高空光学遥感器热设计参数的灵敏度分析

李延伟,张洪文,郑丽娜,远国勤,张景国

(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)

摘 要:为减小高空光学遥感器的热设计误差,提高其热控效率,利用灵敏度分析方法对高空光学遥感器的热设计参数进行了分析。根据能量守恒定律建立了光学遥感器高空航摄时的热平衡方程,并对影响透镜组件温度分布的热设计参数进行了灵敏度分析。分析结果表明,对流换热、内部热源及构件之间的热阻对高空光学遥感器透镜组件的温差影响较大。试验结果表明,基于灵敏度分析结果的热设计方案合理有效。

关键词:高空光学遥感器; 灵敏度分析; 对流换热; 热设计
中图分类号:V245.6 **文献标志码**:A **文章编号**:1007-2276(2015)02-0572-06

Sensitivity analysis of thermal design parameters for altitude optical sensor

Li Yanwei, Zhang Hongwen, Zheng Lina, Yuan Guoqin, Zhang Jingguo

(Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: To reduce the thermal design errors of high-altitude optical remote sensor and improve the efficiency of its thermal control, the thermal design parameters of high-altitude optical remote sensor were analyzed using the method of sensitivity analysis. Based on the energy conservation law, the heat balance equation of optical remote sensor was built in the high altitude environment, and the sensitivity analysis of the thermal design parameters which could influence the temperature distribution of the lens assembly was achieved. The analysis results show that heat convection, internal heat source and the thermal resistance between components have great impact on the temperature difference of lens assembly in high-altitude optical remote sensor. The test results show that the thermal design based on the sensitivity analysis results is rational and effective.

Key words: altitude optical sensor; sensitivity analysis; heat convection; thermal design

收稿日期:2014-06-20; **修订日期**:2014-07-21
基金项目:国防预研项目(ZJ99130B)
作者简介:李延伟(1983-),男,助理研究员,博士,主要从事航空遥感器结构设计方面的研究。Email:yanwei201314@163.com

0 引 言

从地面到高空拍摄，光学遥感器会经历温度的快速变化，这会造成光学遥感器温度水平变化及温度梯度的出现。当温度水平发生变化时,光学玻璃的曲率半径和厚度、空气间隔、光学玻璃折射率以及结构尺寸都会发生相应变化,产生热应力和热变形,这会导致光学遥感器镜头离焦，严重时会导致整个系统失准。而在光学玻璃中形成的温度梯度会使镜头产生径向和切向热应力，使镜头总是非对称地与新环境温度趋于平衡，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,最终产生附加像差,使像质变差,严重影响光学系统的成像质量[1]。为保证光学遥感器在高空复杂环境下获得高分辨率、高质量的航摄图像,通常会采用热控技术以稳定高空光学遥感器的温度水平，消除温度梯度,如国外 KS-146 光学遥感器的热控制技术。其热控系统主要由被动热控和主动热控两部分组成,被动热控主要是在镜筒和机身上包裹隔热材料,结构上实现绝热,减小向外热辐射,延长时间常数;主动热控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不变并消除温度梯度，其热控精度能够把镜头温度始终稳定在开机时镜头温度的±1.1 ℃范围内。而在具体的热设计及热分析计算过程中,由于很多热设计参数无法准确确定,为了找出对光学遥感器温度场影响大的参数来进行优化设计,需要对相关热设计参数进行灵敏度分析。

热设计参数的灵敏度主要是指光学遥感器中关键组件的温差或整机温度分布相对于热设计参数变化的改变量。通过灵敏度分析,可以找出对关键组件温度分布影响较大的热设计参数，获得热控设计的重要依据,减少热设计的盲目性,提高热控精度及热控效率,从而提高热控系统的可靠性。在空间光学遥感器领域,郭亮等人[2]利用灵敏度分析方法,分析了空间环境中太阳吸收系数、红外半球发射率、内部热源及传导换热系数对空间光谱成像仪温度分布的影响;丁延卫等人[3]将热光学分析和灵敏度分析相结合,得出了空间光学窗口中,在温度变化相同时,窗口外玻璃的周向温差对系统波差影响最大的结论;而在航空光学遥感器领域，对于热设计参数灵敏度的研究较少。

文中针对某透射式 CCD 航空光学遥感器,建立了高空航摄时整机的热平衡方程，并总结出影响透镜组件温度分布较大的热设计参数；基于灵敏度理论[4],分析了相关热设计参数对透镜组件轴向和径向温差的影响,得出影响透镜组件温差的主要因素。在热设计过程中为结构参数确定及优化提供了理论依据,提高了热控效率。最后结合热控试验,验证了基于灵敏度分析结果的热设计方案合理、有效。

1 热平衡方程

该高空光学遥感器采用了透射式的复杂化 Petzval 型光学系统(图 1),并通过三块 45°反射镜折转光路,减小轴向尺寸;负透镜采用具有特殊相对部分色散的 TF3 玻璃,正透镜采用与之相匹配的 ZBaF1、ZBaF3 玻璃,以校正二级光谱。为减少由膨胀系数引起的的环境热效应，镜筒材料采用了与玻璃材料线膨胀系数相匹配的钛合金材料。整个遥感器结构主要由温控舱和光机结构组件组成，光机结构组件主要包括各成像组件，如镜头组件、CCD 组件及检焦组件等;温控舱用于遥感器与外界环境的隔离。

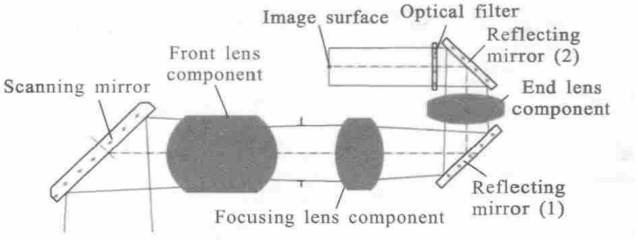


图 1 高空光学遥感器光学系统

Fig.1 Optical system of altitude optical sensor

高空光学遥感器安装在载机的腹部，上部处于载机内部,而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(图 2);典型飞行高度为 20 km,

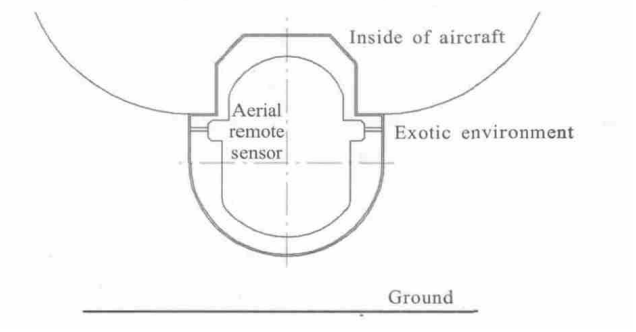


图 2 航摄示意图

Fig.2 Aerial schematic

属于大气平流层，此时大气温度为−56.5 ℃，大气压力为 5 474.89 Pa，大气密度较小，仅为 0.088 kg/m^3，属于低温低压低密度环境；典型飞行马赫数为 0.7，此时要考虑空气的对流换热及气动热对光学遥感器的影响。

根据能量守恒定律，结合航摄时高空光学遥感器的大气环境及飞行参数，建立了整个高空光学遥感器的热平衡方程：

$$\begin{cases}\Phi_1'+\Phi_2'+\Phi_3'+\Phi_4'+\Phi_5'=\Phi_6'+\Phi_7'+\Phi_8'\\ \Phi_1'=\dfrac{T_z-T_x}{R_{zx}}\\ \Phi_2'=\sum q_w A_w\\ \Phi_3'=\alpha_m F_{ig} q_f A_m\\ \Phi_4'=\sum \Phi_k\\ \Phi_5'=\sum \dfrac{(T_i-T_j)}{R_{ij}}+\sigma\sum \varepsilon_{gk}F_{gk}A_{gk}(T_g-T_k)\\ \Phi_6'=hA_r(T_w-T_\infty)\\ \Phi_7'=\sum\left(m_i c_i\dfrac{\partial T}{\partial \tau}\right)\\ \Phi_8'=\varepsilon_m\sigma A_m(T_w^4-T_\infty^4)\end{cases}\tag{1}$$

式中：Φ_1' 为载机与高空光学遥感器之间的换热量；T_z 为载机接口面的温度；T_x 为高空光学遥感器接口面的温度；R_{zx} 为热阻；Φ_2' 为高空光学遥感器接受的气动热；q_w 为热流密度；A_w 为热流所覆盖的区域面积；Φ_3' 为高空光学遥感器接受的的地面红外辐射、地面和云层反射的太阳辐射及大气辐射；α_m 为蒙皮表面的吸收率；F_{ig} 为表面微元对地球的辐射角系数；q_f 为飞行阶段所接受的辐射密度；A_m 为接受辐射的有效面积；Φ_4' 为高空光学遥感器内部热源发热量；Φ_k 为光学遥感器内部热源；Φ_5' 为高空光学遥感器内部构件之间的换热量；i，j 为存在传导关系的构件；g，k 为存在辐射导热关系的构件；R_{ij} 为高空光学遥感器内部构件之间的热阻；T_i，T_j 为高空光学遥感器内部构件的温度；ε_{gk} 为高空光学遥感器内部构件表面发射率；F_{gk} 为高空光学遥感器内部构件之间的辐射角系数；A_{gk} 为高空光学遥感器内部构件之间辐射面积；T_g，T_k 为高空光学遥感器内部构件的温度；Φ_6' 为高空光学遥感器与外界环境的对流换热量；h 为平均对流换热系数；A_r 为高空光学遥感器蒙皮表面参与对流换热的有效面积；Φ_7' 为高空光学遥感器自身产生的热量变化；m_i 为高空光学遥感器内部构件质量；c_i 为高空光学遥感器内部构件的比热容；$\dfrac{\partial T}{\partial \tau}$ 为高空光学遥感器自身温度变化率；Φ_8' 为高空光学遥感器自身向外界环境辐射的热量。

从公式(1)中可以看出，高空光学遥感器的温度分布是多重因素的复杂函数，即

$$T=f(R_{zx},q_w,\alpha_m,F_{ig},\Phi_k,R_{ij},\varepsilon_{gk},F_{gk},h,c_i\cdots)\tag{2}$$

以上函数有些参数是由结构或光学设计所限定的，不能任意改变。有些参数可以根据需要进行一定的选择和调整，联立求解各方程就可以得到高空光学遥感器的温度场分布。分析高空无人机光学遥感器热平衡方程的各影响因素，可以确定平均对流换热系数 h、气动热流密度 q_w、内部热源 Φ_k 及内部构件之间的热阻 R_{ij} 是影响遥感器温度分布的主要因素。

2 灵敏度分析

通过设定不同数值的各参数变量，计算对应的温度分布并进行对比分析，以得出哪些参数对透镜组件轴向温差和径向温差有较大影响。

2.1 平均对流换热系数变化

该光学遥感器高空航摄时，直接与大气环境接触，其对流换热模型可简化为流体纵掠平壁模型[5]；根据边界层理论，可知混合边界层的平均对流换热系数计算公式为：

$$h=\frac{1}{l}\left[\int_0^{x_c}h_{Lx}\mathrm{d}x+\int_{x_c}^{l}h_{tx}\mathrm{d}x\right]=0.037\frac{\lambda}{l}(Re^{0.8}-23\,500)Pr^{1/3}\tag{3}$$

式中：l 为对流长度；h_{Lx}，h_{tx} 为对流换热系数；Pr 为普朗特数；λ 为大气导热系数；Re 为雷诺数，$Re=\dfrac{\rho v l}{\mu}$，其中 ρ 为大气密度，v 为光学遥感器相对于空气的飞行速度，μ 为动力粘度。

由公式(3)可知，在飞行高度不变的情况下，大气导热系数 λ，大气密度 ρ，动力粘度 μ 及特征长度 l 等参数数值保持不变，唯一影响其数值变化的就是飞行速度 v。因此，根据载机速高比要求，设定了 6 种飞行速度，其对应的平均对流换热系数如表 1 所示。

表 1 不同飞行速度下的平均对流换热系数

Tab.1 Coefficient of heat convection at different flight speeds

Altitude /km	Flight speed /km·h^{-1}	Convection heat transfer coefficient /W·m^{-2}·K^{-1}
20	500	21.0
	550	24.0
	600	26.6
	650	29.5
	700	32.0
	800	37.6

图 3 为平均对流换热系数对透镜组件轴向温差及径向温差的影响曲线。

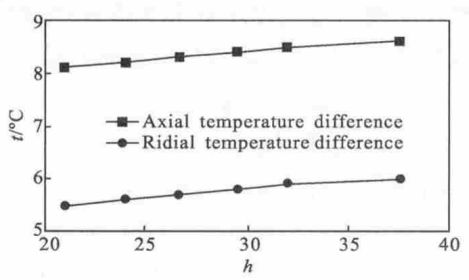


图 3 平均对流换热系数对透镜组件温差的影响曲线

Fig.3 Effect curve of the coefficient of heat convection on temperature difference of lens assembly

从图中曲线可以看出，透镜组件轴向温差对平均对流换热系数的灵敏度为 0.018~0.038 $m^2℃^2\cdot W^{-1}$；径向温差对平均对流换热系数的灵敏度为 0.02~0.038 $m^2℃^2\cdot W^{-1}$。平均对流换热系数对透镜组件温差的影响不大，这是由于对流换热不能直接影响到处于光机结构内部的透镜组件，其热传递首先是通过对流换热改变蒙皮内侧的温度，再通过辐射传热影响透镜组件的温度分布。

2.2 气动热流密度变化

典型高度 20 km 飞行时，典型飞行马赫数为 0.7，属于亚声速飞行，不能忽略气动热的影响。采用 J.D.Anderson 引用的近似算式[6]求其表面的热流密度 q_w：

$$q_w=\rho_\infty^N\cdot u_\infty^M\cdot C_w \tag{4}$$

式中：q_w 为表面热流密度 (W/m^2)；ρ_∞ 为自由流密度；u_∞ 为自由流速度。层流：$M=3.2$，$N=0.5$，$C_w=2.53\times10^{-5}(\cos\phi)^{\frac{1}{2}}\cdot(\sin\phi)^{-\frac{1}{2}}X^{-\frac{1}{2}}\left(1-\frac{h_w}{h_0}\right)$，其中 h 为焓，下标 w、0 分别表示壁焓和总焓，X 为物面距离，$X=\frac{\mu Re}{\rho v}$；紊流：$M=3.37$，$N=0.8$，$C_w=3.89\times10^{-7}\ (\cos\phi)^{1.78}\ (\sin\phi)^{1.6}X_T^{-\frac{1}{5}}\left(\frac{T_w}{556}\right)^{-\frac{1}{4}}\cdot\left(1-\frac{h_w}{h_0}\right)$，$\phi$ 为相对于自由流的当地角度(°)，X_T 为紊流边界层中沿物面距离(m)。由其计算公式可知：

$$q_w=f(\rho,v,\mu,\phi,h_w,h_0,X_T,T_w) \tag{5}$$

式中：在飞行高度不变的情况下，可以通过设定不同的飞行速度，计算得到不同飞行马赫数下的气动热流密度，如表 2 所示。

表 2 不同飞行速度下的马赫数及气动热流密度

Tab.2 Mach number and heat flow density at different flight speeds

Altitude /km	Flight speed /km·h^{-1}	Mach number	Heat flow density /W·m^{-2}	
			Laminar flow	Turbulent flow
20	500	0.47	33.2	2.5
	550	0.52	44.2	2.8
	600	0.56	51.1	3.2
	650	0.61	65.3	3.8
	700	0.66	64.1	3.5
	800	0.75	104.4	5.2

图 4 为气动热流密度对透镜组件轴向温差及径向温差的影响曲线。

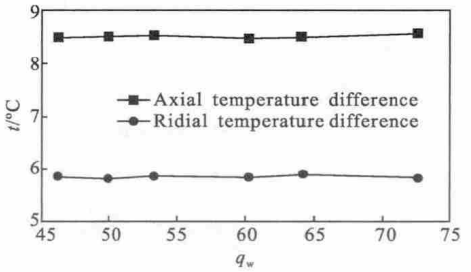


图 4 气动热流密度对透镜组件温差的影响曲线

Fig.4 Effect curve of heat flow density on temperature difference of lens assembly

由图中曲线可以看出，透镜组件轴向温差及径向温差略有波动，但两者对气动热流密度的灵敏度几乎为零。这是由于气动热流密度数值较小，对温控舱体本身影响不大，再经过热传递后对透镜组件温度分布的影响基本可以忽略。

2.3 内部热源变化

影响高空光学遥感器温度分布的电子学组件主要包括位角电机、电控箱、CCD 组件及俯角电机等，其中位角电机主要用于检焦及像移补偿，实际功耗和工作频率均较低，因此可以忽略对透镜组件温度分布的影响；由于电控箱与光机结构机身之间采用隔热安装，CCD 组件采取相变热控措施，同样也可以忽略对透镜组件温度分布的影响；俯角电机功耗大、工作频率高，而且距离透镜组件位置较近，对透镜组件的温度分布最大。

设置俯角电机功耗分别为 5、10、14、20、24、28 W，其余计算参数保持不变，以进行内部热源灵敏度计

算。图 5 为内部热源对透镜组件轴向温差及径向温差的影响曲线。

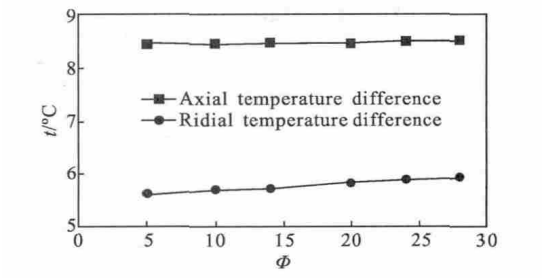


图 5 内部热源对透镜组件温差的影响曲线

Fig.5 Effect curve of internal heat source on temperature difference of lens assembly

由图中曲线可以看出，随着功耗的增加，透镜组件的轴向温差变化很小；径向温差呈上升趋势，径向温差对内部热源的灵敏度为 0.008~0.017 ℃·W^{-1}。

2.4 热阻变化

光学遥感器构件之间的热阻主要由传导热阻[7-8]和接触热阻[9]组成，其中传导热阻由结构所确定，属于不可调整参数；而接触热阻则是预估值，并不十分精确，一般来说，接触热阻系数的取值范围为 10~10^3 W/(m^2·K)。因此，设置接触热阻系数的数值分别为 60、100、200、500、700、900、1 100 W/(m^2·K)，其余计算参数保持不变，以进行接触热阻系数的灵敏度计算。图 6 为接触热阻系数对透镜组件轴向温差及径向温差的影响曲线。

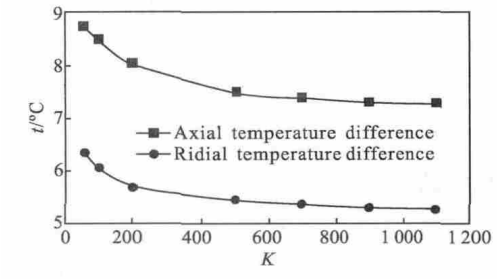


图 6 接触热阻系数对透镜组件温差的影响曲线

Fig.6 Effect curve of the coefficient of contact resistance on temperature difference of lens assembly

由图中曲线可以看出，随着接触热阻系数的不断增加，透镜组件的温差呈下降趋势，但随着数值的不断增大，下降趋势变缓。轴向温差对接触热阻系数的灵敏度为 2.5×10^{-4}~7.5×10^{-3} m^2℃^{2}·W^{-1}，径向温差影响对接触热阻系数的灵敏度为 2×10^{-4}~7.5×10^{-3} m^2℃^{2}·W^{-1}。

由上述灵敏度分析结果可知，相比影响透镜组件温度分布的外界环境各因素，对流换热的影响最大，因此，要尽量减小数值计算中对流换热模型与航摄中真实模型之间的误差，为热分析及热设计提供必要参数；内部环境因素中，内部热源与接触热阻系数对透镜组件温差的影响均很明显，因此，要加强内部热源的散热措施，采取隔热安装、热管导出及相变热控[10]等热控措施降低内部热源对透镜组件温差的影响；对于接触热阻系数，其数值要通过理论计算与试验经验相结合来选取，尽量减少由此带来的计算误差，最后确定接触热阻系数的取值范围为 50~200 W/(m^2·K)。

3 热试验验证

热试验[11]的目的是验证热设计的正确性，保证高空光学遥感器顺利完成各项任务。通过热平衡试验，可以获取遥感器光学系统温度分布数据，为验证热设计时所确定的相关参数提供必要依据，进而可以进行优化设计。

3.1 试验装置

利用环境设备模拟高空航摄时的低温低压环境，高空光学遥感器则按照航摄状态实施热控，将初始温度为20 ℃的光学遥感器放置于初始温度为 20 ℃的环境设备中，降温至−55 ℃，降压至 5.5 kPa，时间总共为 2 h，验证基于灵敏度分析结果的内部热源散热措施、透镜组件热控措施等热设计方案的有效性，并考核遥感器光学系统的温度适应性。热试验装置如图 7 所示，主要由环境设备、检测设备及隔振平台等组成。

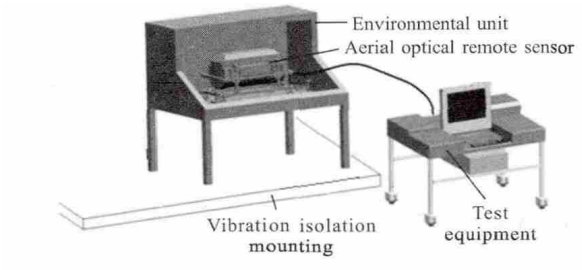


图 7 热试验装置图

Fig.7 Apparatus of thermal tests

3.2 试验结果

图 8 为透镜组件温度随时间的变化曲线。可以看出，透镜组件的温度在 19.4~20.6℃之间，每个控温点温度过冲值在 1℃之内，满足热控指标 20±2.5℃的要求。由试验结果可知，通过灵敏度分析结果进行

热设计参数优化及确定，能够有效提高内部热源的散热性能,保证光学系统的温度水平及温度梯度。

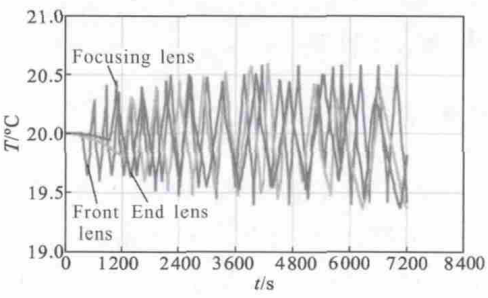


图 8 透镜组件温度随时间的变化曲线

Fig.8 Temperature curves of lens component

4 结 论

根据遥感器的结构特点及外界环境条件，建立了高空航摄时光学遥感器的热平衡方程，并重点分析了影响透镜组件温度分布的热设计参数的灵敏度。分析结果表明,对流换热及构件之间的热阻对高空光学遥感器透镜组件轴向和径向温差影响较大;内部热源对透镜组件径向温差的影响较大，而对透镜组件的轴向温差几乎没有影响；气动热对透镜组件的温差基本没有影响；这为热设计中结构及热物理参数的确定提供了理论依据。试验结果表明,基于灵敏度分析结果的热设计方案合理有效。

参考文献:

[1] Yoder P R. Opto-Mechanical Systems Design [M]. Zhou Haixian, Cheng Yunfang, Transl. Beijing: China Machine Press, 2008: 750−756. (in Chinese)
Yoder P R. 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] Guo Liang, Wu Qingwen, Yan Changxiang. Sensitivity of thermal design parameters for space spectral imaging apparatus [J]. *Opt Precision Eng*, 2012, 20(6): 1208−1218. (in Chinese)
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): 1208−1218.

[3] Ding Yanwei, Han Shangli, Li Jihui. Analysis for sensitivity of space optical window [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2002, 29(5): 15−18. (in Chinese)
丁延卫, 韩双丽, 李积慧. 空间光学窗口的热光学灵敏度分析[J]. 光电工程, 2002, 29(5): 15−18.

[4] Zhou Wei. Research on the lightweight design of bus body based on topology optimization and sensitivity analysis [J]. *Journal of Hefei University of Technology* (*Natural Science Edition*), 2013, 36(4): 406−409. (in Chinese)
周伟. 基于拓扑优化与灵敏度分析的客车车身轻量化研究[J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2013, 36(4): 406−409.

[5] 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. (in Chinese)
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.

[6] Anderson J D. Hypersonicand High Temperature GasDynamics [M]. NewYork: Mc Graw−Hill Book Company, 1988.

[7] Bahrami M, Yovanovich M M, Culham J R. Thermal contact resistance at low contact pressure: Effect of elastic deformation [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2005, 48: 3284−3293.

[8] 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. (in Chinese)
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.

[9] Huang Tao, Wu Qingwen, Liang Jiusheng, 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)
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] 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. (in Chinese)
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.

[11] Li Ming, Wu Qingwen, Jiang Fan. Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras [J]. *Opt Precision Eng*, 2010, 18(6): 1367−1373. (in Chinese)
黎明, 吴清文, 江帆. 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.