

高空透射式光学遥感器热控设计及试验验证

李延伟^{1,2} 远国勤¹ 杨洪波³ 张洪文¹ 刘伟毅¹ 丁亚林¹

¹ 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所中国科学院航空光学成像与测量重点实验室, 吉林 长春 130033
² 中国科学院大学, 北京 100049
³ 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 为确保工作在高空复杂环境下的光学遥感器获得高分辨率、高质量的目标图像,对透射式高空光学遥感器的热控制技术进行了研究。分析了光学遥感器的结构特点及航摄时的外界热环境,建立了光学遥感器的热交换模型,详细计算了传导换热、对流换热系数、气动热等热边界条件。针对该光学遥感器的热控指标,详细阐述了热设计方案。利用 IDEAS-TMG 软件进行了瞬态热仿真分析,并进行了热平衡试验和热光学试验。分析与试验结果表明,在模拟的高空低温低压环境下,2 h 内透镜组温度水平为 $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,轴向温差不大于 $3.1\text{ }^{\circ}\text{C}$,径向温差不大于 $1.9\text{ }^{\circ}\text{C}$,CCD 组件温度范围为 $20\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 29.4\text{ }^{\circ}\text{C}$,均满足热控指标要求;照相分辨率为 51.5 lp/mm ,满足设计指标要求。分析与试验结果证实了设计方案的合理性与有效性。该研究方法和技术路线可为其他高空光学遥感器热控设计提供一定的参考。

关键词 遥感;高空光学遥感器;热控制技术;对流换热;热分析;热试验

中图分类号 V245.6 文献标识码 A doi: 10.3788/AOS201333.0928001

Thermal Control Design and Proof Test of Altitude Transmissive Optical Sensor

Li Yanwei^{1,2} Yuan Guoqin¹ Yang Hongbo³ Zhang Hongwen¹ Liu Weiyi¹ Ding Yalin¹

¹ Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China
² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China
³ Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China

Abstract In order to ensure the optical sensor working in altitude complex environment could gain the high resolution and high quality image, the thermal control design is presented. The design feature and thermal environment are analyzed, and the heat-transfer model is established. The coefficient of heat convection and aerodynamic heat are calculated in detail. According to the requirements of thermal control, the method of thermal control design is put forward. The transient thermal analysis is simulated with the IDEAS-TMG software, and the thermal balance tests and the thermal-optical tests are carried out to validate the design. The results of the simulation and tests show that the temperature level of lens component is $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ in 2 h, the axial temperature difference of lens component is no more than $3.1\text{ }^{\circ}\text{C}$, the radial temperature difference of lens component is no more than $1.9\text{ }^{\circ}\text{C}$, and the variation range of CCD component temperature is $20\text{ }^{\circ}\text{C} \sim 29.4\text{ }^{\circ}\text{C}$, satisfying the requirements. The photographic resolution of optical sensor is 51.5 lp/mm , also satisfying the design requirement. The results show that the thermal control design is feasible and reasonable. The method of thermal control design and tests discussed in

收稿日期: 2013-01-06; 收到修改稿日期: 2013-03-07

基金项目: 国防预研项目(ZJ99130B)

作者简介: 李延伟(1983—),男,博士研究生,助理研究员,主要从事航空相机结构设计及优化方面的研究。

E-mail: yanwei201314@163.com

导师简介: 杨洪波(1963—),男,研究员,博士生导师,主要从事光机电一体化计算机辅助工程技术方面的研究。

E-mail: yanghb@vip.163.com

this paper provides a certain reference to thermal design of other aerial remote sensor.

Key words remote sensing; altitude optical sensor; technology of thermal control; heat convection; thermal analysis; thermal test

OCIS codes 280.6780; 110.6820; 350.6830

1 引 言

随着科学技术的高速发展,高空光学遥感器作为一种有效的光电载荷,已在航空遥感、测绘和侦察等领域得到了广泛应用。获得高分辨率、高质量图像是高空光学遥感器的最终目的。而高空航摄时,温度是影响遥感器成像质量的重要因素。从地面到 20 km 高空,温度的快速变化会引起传导、对流和辐射等复杂的热交换,结果不仅会改变光学元件的尺寸和光学性能,而且会引起玻璃材料折射率的变化,造成光学系统离焦,并产生附加像差,严重影响光学系统的成像质量^[1]。因此,利用热控制技术稳定高空光学遥感器的温度水平,消除温度梯度对成像质量的影响是高空光学遥感器研制中的关键技术之一。

高空光学遥感器热控制技术是一门综合多学科的新技术,涉及传热学、材料学、光学、电子学、空气动力学、计算数学、化学以及试验测量技术等学科。进行热设计时,要统筹光机电热之间的相互关系,合理选择光学材料、结构材料及热控材料,实现光机电热一体化设计。一般地,热控系统主要由被动热控和主动热控两部分组成^[2],如国外 KS-146 光学遥感器的热控制技术。其中被动热控措施主要是在镜筒和机身上包以隔热材料,在结构上采取绝热措施,以减小向外热辐射,延长时常数;主动热控系统则是充分利用了光学遥感器密封环境的特点,将冷、热气送往镜筒,形成空气循环,依靠对流换热方式控制镜头温度恒定并消除温度梯度。

针对某透射式 CCD 光学遥感器,分析了光学遥感器的结构特点及航摄时的外界热环境,建立了合理的热交换模型和热分析模型;根据热控指标要求,进行了热控设计;采用 IDEAS-TMG 软件进行了瞬态热仿真分析,结合热平衡及热光学试验,验证了热设计的合理性和正确性。

2 热环境分析及热交换模型

研究的光学遥感器采用透射式的复杂化佩茨瓦尔型光学系统。遥感器结构主要由温控舱和光机结构组件两部分组成,光机结构组件通过 4 个减振器安装在温控舱内,而光机结构组件主要由镜头组件、

CCD 组件、快门组件、窗口组件、调焦组件、机身组件等组成。整个光学遥感器通过温控舱两侧接口吊装在载机上,属于非密封环境。

该光学遥感器工作在大气平流层内,其环境条件相对稳定,大气中无上下对流,只有水平方向运动,且水汽含量极小、能见度好、天气晴朗,非常适于高空飞行;但飞行过程中会穿过环境多变的对流层。表 1 为 20 km 高度的大气物理特性。由表 1 可知,光学遥感器航摄时处于低温、低压、低密度大气环境;但由于光学遥感器的典型飞行马赫数较大,约 0.7,空气的对流换热、气动加热^[3]和摩擦对光学遥感器温度分布的影响要予以充分考虑。另外,光学遥感器内部电子设备的发热对其温度分布也会产生较大影响。

表 1 20 km 高度大气物理特性

Table 1 Physical characteristics of atmosphere at 20 km altitude

Atmospheric temperature / °C	-56.5
Atmospheric pressure / Pa	5474.89
Atmospheric density / (kg·m ⁻³)	0.088
Dynamic viscosity / (10 ⁻⁵ kg·m ⁻¹ ·s ⁻¹)	1.42
Thermal conductivity / (W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	0.0195

该光学遥感器安装在载机的腹部,上部处于载机内部,圆柱形下部作为载机蒙皮的一部分,直接裸露在高空环境中。根据该光学遥感器的结构特点,建立了光学遥感器在高空飞行时的热交换模型,如图 1 所示。主要包括:温控舱与光机结构组件之间的传导换热 Φ_{in1} 及辐射换热 Φ_{in2} ;光学遥感器与载机的传导换热 Φ_1 及与外界大气间的对流换热 Φ_2 ,高

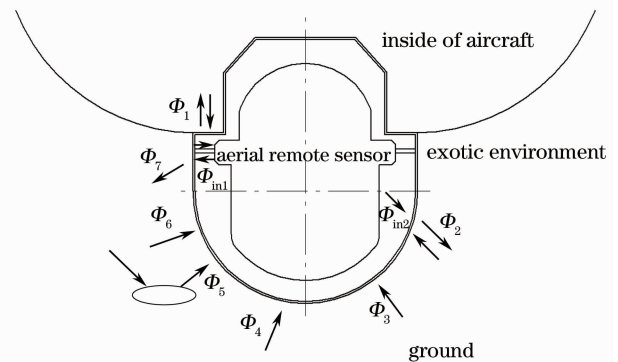


图 1 热交换模型

Fig. 1 Heat-transfer model

速飞行时产生的气动热 Φ_3 , 地面红外辐射 Φ_4 , 太阳辐射经地面和云层的反射 Φ_5 , 大气辐射 Φ_6 以及光学传感器的蒙皮向外辐射的热量 Φ_7 。考虑到光学传感器周围环境不断变化的实际情况, 可以建立光学传感器外蒙皮的动态热平衡方程:

$$\Phi_{in1} + \Phi_{in2} + \Phi_3 + \Phi_4 + \Phi_5 + \Phi_6 - \Phi_1 - \Phi_2 - \Phi_7 = \rho C \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (1)$$

式中 ρ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$) 为蒙皮材料的密度; C ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$) 为蒙皮材料的比热容。在热仿真分析过程中, 需要进行瞬态计算。

2.1 传导换热模型

由图 1 可知, 光学传感器外蒙皮的传导换热主要包括内部与光机结构组件的传导换热以及外部与载机之间的传导换热。传导换热计算公式为

$$\Phi = \frac{\Delta T}{R}, \quad (2)$$

式中 R 为热阻, 包括传导热阻 R_1 和接触热阻 R_2 ; ΔT 为两者间的温差^[4-5]。其中传导热阻用于表示部件自身热传导时热传递过程的阻力大小, 计算公式为

$$R_1 = \frac{\delta}{\lambda A}, \quad (3)$$

式中 λ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$) 为热导率, A (m^2) 为接触面面积, δ (m) 为接触面厚度。材料选定后, 其热导率为定值, δ 越小, A 越大, 热阻越小; δ 越大, A 越小, 热阻越大。

接触热阻是指由于两固体结合面的微观不平整, 造成两表面不能真正完全接触, 而是存在充满空气的空隙层, 由此所产生的附加热阻。其数值大小与固体材料属性、接触表面粗糙度、接触压力及介质类型等因素有关。其计算公式为

$$R_2 = \frac{1}{KA}, \quad (4)$$

式中 K ($\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$) 为接触热阻系数, 可以参考文献[6]进行计算求解。

在进行光学传感器瞬态计算时, 可以通过在仿真软件中赋予一定的热阻来实现其热传导。通过计算可知, 光学传感器内部热阻为 80.8 K/W , 与载机的热阻为 2.15 K/W 。

2.2 气动热模型

气动热是指高速飞行器在空中飞行时所产生的大量摩擦热, 飞行马赫数越大, 气动热现象越严重, 对光学传感器内部温度分布的影响也会越严重。分析该光学传感器的飞行马赫数时, 采用数值方法预测气动热, 可以给出光学传感器表面详细的热流密

度分布, 以便于仿真分析光学传感器的温度分布。

首先判断飞行马赫数值, 其计算公式为

$$Ma = \frac{v}{c}, \quad (5)$$

式中, c 为飞行高度上大气中的声速, 对于理想气体, 其计算公式为

$$c = \sqrt{\gamma RT}, \quad (6)$$

式中 γ 为比热比, 对空气来说 $\gamma = c_p/c_v = 1.4$, 其中 c_p 为定压比热容, c_v 为定容比热容; R 为通用气体常数, $R = 287 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; T 为飞行高度上的热力学温度。典型高度 20 km 飞行时, 通过计算可知, 其飞行马赫数为 0.66 , 属于亚声速飞行, 不能忽略气动热的影响。采用 Anderson^[7] 给出的近似算式求其表面的热流密度 q_w ,

$$q_w = \rho_\infty^N \cdot u_\infty^M \cdot C', \quad (7)$$

式中, ρ_∞ 为自由流密度; u_∞ 为自由流速度; 层流处 $M = 3.2, N = 0.5, C' = 2.53 \times 10^{-5} (\cos \phi)^{1/2} (\sin \phi)^{-1/2} X^{1/2} (1 - h_w/h_0)$, 其中 h_w 和 h_0 分别为壁焓和总焓, X 为物面距离; 紊流处 $M = 3.37, N = 0.8, C' = 3.89 \times 10^{-4} (\cos \phi)^{1.78} (\sin \phi)^{1.6} X_T^{-1/5} (T_w/556)^{-1/4} (1 - h_w/h_0)$, ϕ ($^\circ$) 为相对于自由流的当地角度, X_T (m) 为紊流边界层中沿物面距离。假设空气的比定压热容不变, 则有 $h_w/h_0 = T_w/T_0$, 而驻点温度 $T_0 = T_\delta \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)$; 绝热壁温 $T_w = T_\delta \left(1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right)$, 其中 r 为复温系数, 表示当地自由流中的动能在物面上的回收值; 对于层流 $r = \sqrt{Pr}$, Pr 为普朗特数, 紊流 $r = \sqrt[3]{Pr}$ 。对于自由流的当地角度 ϕ 取 10° , 对空气, 取 $Pr = 0.72$, 则层流区域的热流密度 $q_{wc} = 64.1 \text{ W/m}^2$, 紊流区域的热流密度 $q_{wt} = 3.5 \text{ W/m}^2$ 。

2.3 对流换热模型

光学传感器的圆柱形底部与大气直接接触, 在飞行时与外界大气之间有对流换热, 其模型可简化为流体纵掠平壁模型^[8-10]。

根据边界层理论, 层流处及紊流处的对流换热系数可分别由努塞尔准则确定, 层流状态

$$Nu = \frac{h_{l,r} x}{\lambda} = 0.332 Re^{1/2} Pr^{1/3}, \quad Re < 5 \times 10^5,$$

$$0.6 < Pr < 50$$

紊流状态

$$Nu = \frac{h_{l,r} x}{\lambda} = 0.0296 Re^{4/5} Pr^{1/3}, \quad Re > 5 \times 10^5,$$

$$0.6 < Pr < 50, \quad (8)$$

式中 h_{Lx} 、 h_{Lr} ($\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$) 为对流换热系数; λ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$) 为大气导热系数, Re 为雷诺数,

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu}, \quad (9)$$

式中 v (m/s) 为光学遥感器相对于空气的飞行速度, M (m) 为对流长度。

实际飞行时, 大气纵掠平壁时的湍流边界层往往发生在平壁后部, 前部仍为层流边界层, 称为混合边界层。此时整个平壁表面的平均对流换热系数计算公式为

$$h = \frac{1}{l} \left[\int_0^{x_c} h_{Lx} dx + \int_{x_c}^l h_{Lr} dx \right] = 0.037 \frac{\lambda}{l} (Re^{0.8} - 23500) Pr^{1/3}. \quad (10)$$

根据光学遥感器的典型飞行高度 (20 km) 和典型飞行马赫数 (0.66), 可以计算出此时雷诺数 $Re = 1.38 \times 10^6 > 5.0 \times 10^5$, 因此光学遥感器外蒙皮处属于层流和紊流的混合边界层状态。对空气取 $Pr = 0.72$, 则平均对流换热系数为 $37.6 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$ 。

2.4 辐射换热模型

由于该光学遥感器位于载机的腹部, 可以不考虑太阳的直接辐射以及载机对光学遥感器的辐射, 则光学遥感器接受的辐射有地面红外辐射、地面和云层反射的太阳辐射及大气辐射^[11]。

地面红外辐射是指地面将吸收到的太阳辐射再以长波辐射的方式辐射到空间的过程。如果取地球-大气平均反射率 X_0 , 太阳平均常数 $\bar{S}_0 = 1353 \text{ W/m}^2$, 则地球表面的平均红外辐射密度为 $q_c = \epsilon \bar{S}_0 = 0.35 \times 1353 = 473.6 \text{ W/m}^2$ 。

太阳辐射进入大气后, 一部分会被吸收, 另一部分会被地表和云层反射。在实际计算中常将地球表面作为黑体表面来近似处理, 因此推导出被地表和云层反射的太阳辐射等于收到的太阳短波平均辐照度 $q_r = \frac{\bar{S}_0(1-\epsilon)}{4} = 220 \text{ W/m}^2$ 。

大气辐射是指大气在吸收地面长波辐射的同时, 又以辐射的方式向外辐射的过程。主要是大气吸收、发射和散射的结果, 通常比较稳定, 对于高空 $10 \sim 20 \text{ km}$ 的大气层, 其辐射值 $q_a = 25 \text{ W/m}^2$ 。因此, 光学遥感器所接受的辐射热流密度近似为 $q_f = q_c + q_r + q_a = 718.6 \text{ W/m}^2$ 。则光学遥感器外蒙皮微元 dA 与外部环境的辐射换热量 dQ 为

$$dQ = dA[\alpha \cdot F_{ig} \cdot q_f - \epsilon_w \sigma (T_w^4 - T_\infty^4)], \quad (11)$$

式中 F_{ig} 为表面微元对地球的辐射角系数, α 为蒙皮

表面的吸收率, ϵ_w 为蒙皮表面发射率, σ 为斯捷潘-玻尔兹曼常数, T_w 为蒙皮表面温度, T_∞ 为飞行环境温度。

3 热设计与热仿真分析

3.1 热设计

热设计的基本思想是力求简单、有效、可靠, 尽量采用成熟的热控制技术和实施工艺, 并坚决避免热控措施遮挡光路或引起关键组件的振动, 以免影响成像质量。对于透射式的光学遥感器来说, 透镜组件是决定成像质量的关键因素, 而其温度敏感性较高, 因此, 热控设计要着重满足透镜组件的温度要求:

- 1) 透镜组件温度水平为 $20 \text{ }^\circ\text{C} \pm 2.5 \text{ }^\circ\text{C}$;
- 2) 透镜组件的轴向温差不超过 $5 \text{ }^\circ\text{C}$;
- 3) 透镜组件的径向温差不超过 $5 \text{ }^\circ\text{C}$;
- 4) CCD 组件工作温度范围为 $18 \text{ }^\circ\text{C} \sim 30 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

根据热设计的基本思想, 鉴于“被动热控为主、主动热控为辅”的原则, 对该光学遥感器的热控设计采用了较为成熟的热控措施, 利用热控涂层、隔热层、导热填料、相变材料以及薄膜电加热器等, 以保证热控系统的高可靠性, 具体方案如下。

1) 被动热控: 为减小温度变化引起的热应力, 需对光学遥感器进行光机结构材料匹配设计, 尤其是对于透镜组件, 选取支撑光学元件结构件的线膨胀系数与光学元件的线膨胀系数相一致的材料是十分必要的。另外, 支撑结构除安装面外都要进行发黑处理, 以增大表面发射率和吸收率, 增强其辐射换热能力, 减小透镜组件的温度梯度。对热流密度和发热量较大的 CCD 组件来说, 由于传统的对流散热及热管导热方式在该光学遥感器中不易实现, 而是采用了石蜡类材料的相变热控方案^[12], 其中材料的相变温度为 $28 \text{ }^\circ\text{C} \sim 31 \text{ }^\circ\text{C}$, 从而达到控制 CCD 组件温度的目的。此外, 为降低外界环境对光机结构组件的影响, 在整个温控舱内侧设置了耐低温低压环境的隔热层。

2) 主动热控: 如果仅采用被动热控措施, 透镜组件的温度环境无法满足指标要求。因此, 还需要通过采取主动热控来控制温度水平和温度梯度。主要措施包括在安装光学元件的镜筒等零件上设置加热膜, 采用分区加热控制方式, 主动加热补偿来保证透镜组的轴向温差和径向温差。每个加热区都由加热膜、控制单元及温度传感器组成, 其中加热膜和温度传感器都采用了双回路冷备份的方式以提高可靠性。

3.2 热仿真分析

热仿真分析在整个热控设计中是一项分量较重的工作,其目的是依据光学传感器内外热边界条件及热控措施来确定传感器内光学系统的温度变化情况,以检验是否能预示在给定条件下传感器的实际温度,并验证热设计是否已将光学系统的温度控制在所要求的温度范围之内。

首先按照能量等效原则,对光学传感器的热模型进行简化处理,建立的热分析模型总共有 8719 个单元、9867 个节点、115 个热耦合,如图 2 所示。其次根据光学传感器的使用要求,设置分析工况:相机初始温度为 20 °C 时,飞行高度为 20 km,飞行马赫数为 0.66。其热边界条件按第 2 节的分析结果进行输入,并设置热分析中的计算步长为 10 s。最后利用热分析软件 IDEAS-TMG 进行了瞬时热仿真计算^[3]。

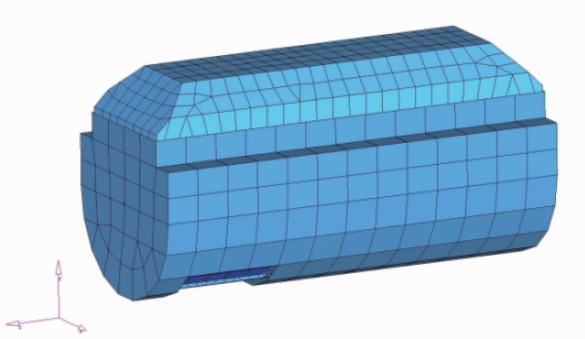


图 2 光学传感器的热分析模型

Fig. 2 Thermal analysis model of optical sensor

图 3 为透镜组件的控温点温度随时间的变化曲线。由图可知,透镜组件控温点温度过冲值在 1.5 °C 之内。

图 4 为 $t=2$ h 时的透镜温度云图。此时透镜温度在 17.3 °C ~ 21.9 °C 之间,轴向温度梯度为 3.1 °C,径向温度梯度为 1.9 °C。

从以上分析结果可知,相机初始温度为 20 °C 时,设计的热控方案可以在 2 h 内可以很好地保证光学传感器光学系统的温度水平及温度均匀性,满足热控指标要求。

4 热平衡和热光学试验

高空光学传感器的热试验不以温度作为验证热设计的唯一条件,而是将热设计、传感器结构和光学设计结合在一起,在考察传感器光学系统的温度是否满足指标要求的同时,对传感器的光学性能进行检测。与空间光学传感器的热试验^[13-14]相比,其最大的区别在于外界环境的不同。空间光学传感器的

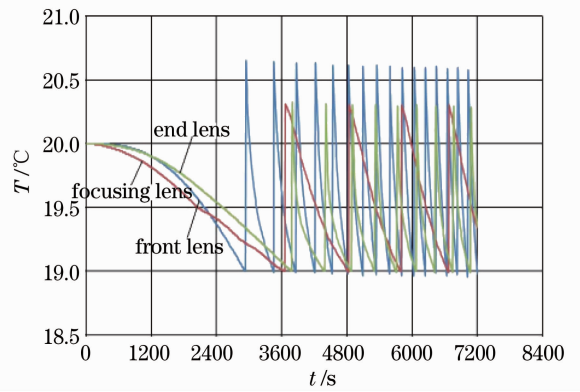


图 3 透镜组件温度随模拟时间的变化关系

Fig. 3 Relationship between temperature of lens component and time in simulation

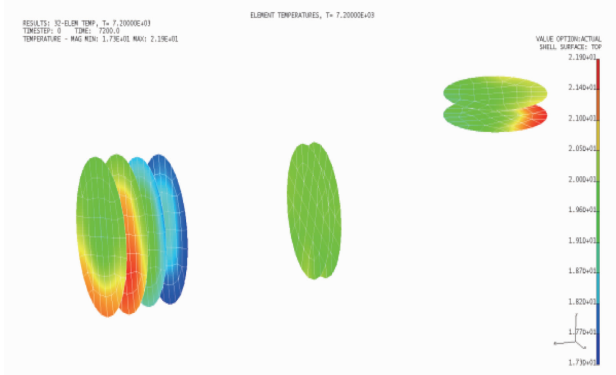


图 4 主动热控情况下在 $t=2$ h 时的透镜温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of lens at $t=2$ h with active thermal control

外界环境是真空、微重力及冷黑背景;而高空光学传感器则是低温低压环境,而且还要考虑对流换热及气动热的影响。因此,高空光学传感器的热试验相对较复杂,难度较大,各项热试验的规律及方法均需在试验过程中不断摸索进行。鉴于现有实验室的条件约束,无法实现风洞^[15](对流换热)等外边界条件的模拟,但可以利用低温低压环境验证主动热控的效果,检验光学传感器的热光学特性。

光学传感器的热试验装置如图 5 所示,主要由目标距离发生器、鉴别率板、折转反射镜、环境设备、检测设备及隔振平台等组成。

图 6 为透镜组件温度随时间的变化曲线。由图 6 可知,透镜组件控温点温度过冲值在 1 °C 之内。热分析中计算步长为 10 s,试验中控制周期为 1 s,因此试验结果优于分析结果,且满足热控指标要求。

图 7 为 CCD 组件温度随时间的变化曲线。由图 7 可知,在 CCD 组件连续工作的 2 h 内,CCD 组件温度上升缓慢,CCD 组件最高温度为 29.4 °C,满

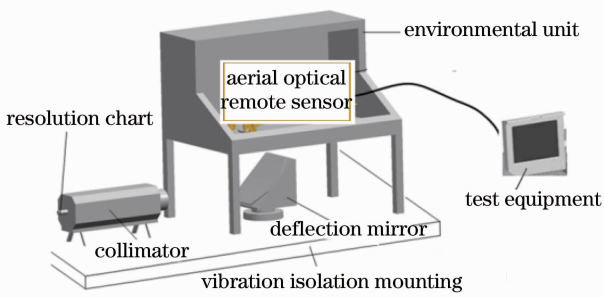


图 5 热试验装置示意图

Fig. 5 Apparatus of thermal tests

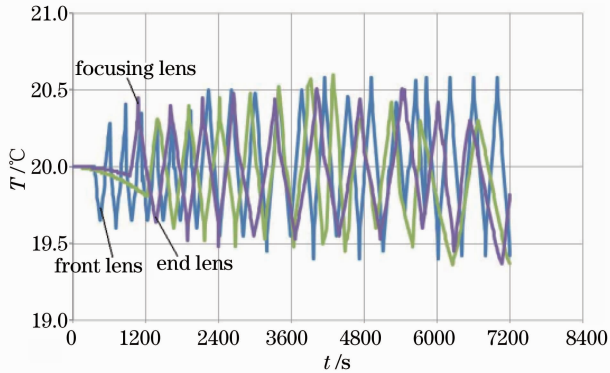


图 6 透镜组件温度随测试时间的变化关系

Fig. 6 Relationship between temperature of lens component and time in tests

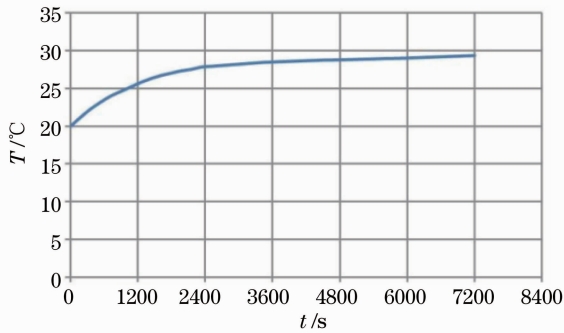


图 7 CCD 组件温度随测试时间的变化关系

Fig. 7 Relationship between temperature of CCD component and time in tests

足热控指标要求。

图 8 为未实施主动热控时,在进行热试验 2 h 时,光学遥感器对鉴别率板的成像结果。此时透镜温度水平在 $11\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 18\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间。由成像结果可知,光学遥感器照相分辨率为 41.0 lp/mm ,分辨率下降较为严重。而图 9 为实施主动热控后,光学遥感器对鉴别率板的成像结果,其照相分辨率为 51.5 lp/mm ,成像质量良好,满足设计指标要求。对比成像结果可知,透镜组件温度水平及温度梯度对于该光学系统成像质量的影响很大,灵敏度较高;同时验证了热

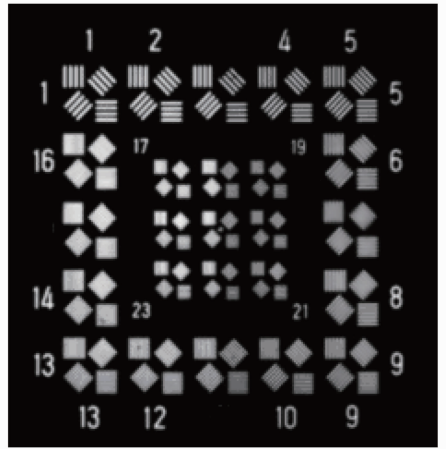
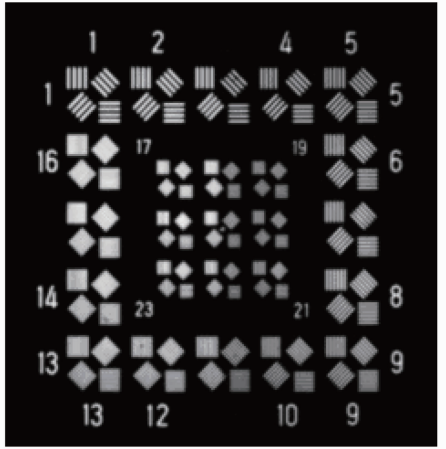
图 8 未实施主动热控时遥感器在 $t=2\text{ h}$ 时的照相分辨率Fig. 8 Photographic resolution of optical sensor without active thermal control at $t=2\text{ h}$ 

图 9 主动热控时光学遥感器对鉴别率板的成像结果

Fig. 9 Photographic resolution of optical sensor with active thermal control

控方案的正确性和有效性。

5 结 论

高空复杂的环境条件是影响航空光学遥感器光学系统性能和可靠性的重要因素。依据高空透射式光学遥感器的结构特点,重点分析计算了包括传导换热、对流换热、气动热及辐射换热在内的热边界条件,建立了热交换模型;根据被动热控为主、主动热控为辅的设计原则,完成了利用热控涂层、隔热层、相变材料以及薄膜电加热器的热控方案设计。经过热分析计算和热平衡及热光学试验,验证了热控设计的有效性和正确性,同时也验证了热交换模型及相关计算参数的可行性。设计方法和结论可为其他航空光学遥感器的热控设计提供一定的参考。

参 考 文 献

- 1 Paul R Yoder, Jr. Opto-Mechanical Systems Design [M]. Zhou Haixian, Cheng Yunfang, Transl, Beijing: China Machine Press, 2008. 750—756.
Paul R Yoder, Jr. 光机系统设计[M]. 周海宪, 程云芳译. 北京: 机械工业出版社, 2008. 750—756.
- 2 Yang Wengang, Yu Lei, Chen Rongli. Precise thermal control design and validation for high resolution space camera [J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(9): 2364—2367.
杨文刚, 余雷, 陈荣利. 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): 2364—2367.
- 3 Shi Jinfeng, Wu Qingwen, Zhang Jianping. Thermal-optical analysis for optical window of high-altitude and high-speed aerial camera [J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(4): 0422004.
石进峰, 吴清文, 张建萍. 高空高速航空相机光学窗口的热光学分析[J]. 光学学报, 2012, 32(4): 0422004.
- 4 M Bahrami, M M Yovanovich, J R Culham. Thermal contact resistance at low contact pressure: effect of elastic deformation [J]. International J Heat and Mass Transfer, 2005, 48(16): 3284—3293.
- 5 Y G Lee, D M Kim, C H Yeom. Development of Korean high altitude platform systems [J]. International J Wireless Information Networks, 2006, 13(1): 31—42.
- 6 Wu Xuefeng. Study on Thermal Control of a Near Space Camera [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2010.
吴雪峰. 临近空间可见光相机热控制技术研究 [D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2010.
- 7 J D Anderson. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1988.
- 8 Wu Xuefeng, Ding Yalin, Wu Qingwen. Thermal design for near space optical remote sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(5): 1159—1165.
吴雪峰, 丁亚林, 吴清文. 临近空间光学遥感器热设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(5): 1159—1165.
- 9 Qian Yiji. Aerodynamics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2009.
钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- 10 Li Yanwei, Yang Hongbo, Cheng Zhifeng, *et al.*. Thermal/structural/optical integrated design for optical window in aerial remote sensor [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(8): 2102—2106.
李延伟, 杨洪波, 程志峰, 等. 航空遥感器光学窗口光机热一体化设计[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(8): 2102—2106.
- 11 Deng Lijun. Study on Thermal Control System of a Near Space Vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009.
邓丽君. 一种临近空间浮空器热控系统研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
- 12 Li Yanwei, Yang Hongbo, Zhang Hongwen, *et al.*. Application of phase change thermal control in CCD assembly of altitude optical sensor [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(11): 3016—3020.
李延伟, 杨洪波, 张洪文, 等. 相变热控在高空光学遥感器 CCD 组件中的应用[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(11): 3016—3020.
- 13 Chen Liheng, Li Yanchun, Luo Zhitao, *et al.*. Thermal design and testing of CCD for space camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(9): 2117—2122.
陈立恒, 李延春, 罗志涛, 等. 空间相机大功率 CCD 器件的热设计与热试验[J]. 光学精密工程, 2011, 19(9): 2117—2122.
- 14 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.
郭亮, 吴清文, 颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计及其分析与验证[J]. 光学精密工程, 2011, 19(6): 1272—1280.
- 15 Chen Yong, Guo Longde, Yue Maoxiong, *et al.*. Reconstruction methods and application of computational fluid imaging technology [J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(7): 0701001.
陈勇, 郭隆德, 岳茂雄, 等. 计算流体成像技术重构方法及其应用[J]. 光学学报, 2012, 32(7): 0701001.

栏目编辑: 张 腾