

文章编号 1004-924X(2012)06-1208-10

空间光谱成像仪热设计参数的灵敏度

郭亮^{1,2*}, 吴清文¹, 颜昌翔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 研究生院, 北京 100039)

摘要:针对空间光学遥感器在轨运行期间其热物理属性的实际参数与热设计参数之间存在一定的偏差,从而影响整机热设计的问题,本文基于系统灵敏度理论,对空间光学遥感器的热设计进行了分析,并建立了在轨条件下的热平衡方程组。通过分析热平衡方程组的设计变量,总结出影响整机温度分布的热设计参数。以某空间光谱成像仪热设计为例,分析了上述影响整机温度分布的设计参数的灵敏度。灵敏度分析结果表明:整机平均温度对太阳吸收系数的灵敏度几乎为零;对红外半球发射率的灵敏度为 $2.2\sim 14.55\text{ }^{\circ}\text{C}$;对内部热源的灵敏度为 $1.8\sim 2\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$;对导热率的灵敏度为 $2.25\times 10^{-3}\sim 4.39\times 10^{-2}\text{ m}^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$;对接触导热系数的灵敏度为 $0\sim 1.1\times 10^{-3}\text{ m}^2\text{ }^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$ 。试验验证结果表明,基于灵敏度分析结果的热控设计方案有效且可行。

关键词:空间光谱成像仪;热设计;热分析;灵敏度分析

中图分类号:V443.5;V416.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20122006.1208

Sensitivity of thermal design parameters for space spectral imaging apparatus

GUO Liang^{1,2*}, WU Qing-wen¹, YAN Chang-xiang¹

- (1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
 2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*
- * *Corresponding author, E-mail: guoliang329@hotmail.com*

Abstract: As the deviation between the real parameters and the thermal design parameters of a space spectral imaging apparatus in orbit effects on the design accuracy of complete appliances, this paper analyzes the thermal design based on the system sensitivity theory, and establishes the heat balance equations in orbit. Under the design variable analysis of the heat balance equations, thermal design parameters effecting the temperature distributions of complete appliances are given. As an example, the sensitivity of thermal design parameters mentioned above is analyzed for the space spectral imaging apparatus. The analytical results show that the sensitivity of solar absorption coefficient to the mean temperature is equal to zero, and the sensitivities of emissivity, inner heat source, thermal conductivity, and contact thermal conductivity to the mean temperature are $2.2\sim 14.55\text{ }^{\circ}\text{C}$, $1.8\sim 2\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$, $2.25\sim 4.39\times 10^{-2}\text{ m}^2\text{ }^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$.

收稿日期:2012-02-13;修订日期:2012-04-03.

基金项目:国防预研基金资助项目(No. O5001SA050)

$\times 10^{-3} - 4.39 \times 10^{-2} \text{ m}^2 \text{ } ^\circ\text{C}^2 / \text{W}$ and $0 - 1.1 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \text{ } ^\circ\text{C}^2 / \text{W}$, respectively. Test results prove that the sensitivity analysis based proposed thermal design scheme is effective and feasible proved by thermal test results.

Key words: space spectral imaging apparatus; thermal design; thermal analysis; sensitivity analysis

1 引言

灵敏度分析适合于解决设计变量多、数学模型复杂的优化设计问题,在工程应用中具有非常重要的意义。设计参数灵敏度是系统状态对设计变量的导数信息,可以反映系统状态与设计变量之间的变化趋势和变化程度,在优化设计、可靠性分析、反问题等方面的研究工作中都有广泛应用^[1-3]。热设计参数灵敏度分析主要是计算热设计参数变化对系统温度分布的影响,是实现热控设计优化的关键信息,在工程中有重要的应用价值。

一直以来,国内外研究学者一直致力于温度场灵敏度分析工作。在研究方法方面,陈彪松、顾元宪等人^[4-6]给出了用于热传导问题灵敏度分析的精细积分法和伴随法。在外部边界修正和界面修正两个方面,K. Dems 和 B. Rousselet^[7-8]对固体内瞬态热传导问题的灵敏度进行了分析;基于常热物理属性,J. I. Frankel 等人^[9]研究了用于一维瞬态热传递问题的热流-温度积分关系,给出了在半空间平面区域内完整的非线性热传递模型,对扰动热传导和热容量的平均热物理属性进行了灵敏度分析;E. Colin^[10]等人给出了用于求解不可压缩的湍流热传递问题的连续灵敏度方程法。对于在规则的临界状态下非线性几何结构加载热-机械载荷的问题,P. J. Evandro^[11]等人给出了一种简单有效的灵敏度分析方法。在光学遥感器的热光学分析方面,丁延卫等人^[12-13]利用灵敏度分析方法,探讨了载人飞船光学窗口温度场的表示方法,分析了温度水平变化、轴向温差、径向温差和周向温差对光学窗口热光学误差的影响;林招荣^[14]通过灵敏度分析法对一个典型 R-C 成像系统主光学装置的像质分析数据进行拟合曲线处理,并据此提出了该成像系统温控指标建议。在热传递耦合领域,B. Dinesh^[15]等人研究了稳

态流体-热系统的优化和设计灵敏度分析。对于滞流区域热传递问题,S. Babak^[16]等人应用神经网络法对自由流动湍流参数进行了灵敏度分析;K. Ryszard^[17-18]针对瞬态下热传导与辐射耦合的问题进行了灵敏度分析和结构优化工作,之后针对恶劣工作环境下的安全工程,进行了热和质量耦合传递过程中以灵敏度分析为导向的结构优化工作。在热设计过程中,热设计参数的灵敏度分析对整个热设计过程具有很强的指导作用。韩玉阁^[19-20]等人利用系统灵敏度理论,对卫星热设计问题进行了分析,导出了卫星热设计系统的灵敏度方程,并以太阳能电池板的热设计为例,对系统的灵敏度方程进行了求解,分析了各参数的灵敏度;杨明^[21]等人推导了卫星表面节点温度灵敏度和红外辐射灵敏度的计算公式,结合具体的卫星模型和轨道参数,求解了卫星表面节点温度灵敏度和红外辐射灵敏度;Y. H. Cho^[22]等人对卫星推进分量热模型中的接触热阻和测温传感器位置进行了灵敏度分析;H. K. Tae^[23]等人建立了用于分析热流传感器内部热传递现象的数值计算模型,研究了热损失、温度传感器位置、输入能量、加热器长度等影响热流传感器灵敏度的参数之间的相关性;D. D. Clarke^[24]等人对换热器设计中物理属性估算进行了灵敏度和不确定度分析;N. Gopi^[25]等人对井换热器(WBHX)的运行和设计变量进行了参数灵敏度研究。

空间光学遥感器的热设计和热分析计算过程中,很多热设计参数无法准确确定,为了找出对温度场影响大的参数来进行热控系统的优化设计,通常要进行热设计参数的灵敏度分析。通过灵敏度分析,可以找出对空间光学遥感器的温度水平和温度分布影响敏感度高、热设计参数,提高热设计的针对性、有效性,从而提高工作效率、降低成本、增加可靠性。本文以某空间光谱成像仪的热分析为例,利用灵敏度分析方法,针对具体热控

措施,通过热分析软件 IDEAS-TMG 来分析热设计参数的灵敏度,旨在为空间光学遥感器的热设计中结构、热的物性参数的确定提供理论依据,提高空间光学遥感器的系统可靠性,对空间光学传感器热设计优化具有重要的指导意义。

2 热平衡方程及设计变量分析

2.1 热平衡方程

根据能量守恒原理,通过空间光学传感器与周围所处环境进行热交换的热平衡方程组,建立热分析计算模型^[26]。热平衡方程组为:

$$\begin{cases} Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5 \\ Q_1 = \alpha_s \Phi_1 SA_1 + \alpha_s \Phi_2 E_r A_2 + \epsilon_h \Phi_3 E_c A_3 \\ Q_2 = \sum q_i \\ Q_3 = \sum H_{ij} (T_i - T_j) + \sigma \sum \epsilon_{kl} \Phi_{kl} A_{kl} (T_k^4 - T_l^4) \\ Q_4 = \sigma \sum \epsilon_{yc} \Phi_{yc} A_{yc} (T_{\text{sensor}}^4 - T_{\text{carbin}}^4) \\ Q_5 = \sum \left[m_k c_k \frac{\partial T}{\partial \tau} \right] \\ Q_6 = \epsilon_{\text{entrance}} \Phi_{\text{entrance}} \sigma T_{\text{entrance}}^4 A_{\text{entrance}} \end{cases} \quad (1)$$

其中, Q_1 为光学传感器接受的太阳辐照、地球反照、地球辐照热量; α_s 为光学传感器外表面的太阳吸收系数; ϵ_h 为光学传感器外表面的红外半球发射率; $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4$ 为分别为光学传感器外表面的太阳辐照角系数、地球反照角系数、地球辐照角系数、与舱体之间辐射角系数; S 为太阳常数, $S=1\ 353\ \text{W}/\text{m}^2$; E_r 为光学传感器外表面的地球反照热流密度; E_c 为光学传感器外表面的地球辐照热流密度; A_1, A_2, A_3 分别为光学传感器外表面对太阳辐照、地球反照、地球辐照的有效换热面积; Q_2 为光学传感器内部热源发热量; q_i 为光学传感器内部热源; Q_3 为光学传感器内部组件之间的换热量; i, j 为存在接触导热关系的组件; k, l 为存在辐射导热关系的组件; H_{ij} 为光学传感器内部组件传导换热系数; σ 为玻尔兹曼常数, $\sigma=5.67 \times 10^{-8}\ \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_i, T_j, T_k, T_l 为光学传感器内部组件的温度; ϵ_{kl} 为光学传感器内部组件

表面发射率; Φ_{kl} 为光学传感器内部组件之间的辐射角系数; A_{kl} 为光学传感器内部组件及舱体参与辐射换热的有效面积; Q_4 为光学传感器与舱体之间的辐射换热量; ϵ_{yc} 为光学传感器与舱体之间的辐射换热的等效发射率; Φ_{yc} 为光学传感器与舱体之间的辐射换热角系数; A_{yc} 为光学传感器与舱体之间的辐射换热的有效面积; T_{sensor} 为光学传感器外表面温度; T_{carbin} 为舱体内表面温度; Q_5 为光学传感器自身产生的能量变化; m_k 为光学传感器内部组件质量; c_k 为光学传感器内部组件热容量; $\frac{\partial T}{\partial \tau}$ 为光学传感器自身温度变化率; Q_6 为光学传感器入光口处对冷黑空间的热辐射能量; $\epsilon_{\text{entrance}}$ 为光学传感器入光口处对冷黑空间的红外半球发射率; Φ_{entrance} 为光学传感器入光口处对冷黑空间的角系数; T_{entrance} 为光学传感器入光口处的温度; A_{entrance} 为光学传感器入光口处对冷黑空间的有效换热面积。

2.2 设计变量分析

从方程组(1)的描述可知,影响空间光学传感器温度分布的因素如表 1 所示。

表 1 影响温度分布的因素

Tab. 1 Factors affecting temperature distribution

序号	名称	设计变量分析
1	光学传感器外表面的太阳吸收系数: α_s	可调节,属于热设计变量,本文算例中光谱成像仪安装在空间飞行器舱体内部,因此太阳吸收系数对整机温度分布的影响较小
2	光学传感器外表面的红外半球发射率: ϵ_h	可调节,属于热设计变量
3	光学传感器外表面的太阳辐射角系数、地球反照角系数、地球辐照角系数、与舱体之间辐射角系数: $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4$	结构外形及轨道确定,不可调节

序号	名称	设计变量分析
4	太阳常数: S	结构外形及轨道确定,不可调节
5	光学遥感器外表面的地球反照热流密度: E_r	结构外形及轨道确定,不可调节
6	光学遥感器外表面的地球辐照热流密度: E_c	结构外形及轨道确定,不可调节
7	光学遥感器外表面对太阳辐照、地球反照、地球辐照的有效换热面积: A_1, A_2, A_3	结构外形及轨道确定,不可调节
8	光学遥感器内部热源: q_i	可调节,属于热设计变量
9	光学遥感器内部组件传导换热系数: H_{ij}	可调节,属于热设计变量
10	光学遥感器内部组件表面发射率: ϵ_{Ml}	光学确定,不可调节
11	光学遥感器内部组件之间的辐射角系数: Φ_{Ml}	结构确定,不可调节
12	光学遥感器内部组件及舱体参与辐射换热的有效面积: A_{Ml}	结构确定,不可调节
13	光学遥感器与舱体之间的辐射换热的等效发射率: ϵ_{yc}	取决于光学遥感器外表面的红外半球发射率,可调节,属于热设计变量
14	光学遥感器与舱体之间的辐射换热角系数: Φ_{yc}	结构确定,不可调节
15	光学遥感器与舱体之间的辐射换热的有效面积: A_{yc}	结构确定,不可调节
16	光学遥感器内部组件质量: m_k	结构确定,不可调节
17	光学遥感器内部组件热容量: c_k	结构确定,不可调节
18	光学遥感器入光口处对冷黑空间的红外半球发射率: $\epsilon_{entrance}$	光学确定,不可调节
19	光学遥感器入光口处对冷黑空间的角系数: $\Phi_{entrance}$	结构确定,不可调节
20	光学遥感器入光口处对冷黑空间的有效换热面积: $A_{entrance}$	结构确定,不可调节

从以上分析可以看出,空间光学遥感器外表面的太阳吸收系数 α_s 、红外半球发射率 ϵ_n 、内部热源 q_i 、内部组部件传导换热系数 H_{ij} 是影响温度

分布的主要因素,是空间光学遥感器热设计过程中的主要设计变量。

3 灵敏度分析

以某空间光谱成像仪为例,应用热分析软件 IDEAS-TMG 建立有限元分析模型,如图 1 所示。通过设定不同数值的太阳吸收系数、红外半球发射率、内部热源、传导换热系数等变化的边界条件,计算相应的温度分布并进行对比分析,以得出整机温度分布对各个设计变量的灵敏度数值。

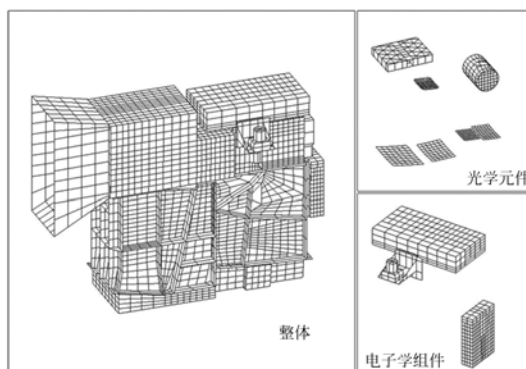


图 1 空间光谱成像仪热分析模型

Fig. 1 Thermal analytic model of space spectral imaging apparatus

3.1 太阳吸收系数变化

太阳吸收系数灵敏度计算过程中,设置空间

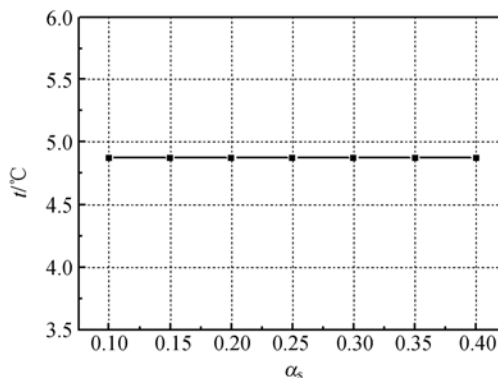


图 2 太阳吸收系数对空间光谱成像仪平均温度的影响

Fig. 2 Effect of solar absorption coefficient on mean temperature of space spectral imaging apparatus

光学遥感器外表面的太阳吸收系数 α_s 分别为 0.1、0.15、0.2、0.25、0.3、0.35 和 0.4, 其余计算参数保持不变。

图 2 所示为太阳吸收系数变化对空间光谱成像仪的平均温度的影响曲线; 图 3 为太阳吸收系数变化对空间光谱成像仪 3 个方向温差的影响曲线。

从图中曲线可以看出, 由于本文算例中的光谱成像仪安装于空间飞行器的舱体内部, 外表面没有受到太阳照射, 因此外表面太阳吸收率的变化对整机平均温度和 3 个方向温差的影响很小, 整机平均温度没有明显变化, 仅温差值略有波动, 两者对太阳吸收系数的灵敏度几乎为零。

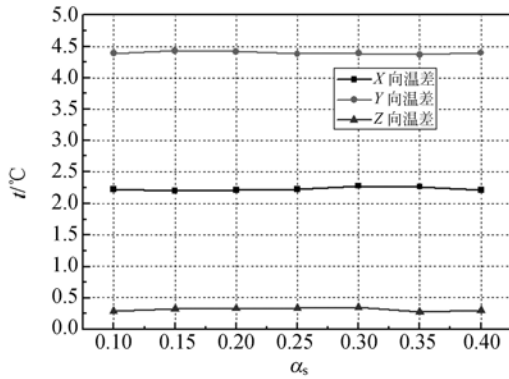


图 3 太阳吸收系数对空间光谱成像仪温差的影响
Fig. 3 Effect of solar absorption coefficient on temperature difference of space spectral imaging apparatus

3.2 红外半球发射率变化

红外半球发射率灵敏度计算过程中, 设置空间光学遥感器外表面的红外半球发射率分别为 0.05、0.15、0.25、0.35、0.45、0.55、0.65 和 0.7, 其余计算参数保持不变。

图 4 为红外半球发射率变化对空间光谱成像仪平均温度的影响曲线; 图 5 为红外半球发射率变化对空间光谱成像仪 3 个方向温差的影响曲线。

从图中温度数据可以看出, 外表面红外半球发射率对整机平均温度的影响很大, 随着红外半球发射率的增大, 光谱成像仪的平均温度逐渐上升, 这是由于增强了整机与外部舱体之间的换热。从图中曲线趋势可以看出, 红外半球发射率对平均温度的影响并不完全是线性的, 红外半球发射

率较小时对平均温度的影响很大, 当红外半球发射率达到一定数值后, 对平均温度的影响开始逐渐呈线性变化的趋势。整机平均温度对红外半球发射率的灵敏度为 $2.2 \sim 14.55 \text{ } ^\circ\text{C}$ 。

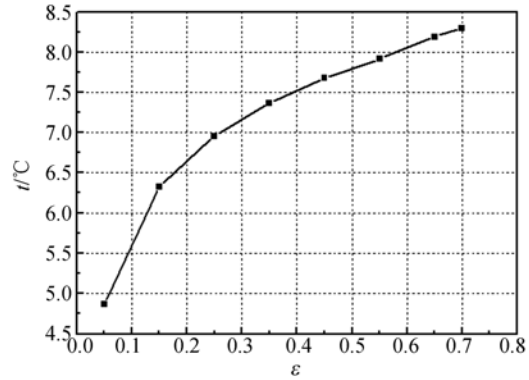


图 4 红外半球发射率对空间光谱成像仪平均温度的影响
Fig. 4 Effect of emissivity on mean temperature of space spectral imaging apparatus

红外半球发射率与太阳吸收系数一样, 对 3 个方向温差的影响几乎为零, 这是由于整机的平均温度虽然随着红外半球发射率的增大而上升, 但这是光谱成像仪整体温度的均匀上升, 对于 3 个方向温差不会造成明显影响, 因此各个方向上的整机温差对红外半球发射率的灵敏度几乎为零。

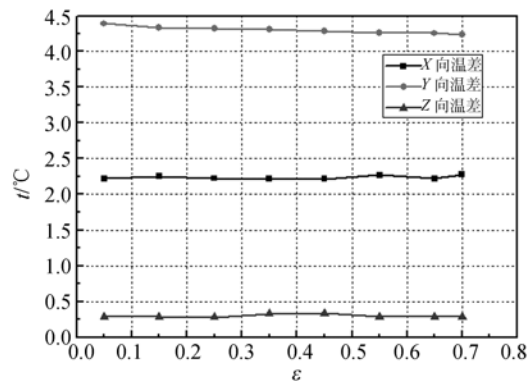


图 5 红外半球发射率对空间光谱成像仪温差的影响
Fig. 5 Effect of emissivity on temperature difference of space spectral imaging apparatus

3.3 内部热源变化

在空间光谱成像仪整个设计过程中, 随着设计内容的深入, 内部热源的功耗大小、分布位置等参数均会有不同程度地改进和优化, 这些改变均

会引起整机平均温度和温差的变化,因此有必要分析内部热源对整机的影响。

对光谱成像仪整机温度分布有影响的电子学组件有:电控箱、调焦、定标、焦面组件等,其中电控箱与整机框架之间采用隔热安装,因此,可以忽略电控箱的影响;调焦与定标的功耗和工作频率均较低,同样可以忽略其影响;焦面组件功耗大、热流密度高,对整机温度分布影响最大。

内部热源灵敏度计算过程中,设置焦面组件功耗分别为1、2、3、4、5、6、7、8、9和10 W,其余计算参数保持不变。

图6所示为内部热源变化对空间光谱成像仪的平均温度的影响曲线;图7为内部热源变化对空间光谱成像仪3个方向温差的影响曲线。

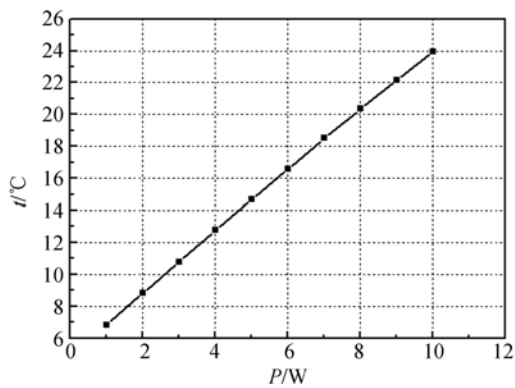


图6 内部热源对空间光谱成像仪平均温度的影响
Fig. 6 Effect of inner heat source on mean temperature of space spectral imaging apparatus

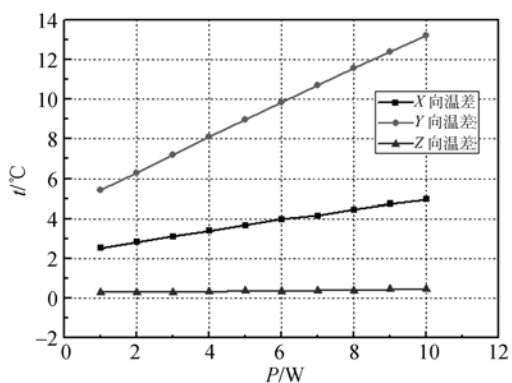


图7 内部热源对空间光谱成像仪温差的影响
Fig. 7 Effect of inner heat source on temperature difference of space spectral imaging apparatus

从图中曲线可以看出,随着内部热源功耗的增加,整机平均温度近似呈线性上升趋势,整机平

均温度对内部热源的灵敏度为 $1.8\sim 2\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$ 。内部热源对Y向温差影响最大,灵敏度在 $0.8\sim 0.865\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$ 变化,对X向温差影响次之,灵敏度在 $0.2\sim 0.31\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$ 变化,Z向温差影响最小,灵敏度几乎为零。这是由于焦面组件位于整机的+Y方向面处,其发热量的增加导致Y向和X向温差增大,而在整体结构上对处于对称位置的Z向温差影响较小。

3.4 传导换热系数变化

对于整机内部传到换热系数,可以分成两个部分进行讨论,第一是材料的导热率,第二是接触界面间的接触热阻。

空间相机框架材料一般选用钛合金和铝基复合材料等,其导热率 λ 的数值量级一般为 $10\sim 10^2\text{ W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$ 。因此,材料导热率灵敏度计算过程中,设置导热率分别为8、28、48、68、88、108、128、148和168 $\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$,其余计算参数保持不变。

图8为导热率变化对空间光谱成像仪的平均温度的影响曲线;图9为导热率变化对空间光谱成像仪3个方向温差的影响曲线。

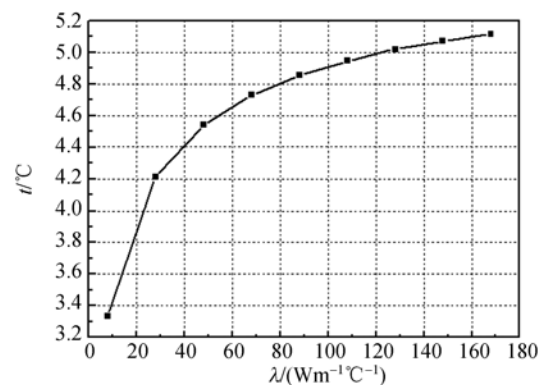


图8 导热率对空间光谱成像仪平均温度的影响
Fig. 8 Effect of thermal conductivity on mean temperature of space spectral imaging apparatus

从图中曲线可以看出,随着导热率的增加,整机平均温度逐渐上升,3个方向温差逐渐降低,可见整机的温度均匀性随着导热率的增加而逐渐改善。整机平均温度对导热率的灵敏度为 $2.25\times 10^{-3}\sim 4.39\times 10^{-2}\text{ m}^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$;X向温差对导热率的灵敏度为 $-4.75\times 10^{-3}\sim -7.77\times 10^{-2}\text{ m}^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$;Y向温差对导热率的灵敏度为 $-6.75\times 10^{-3}\sim -9.07\times 10^{-2}\text{ m}^{\circ}\text{C}^2/\text{W}$;由于光谱成像仪整体结构在Z向上对称,因此Z向温差对导热率的灵敏度几乎为零。

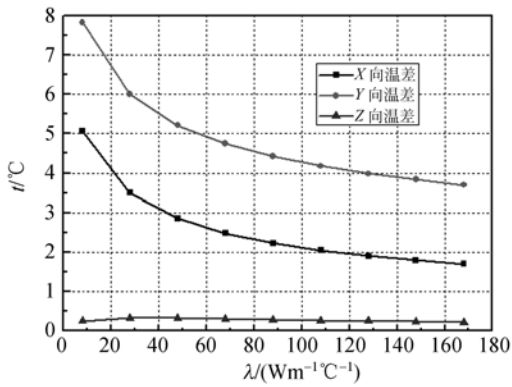


图 9 导热率对空间光谱成像仪温差的影响

Fig. 9 Effect of thermal conductivity on temperature difference of space spectral imaging apparatus

根据空间相机的热控需求,接触面之间采用隔热或导热处理,其接触导热系数 k 的数值量级一般在 $10 \sim 10^3 \text{ W/m}^2\text{C}$ 。因此,接触导热系数灵敏度计算过程中,设置接触导热系数的数值分别为 50、100、300、500、700、900、1 100 和 1 300 $\text{W/m}^2\text{C}$,其余计算参数保持不变。

图 10 为接触导热系数变化对空间光谱成像仪的平均温度的影响曲线;图 11 为接触导热系数变化对空间光谱成像仪 3 个方向温差的影响曲线。

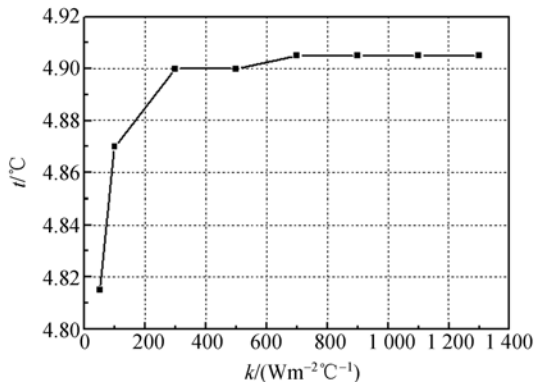


图 10 接触导热系数对空间光谱成像仪平均温度的影响

Fig. 10 Effect of contact thermal conductivity on mean temperature of space spectral imaging apparatus

从图中曲线可以看出,随着接触导热系数的增加,整机平均温度逐渐上升,3 个方向温差逐渐降低,当接触导热系数达到 $700 \text{ W/m}^2\text{C}$ 后,整机平均温度和 3 个方向温差基本无变化。整机平均

温度对接触导热系数的灵敏度为 $0 \sim 1.1 \times 10^{-3} \text{ m}^2\text{C}^2/\text{W}$; X 向温差对接触导热系数的灵敏度为 $-5 \times 10^{-5} \sim -5.1 \times 10^{-3} \text{ m}^2\text{C}^2/\text{W}$; Y 向温差对接触导热系数的灵敏度为 $-7.5 \times 10^{-5} \sim -4.3 \times 10^{-3} \text{ m}^2\text{C}^2/\text{W}$; 由于光谱成像仪整体结构在 Z 向上对称,因此 Z 向温差对接触导热系数的灵敏度几乎为零。

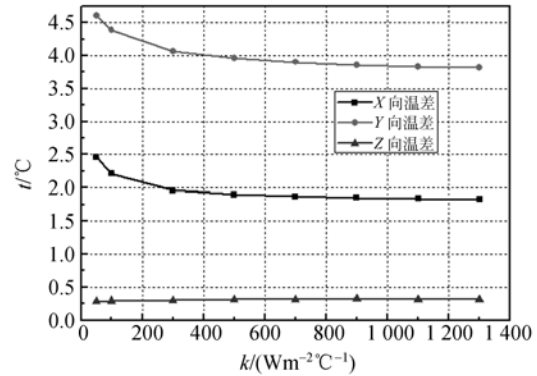


图 11 接触导热系数对空间光谱成像仪温差的影响

Fig. 11 Effect of contact thermal conductivity on temperature difference of space spectral imaging apparatus

3.5 基于灵敏度分析的热设计参数选取

根据灵敏度分析结果,找出对光谱成像仪整机温度水平和温差影响敏感度的热设计参数,选取合适的参数值,可以满足热控指标要求。

针对上述灵敏度分析结果,选取合适的热设计参数。在光谱成像仪外表面热物理属性中,太阳吸收系数对整机温度水平和温差的影响可以忽略不计,红外半球反射率是影响整机温度水平的主要因素,因此外表面热控措施优先选取低发射率的涂层或包覆层;内部热源对整机温度水平和温差的影响均很明显,因此要加强内部热源的散热措施,采取隔热安装和热管导出的热控措施降低内部热源对整机的影响;导热率对 X 向和 Y 向温差的影响较为显著,当导热率高于 $80 \text{ W/m}^2\text{C}$ 时,导热率变化对整机温度均匀性的影响程度降低,因此光谱成像仪框架采用导热率为 $90 \text{ W/m}^2\text{C}$ 的铝基复合材料能够满足整机温度均匀性要求;接触导热系数达到 $300 \text{ W/m}^2\text{C}$ 后,对温度水平和温差的影响程度降低,因此导热安装接触界面之间需要填充导热填料,以满足热控设计要求。

4 试验验证

热试验是对热设计的合理性和可行性的重要验证手段,热试验获取的结果是光学遥感器真实工作情况的反映,是验证热设计时所作假设恰当与否的有效手段^[27]。通过热试验数据的对比分析能够找出热设计时确定的材料属性、工作载荷以及其它初始条件和边界条件等方面的不足,为热设计的优化工作提供指导。

4.1 试验状态

验证试验采用真空罐模拟太空环境,制作试验工装模拟光谱成像仪所处环境。光谱成像仪按照在轨工作状态进行热控实施,包括外表面状态、内部热源散热措施等。试验期间通过设置热沉温度、外部热流、工作时长等参数值,以验证外表面热物理属性、内部热源等对整机温度水平和温差的影响程度,考核光谱成像仪的整机温度适应性。

试验装置如图 12 所示,采取红外加热笼方式进行外热流模拟。

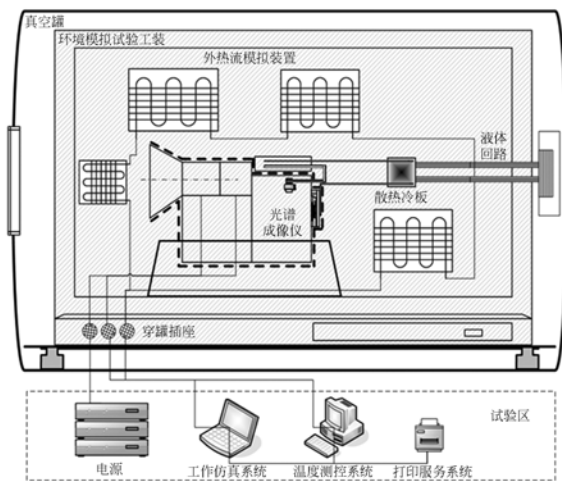


图 12 热试验装置示意图

Fig. 12 Diagrammatic sketch of thermal test device

4.2 试验结果与分析

对应稳态工作模式,光谱成像仪整机的试验

参考文献:

[1] 张布卿,马建设,潘龙法,等.用有限元和灵敏度分析方法改善光学头力矩器高频动态特性[J].光学

平衡温度曲线如图 13 所示。

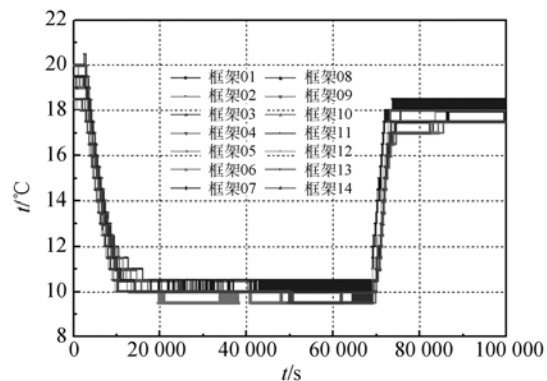


图 13 整机热试验温度曲线

Fig. 13 Steady-state temperature curve of main body in thermal test

从试验获得的结果曲线中可以看出,光谱成像仪整机在稳态平衡阶段的平衡温度分别为 9.5~10.5 °C 和 17~18.5 °C,3 个方向上的最大温差不超过 1.5 °C,均满足热控指标要求。试验结果表明热设计参数选择合理,验证了基于灵敏度分析的热设计方案的有效性和可行性。

5 结 论

基于系统灵敏度理论,对空间光学遥感器热设计问题进行了分析,建立了在轨条件下的热平衡方程组,通过对热平衡方程组的设计变量分析,总结出影响整机温度分布的热设计参数。以某空间光谱成像仪为例,分析了热设计参数的灵敏度,为空间光学遥感器热设计中结构及热物理参数的确定提供了依据,为空间光学遥感器热设计的可靠性验证和在轨运行可靠性提供了分析方法。

灵敏度分析结果表明:空间光谱成像仪外表面红外半球发射率是影响整机平均温度的主要热设计参数,灵敏度变化在 2.2~14.55 °C;内部热源、导热率、接触导热系数等热设计参数对 Y 向温差和 X 向温差的影响较大,对 Z 向温差影响较小。试验验证结果表明,基于灵敏度分析的热控设计方案有效、可行。

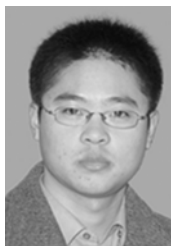
精密工程,2007,15(7):1002-1008.

ZHANG B Q, MA J SH, PAN L F, *et al.*, Improvement of high frequency dynamic performance of actuator in optical pickup by finite element and

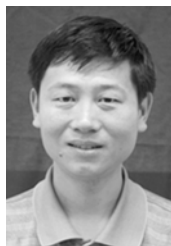
- sensitivity methods [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007,15(7):1002-1008. (in Chinese)
- [2] 何俊,周智,董惠娟,等. 灵敏度系数可调布拉格光栅应变传感器的设计[J]. *光学精密工程*,2010,18(11):2339-2346.
HE J, ZHOU ZH, DONG H J, *et al.*. Design of coefficient-adjustable FBG strain sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010,18(11):2339-2346. (in Chinese)
- [3] 刘金国,李杰,郝志航. APS星敏器探测灵敏度研究[J]. *光学精密工程*,2006,14(4):553-557.
LIU J G, LI J, HAO ZH H. Study on detection sensitivity of APS star tracker [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,14(4):553-557. (in Chinese)
- [4] 陈颺松,顾元宪,张洪武,等. 瞬态温度场灵敏度分析的精细积分法[J]. *机械强度*,2000,22(4):270-274.
CHEN B S, GU Y X, ZHANG H W, *et al.*. Sensitivity analysis of transient heat conduction with precise time integration method [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2000, 22(4): 270-274. (in Chinese)
- [5] 陈颺松,林巍,顾元宪. 热传导问题灵敏度分析的伴随法[J]. *计算力学学报*. 2003,20(4):383-390.
CHEN B S, LIN W, GU Y X. Adjoint method of heat conduction sensitivity analysis [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2003, 20(4):383-390. (in Chinese)
- [6] GU Y X, CHEN B S, ZHANG H W, *et al.*. A sensitivity analysis method for linear and nonlinear transient heat conduction with precise time integration [J]. *Struct Multidisc Optim*, 2002,24(1):23-37.
- [7] DEMS K, ROUSSELET B. Sensitivity analysis for transient heat conduction in a solid body-Part I: External boundary modification [J]. *Structural Optimization*, 1999, 17(1):36-45.
- [8] DEMS K, ROUSSELET B. Sensitivity analysis for transient heat conduction in a solid body-Part II: Interface modification [J]. *Structural Optimization*, 1999,17(1):46-54.
- [9] FRANKEL J I, KEYHANI M, HUANG M G. Local sensitivity analysis for the heat flux-temperature integral relationship in the half-space. [J]. *Applied Mathematics and Computation*, 2010,217(1):363-375.
- [10] COLIN E, ETIENNE S, PELLETIER D, *et al.*. Application of a sensitivity equation method to turbulent flows with heat transfer [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2005,44(11):1024-1038.
- [11] EVANDRO P J, JOÃO B M S J. Design sensitivity analysis of nonlinear structures subjected to thermal loads [J]. *Computers and Structures*, 2008,86(11-12):1369-1384.
- [12] 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.
DING Y W, HAN SH L, LI J H. Analysis for thermo-optical sensitivity of space optical window [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2002,29(5):15-18. (in Chinese)
- [13] 丁延卫,王雷,尤政,等. 载人飞船光学窗口的热光学灵敏度和热控制策略[J]. *清华大学学报(自然科学版)*. 2005,45(11):1489-1492.
DING Y W, WANG L, YOU ZH, *et al.*. Thermo-optical sensitivity and thermal control system for manned spaceship optical windows [J]. *J Tsinghua Univ (Sci & Tech)*, 2005,45(11):1489-1492. (in Chinese)
- [14] 林招荣. 典型 R-C 系统主光学装置的热光学灵敏度分析[J]. *航天返回与遥感*. 2006,27(3):17-21.
LIN ZH R. Thermo-optical sensibility analysis of a typical R-C imaging system's primary optical equipment [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2006,27(3):17-21. (in Chinese)
- [15] DINESH B, SUBRATA R. Design sensitivity analysis and optimization of steady fluid-thermal systems [J]. *Comput. Methods Appl. Engrg.*, 2001,190(42):5465-5479.
- [16] BABAK S, CHAN Y C. Sensitivity analysis of freestream turbulence parameters on stagnation region heat transfer using a neural network [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006,27(6):1061-1068.
- [17] RYSZARD K. Sensitivity analysis and shape optimization for transient heat conduction with radiation [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2006,49(13-14):2033-2043.
- [18] RYSZARD K. Sensitivity oriented shape optimization of textile composites during coupled heat and mass transport [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2010,53(11-12):2385-2392.
- [19] HAN Y G, XUAN Y M. Parameter sensitivity analysis for the satellite thermal design [J]. *Chinese*

- Journal of Computational Physics*, 2004, 21(5): 455-460.
- [20] 韩玉阁, 宣益民. 卫星太阳能电池板热设计参数的灵敏度分析[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(2):178-181.
HAN Y G, XUAN Y M. Parameter sensitivity analysis for the solar array of the satellite thermal design [J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2006, 30(2): 178-181. (in Chinese)
- [21] 杨明, 吴晓迪, 吕相银, 等. 基于涂层性能退化的卫星红外辐射灵敏度分析[J]. 光电工程, 2010, 37(7):30-35.
YANG M, WU X D, LV X Y, *et al.*. Analysis for infrared radiation sensitivity of space satellite based on degradation of thermal control coatings [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2010, 37(7): 30-35. (in Chinese)
- [22] CHO Y H, JAE H Y, KYUN H L, *et al.*. Sensitivity analyses of satellite propulsion components with their thermal modelling [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47(3):466-479.
- [23] TAE H K, DONG-KWON K, SUNG J K. Study of the sensitivity of a thermal flow sensor [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2009, 52(7-8):2140-2144.
- [24] CLARKE D D, VASQUEZ V R, WHITING W B, *et al.*. Sensitivity and uncertainty analyses of heat-exchanger designs to physical properties estimation [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2001, 21(10):993-1017.
- [25] GOPI N, MIXHAEL G S, GREGORY L M, *et al.*. Parametric sensitivity study of operating and design variables in wellbore heat exchangers [J]. *Geothermics*, 2005, 34(3):330-346.
- [26] 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.
GUO L, WU Q W, YAN CH X. Thermal design, thermal analysis and verification in space spectral imaging apparatus [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(6):1272-1280. (in Chinese)
- [27] 李积慧, 韩双丽, 卢镔, 等. 空间遥感相机热控设计中的热分析与热试验技术的探讨[J]. 光学精密工程. 1999, 7(2):116-120.
LI J H, HAN SH L, LU E, *et al.*. Thermal analysis and thermal test in space remote-sense camera thermal control design [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999, 7(2):116-120. (in Chinese)

作者简介:



郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,助理研究员,博士研究生,2004年、2006年于哈尔滨工业大学分别获学士和硕士学位,主要从事传热传质学研究和空间光学遥感器热控制技术方面的研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com



颜昌翔(1973—),男,湖北洪湖人,研究员,2001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技术方面的研究工作。E-mail: yanxc@ciomp.ac.cn



吴清文(1968—),男,四川简阳人,研究员,博士生导师,1991年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1994年、1997年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获硕士、博士学位,主要从事光学精密仪器CAD/CAE研究和空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn