的总热阻满足系统要求的设计方法。空间光学遥感在轨运行的主要换热方式有传导和辐射。下面分别介绍传导和辐射热阻的理论计算,最后分析影响镜筒温度对影响滤光片与镜筒之间热阻设计变量的灵敏度。

3.1 传导

热量由滤光片传导至镜筒需要经过支撑底座和盖板,这两个部件在热流方向上的截面积不同,因此支撑底座与盖板内的热流不同。但是在单个部件内部,其传导的能量与选用的材料、导热方向的厚度和截面积有关。因此在单个零件内,沿热流方向任一微元体的导热热阻计算公式为:

$$R_c = \frac{\delta}{A_c \cdot \lambda}, \quad (1)$$

其中: R_c 为导热热阻, δ 为热流方向的长度, A_c 为截面积, λ 材料导热率。

在不同部件的接触面处存在接触传导,接触热阻经验公式^[9]为:

$$R_{ct} = \frac{1}{K \cdot A_{ct}}, \quad (2)$$

其中: A_{ct} 为名义接触面积, K 为接触导热系数,其大小受多种因素的影响,例如温度、接触压力和接触表面粗糙度等。 K 的取值通常为 $50 \sim 1\,000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{C})$ 。^[10]

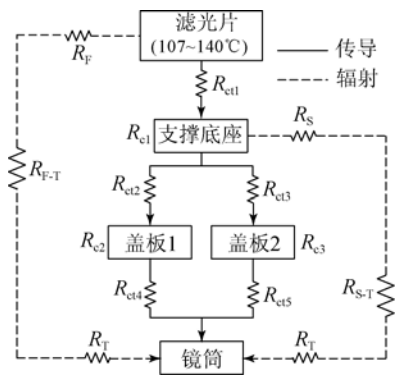


图 4 滤光片与镜筒之间热流的逻辑图

Fig. 4 Logic diagram of heat transfer between transmission filter and optical bench

图 4 所示为滤光片与镜筒之间热流逻辑图,实线为传导热流通道。滤光片组件与镜筒的相对位置关系如图 3 所示。由于滤光片底座通过两侧相同的盖板与镜筒相连,有:

$$R_{ct2} = R_{ct3}, R_{c2} = R_{c3}, R_{ct4} = R_{ct5}. \quad (3)$$

联立式(1)、(2)、(3)得到滤光片到反射镜筒的传导总热阻:

$$R_{cond}(K, A_{ct1}, \lambda) = R_{ct1}(K, A_{ct1}) + R_{c1}(\lambda) + \frac{1}{2}(R_{ct2}(K) + R_{c2}(\lambda) + R_{ct4}(K)). \quad (4)$$

3.2 辐射

另一种重要的换热方式是部件不同表面之间的辐射换热。冷黑空间是探测器件热源散热的终点。假定辐射换热在一个封闭空间内进行,封闭空间内的每个表面都是灰体。表面 i 的表面热阻和相应的空间热阻分别为:

$$R_i = \frac{1 - \epsilon_i}{\epsilon_i A_i}, \quad (5)$$

$$R_{ij} = \frac{1}{A_i F_{ij}}, \quad (6)$$

其中: R_i 为表面 i 的表面辐射热阻, R_{ij} 为表面 i 和表面 j 之间的空间辐射热阻; F_{ij} 为表面 i 到表面 j 的视角系数; ϵ_i, A_i 分别为表面 i 的红外半球发射率和面积。

图 3 所示的结构相对几何位置基本固定,滤光片表面透光区域红外半球发射率固定,因此整个系统中各个面之间的视角系数基本不变,滤光片与镜筒之间的直接辐射热阻是常数。图 4 中虚线代表辐射热流路径,滤光片到反射镜筒的辐射总热阻为:

$$R_{rad}(\epsilon) = R_s(\epsilon) + R_{s-T} + R_T. \quad (7)$$

3.3 温度灵敏度分析

灵敏度分析方法很多,大体可分为全局灵敏度分析和局部灵敏度分析。全局灵敏度分析是指在同一个模型中需要同时计算检验所有设计参数的变化及其耦合作用对整个模型所产生的共同影响。局部灵敏度分析是检验单个设计参数变化对模型输出结果的影响程度,分析过程中仅改变某一个设计参数值,其他参数均取其中心值,计算在该设计参数发生变化时模型的变化量来衡量模型对此设计参数的灵敏度。全局灵敏度分析计算时间长、计算量大、模型较为复杂。而局部灵敏度分析虽然不能全面反映不同设计参数之间相互耦合对整个模型的影响,但可以确定各设计参数对系统模型输出结果影响的高低程度,加深对系统模型的理解,可以有效减少设计参数验证的工作量。

局部灵敏度分析方法有很多种,例如自动微分法、莫尔斯分类筛选法、复变量法、手工求导法、有限差分法、伴随法和符号微分法等。^[11]

自动微分法基于链式规则,通过计算机把目标函数进行简化分解,得到多个初等函数和初等计算的有序组合^[12],在数值分析领域得到了广泛应用。复变量法的计算精度较为可靠,但是复数的处理需要占用大量的计算机内存,很少用于工程的优化设计。目前应用范围比较广泛、操作较为简便的局部灵敏度分析方法是莫尔斯分类筛选法。

根据式(4)和(7)可知,滤光片支撑底座和两侧盖板的材料导热率 λ 、接触导热系数 K 、滤光片与支撑底座间的名义接触面积 A_{ct1} 和滤光片底座表面红外发射率 ϵ 是影响热阻大小的主要因素。图5~8分别为 λ 、 K 、 A_{ct1} 和 ϵ 单独变化,其他参数保持不变,滤光片温度保持在 140°C 时,反射镜筒的温度变化及反射镜筒对相应的单个分析参数的灵敏度曲线。表1所示为镜筒温度对不同敏感参数灵敏度分析中,所有参数的具体取值或取值范围。

表 1 灵敏度分析

Tab.1 Properties in sensitivity analysis

灵敏度分析	$\lambda/(\text{W} \cdot (\text{m}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}))$	ϵ	$K/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot ^\circ\text{C}^{-1})$	$A_{ct1}/(\times 10^{-6} \text{m}^2)$
镜筒温度对 λ 的灵敏度	5~145	0.8	500	400
镜筒温度对 ϵ 的灵敏度	5.44	0.01~0.99	500	400
镜筒温度对 K 的灵敏度	5.44	0.8	50~1 300	400
镜筒温度对 A_{ct1} 的灵敏度	5.44	0.8	500	50~1 000

图5所示滤光片支撑底座和两侧盖板的材料导热率 λ 对镜筒温度的影响。当导热率 λ 在 $5 \sim 25 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$ 内,镜筒的温度明显下降,此时镜筒温度对导热率的灵敏度为 $0.4 \sim 0.79 \text{ m} \cdot ^\circ\text{C}^2/\text{W}$,镜筒温度对低导热率较为敏感。所以滤光片支撑底座和两侧盖板最好采用导热率 $\lambda = 8.8 \text{ W}/(\text{m} \cdot ^\circ\text{C})$ 的钛合金材料。

$0.012 \sim 0.062 \text{ m}^2 \cdot ^\circ\text{C}^2/\text{W}$,镜筒温度对接触导热系数的灵敏度较低。

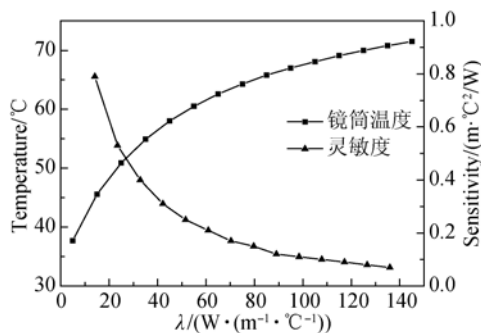


图 5 导热率 λ 对镜筒温度影响及灵敏度分析

Fig. 5 Effect of thermal conductivity λ on optical bench temperature and sensitivity analysis

图6所示为接触导热系数 K 对镜筒温度影响,镜筒温度对接触导热系数 K 的灵敏度为

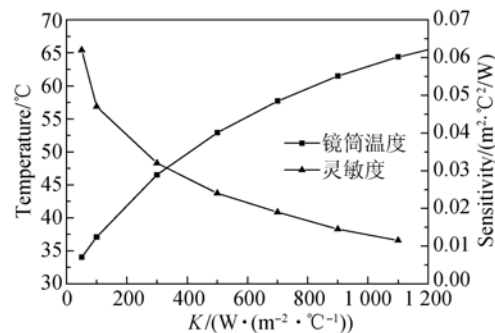


图 6 接触导热系数 K 对镜筒温度影响及灵敏度分析

Fig. 6 Effect of contact thermal resistance coefficient K on optical bench temperature and sensitivity analysis

由图7可知,镜筒温度对滤光片与其底座间的名义接触面积 A_{ct1} 的灵敏度为 $5 \sim 86 \text{ }^\circ\text{C}/\text{m}^2$ 。尤其是接触面积越小时,镜筒温度对接触面积的灵敏度急剧上升,镜筒温度明显下降。因此减小滤光片与其底座之间的接触面积可以明显增大滤光片与镜筒之间的温差。

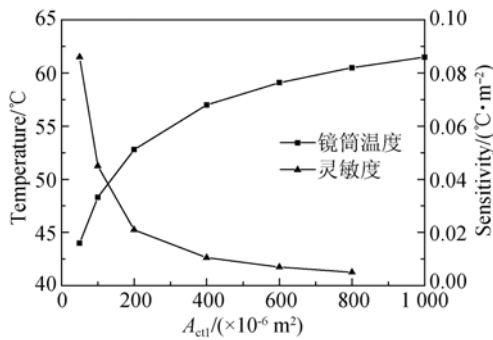


图 7 名义接触面积 A_{ct1} 对镜筒温度影响及灵敏度分析

Fig. 7 Effect of nominal contact area A_{ct1} on optical bench temperature and sensitivity analysis

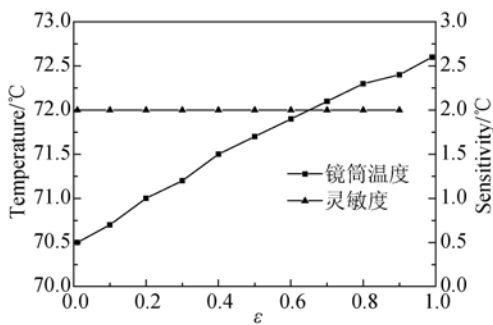


图 8 红外发射率 ϵ 对镜筒温度影响及灵敏度分析

Fig. 8 Effect of emissivity ϵ on optical bench temperature and sensitivity analysis

图 8 所示为滤光片底座表面红外发射率 ϵ 对镜筒温度的影响。滤光片温度保持为 140°C 时,随着红外半球发射率 ϵ 的增大,反射镜筒的温度呈直线上升,镜筒温度对发射率 ϵ 的灵敏度保持在 2°C 附近。在热设计中,应降低滤光片底座表面红外发射率 ϵ 。

所以在滤光片温度恒定 (140°C) 的情况下,影响滤光片与镜筒之间热阻大小的所有设计变量中,镜筒温度最敏感的变量是滤光片与其底座间的名义接触面积 A_{ct1} ,其次是滤光片底座表面红外发射率 ϵ 和滤光片支撑底座和两侧盖板的材料导热率 λ ,对镜筒温度影响最小的变量是接触导热系数 K 。滤光片与其底座间的名义接触面积 A_{ct1} 和材料导热率 λ 主要影响传导换热;而红外发射率 ϵ 对辐射换热产生较大影响;因此,在热设计中,热传导的热能传递效率高于热辐射的传递效

率。对于滤光片与镜筒之间的大热阻设计主要通过选择低导热率的材料和设计合适的接触面积来实现。

4 空间高温滤光片热控方案

根据上文分析可知,在滤光片热设计中应着重考虑减小滤光片与其底座间的名义接触面积 A_{ct1} 。因此滤光片在其支撑底座的固定采用“悬浮式”设计,如图 9 所示,在支撑底座上增加若干个注胶通孔,其直径为 2 mm ,通过孔向滤光片与支撑底座之间的缝隙注入少量的胶,使滤光片与支撑底座之间没有直接接触。经过实施后发现此种设计方案中,滤光片与支撑底座间的当量接触面积仅为两者正常接触的 $10\% \sim 20\%$,极大地减小了滤光片与支撑底座的名义接触面积。

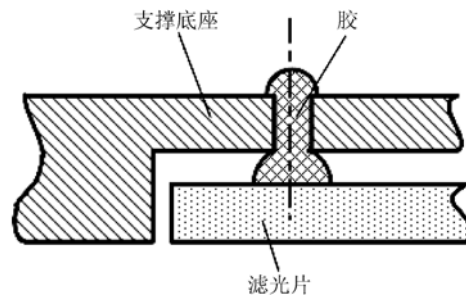


图 9 滤光片与支撑底座间注胶示意图

Fig. 9 Glue is injected into the gap between transmission filter and filter base

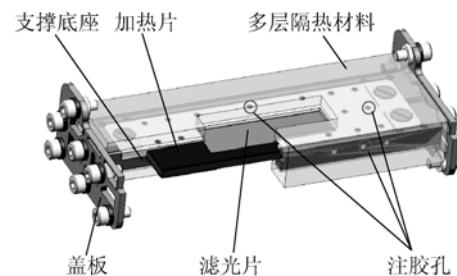


图 10 滤光片组件

Fig. 10 Transmission filter component

滤光片底座表面红外发射率 ϵ 和滤光片支撑底座和两侧盖板的材料导热率 λ 均会对反射镜筒的温度产生一定的影响。所以滤光片透光区域

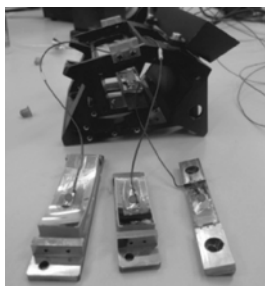
外,滤光片支撑底座包覆了厚度约为 3 mm 的多层隔热材料,如图 10 所示,多层表面选用镀铝薄膜其红外发射率的典型值为 $\epsilon=0.02\sim 0.04$,以削弱支撑底座与镜筒内壁之间的辐射换热。滤光片支撑底座与两侧盖板选用低导热率的钛合金,以增大传导热阻。

滤光片主动热控加热片粘贴在滤光片两侧的表面,每个加热片的设计功耗为 1 W,共计为 2 W。另外通过灵敏度分析显示,接触导热系数 K 对镜筒温度影响较小,因此在滤光片支撑底座与两侧盖板之间和盖板与反射镜筒之间可直接通过螺钉固定。

5 热试验及结果分析

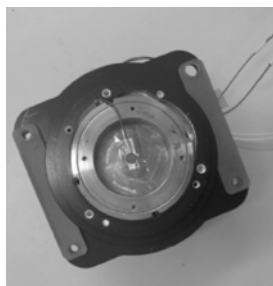
试验在常温真空条件下进行,真空度要求低于 6×10^{-5} kPa。真空罐接地电阻要求小于 2.5Ω 。图 12 为成像仪光学组件热实施图片,红色圆点分别是各光学表面粘贴温度传感器的位置。试验件包括反射镜筒、反射镜组、滤光片组件和探测器组件等。试验包括低温和高温两种工况。低温工况滤光片控制目标温度为 107°C ,高温工况滤光片目标温度为 140°C ,滤光片的主动热控功耗为 2 W。由于探测器在轨长期工作,因此整个试验过程中,模拟探测器组件内热源功耗为 1.65 W。

图 13 所示为光学系统中主要光学元件的温度曲线。当滤光片主动热控为 2 W 时,滤光片温度水平分别为 105.8 和 138.2°C ,且控温准确度小于 $\pm 2.5^\circ\text{C}$,控温稳定度小于 $\leq 1.5^\circ\text{C}/2\text{min}$ 。探测器温度在高、低温工况下分别为 45.3 和 52.7°C ,可以满足探测器成像对其窗口的温度需求。



(a) 镜筒和反射镜

(a) Optical bench and mirrors



(b) 探测器组件

(b) Detector



(c) 滤光片组件

(c) Transmission filter component

图 12 光学组件实物图

Fig. 12 Photos of optical components

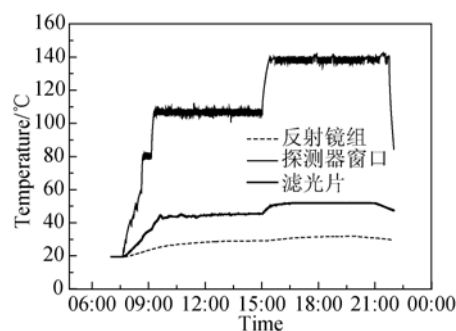


图 13 光学元件温度曲线

Fig. 13 Temperature curves of optical elements

表 2 反射镜温度

Tab. 2 Temperature of mirrors (°C)

反射镜	低温工况	高温工况
M_1	30.0	33.4
M_2	29.9	33.2
M_3	30.2	33.6
M_4	30.5	34.2

由于 4 个反射镜温度非常接近,图 13 中仅表示了平均温度,每个反射镜的温度如表 2 所示。在同一工况下,不同反射镜之间的温差约为 1°C 左右。且同一反射镜在不同工况下的温度差异在 4°C 以内。对比滤光片、探测器和反射镜的温度曲线可知,当滤光片主动热控目标温度由 107°C 升高至 140°C 时,探测器窗口温度升高约 7°C ,而反射镜组的平均温度仅升高 4°C ,且反射镜与滤光片之间的温差保持在 $77\sim 107^\circ\text{C}$ 内。所以滤光片组件的热阻能够满足光学系统对大温差的要求,可以为成像仪光学系统提供有力的热环境保障。由上述试验也可以看出,增大滤光片与镜筒

之间的热阻不仅可以保持滤光片与其他光学元件的温差,还能够降低滤光片温度大幅变化对光学元件温度的影响,有效地保证所有光学元件温度都在热控指标内。综合灵敏度分析和滤光片组件热试验结果,减小滤光片与其底座间的名义接触面积和材料导热率,能够有效地增大滤光片与镜筒之间的热阻。另外,虽然滤光片底座表面红外发射率对镜筒温度产生较大影响,但是为了保证滤光片底座表面较低的红外发射率,需要进行额外的表面加工和维护,增加了工程的经济成本。因此为了进一步有效地减小滤光片目标温度变化对其他光学元件温度水平的影响,从结构设计和热控实施的角度,应该减小滤光片与其底座间的名义接触面积和材料导热率。

6 结 论

针对广角极光成像仪对其光学系统温度的特

殊需求,提出了基于温度灵敏度分析的大热阻热设计方法,通过对反射镜筒温度对热阻设计变量的灵敏度分析,找出各个设计变量对镜筒温度的影响的规律,按照镜筒温度对设计变量的敏感程度设计热阻,使其满足光学系统对大温差的需求。热试验结果表明通过对高温滤光片的大热阻设计,使得滤光片与反射镜组之间的温差保持在 77~107℃内。当滤光片目标温度变化为 33℃时,反射镜和探测器窗口温度水平变化分别为 4℃和 7℃,有效减小了滤光片目标温度变化对其他光学元件温度水平的影响,在保证整个光学系统较大温差情况下较好地维持了光学元件温度稳定性。

该方法也适用于航天器的热设计。根据航天器在轨的热平衡方程和灵敏度理论,确定影响航天器温度水平或温差的热设计参数,通过数值仿真计算其灵敏度,为航天器热设计提供依据,减少了热设计中的盲目性,提高了热设计工作的效率。

参考文献:

- [1] MENDE S B, HEETDERKS H, FREY H U, *et al.*. Far ultraviolet imaging from the IMAGE spacecraft: 1. System design [J]. *Space Science Reviews*, 2000, 91: 243-270.
- [2] FRANK L A, CRAVEN J D, ACKERSON K L, *et al.*. Global auroral imaging instrumentation for the dynamics explorer mission [J]. *Space Sci Instrum*, 1981, 5(12): 369-393.
- [3] ANGER C D, BABEY SK, BROADFOOT AL, *et al.*. An ultraviolet auroral imager for the Viking spacecraft [J]. *Geophysical research letters*, 1987, 14(4): 387-390.
- [4] MURPHREE J S, KING R A, PAYNE T, *et al.*. The Freja ultraviolet imager [J]. *Space Science Reviews*, 1994, 70: 421-446.
- [5] TORR M R, TORR D G, ZUKIC M, *et al.*. A far ultraviolet imager for the international solar-terrestrial physics mission [J]. *Space Science Reviews*, 1995, 71: 329-383.
- [6] MENDE S B, HEETDERKS H, FREY H U, *et al.*. Far ultraviolet imaging from the IMAGE spacecraft: 2. Wideband FUV Imaging [J]. *Space Science Reviews*, 2000, 91: 271-285.
- [7] 陈波,何飞. 月基地球等离子体层极紫外成像仪的光学设计 [J]. *光学精密工程*, 2011, 19(9): 2057-2062.
- [8] 郭亮,吴清文,颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计参数的灵敏度 [J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1208-1217.
- [9] 黄涛,吴清文,梁九生,等. 空间相机接触热阻的计算 [J]. *中国光学与应用光学*, 2009, 2(4): 334-339
- [10] HUANG T, WU Q W, LIANG J SH, *et al.*. Calculation of thermal contact resistance for space camera [J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*, 2009, 2(4): 334-339(in Chinese).
- [11] LI Y Z, MADHUSUDANA C V, LEONARDI E. On the enhancement of the thermal contact conductance: effect of loading history [J]. *Journal of Heat Transfer-Transactions-ASME*, 2000, 122: 46-49.
- [12] 郭亮. 基于灵敏度分析的空间高光谱成像仪热控制技术 [D]. 北京:中国科学院大学,2013.

- GUO L. *Study on Thermal Control Technique of Space Hyperspectral Imager Based on the Sensitivity Analysis* [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences. (in Chinese)
- [12] LOUIS B, RALL. *Automatic Differentiation: Techniques and Applications, Lecture Notes in Computer Science No. 120* [M]. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 1981.
- [13] ZADOR J, ZSELY I G, TURANYI T. Local and global uncertainty analysis of complex chemical kinetic systems [J]. *Reliability Engineering System Safety*, 2006, 91: 1232-1240.

作者简介:



杨化彬(1988—),男,山东临沂人,博士研究生,2010年于山东理工大学获得学士学位,主要从事空间光学遥感器热设计及热试验方面的研究。E-mail: kingw2010@163.com



陈立恒(1979—),男,吉林农安人,博士,副研究员,硕士生导师。2002年、2005年于吉林大学分别获得学士和硕士学位,2008年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间光学遥感器热控制技术方面的研究。E-mail: chenliheng3@163.com