

高空气球平台地-月成像光谱仪载荷系统热设计

杨雨霆^{1,2}, 陈立恒^{1*}, 徐赫彤^{1,2}, 李世俊^{1,2}, 吴愉华^{1,2}

(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: 为满足搭载于高空气球平台的地-月成像光谱仪的长时观测需求, 对其载荷系统进行了热设计。分析了载荷系统的热环境, 建立了载荷系统的换热模型, 利用 Spearman 等级相关系数公式以及反向传播神经网络与 Garson 公式结合的 BP-Garson 方法对影响载荷系统温度水平的主要参数进行了全局灵敏度分析, 详细阐述了载荷系统的热设计方案。利用 I-DEAS/TMG 软件建立了载荷系统的有限元模型, 对冬至、夏至两工况进行了仿真分析。仿真结果显示: 在冬至与夏至工况下, 气球放飞 2 h 内光谱仪均能快速降温至 -5°C , 光谱仪维持 $(-5\pm 2)^{\circ}\text{C}$ 温度水平大于 3.5 h, 光学窗口温度高于海拔 20 km 当地露点温度, 满足设计指标, 热控方案合理。该研究方法对球载光学遥感器的热设计具有一定的指导和借鉴作用。

关键词: 热设计; 热环境; 灵敏度分析; 成像光谱仪; 高空气球

中图分类号: V245.6 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1114004

Thermal design of Earth-Moon imaging spectrometer load system for high-altitude balloon platform

Yang Yuting^{1,2}, Chen Liheng^{1*}, Xu Hetong^{1,2}, Li Shijun^{1,2}, Wu Yuhua^{1,2}

(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: In order to meet the long-term observation requirements of the Earth-Moon imaging spectrometers mounted on the high-altitude balloon platform, the thermal design was presented. The corresponding thermal environment of the load system was analyzed, the heat transfer model of the load system was established, and the sensitivity analysis of the main parameters affecting the temperature level of the load system was carried out by using Spearman rank correlation coefficient formula and the BP-Garson method combining backpropagation neural network with Garson formula. The thermal control pattern of the load system was depicted clearly. In addition, the finite element model of the load system was built and the spectrometers' two working conditions, the December solstice and the June solstice conditions, was simulated by using the I-DEAS/TMG software. The simulation results indicate that under two

收稿日期: 2019-09-05; 修订日期: 2019-10-15

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB0504800, 2018YFB0504801)

作者简介: 杨雨霆(1995-), 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: yangyuting171@mails.ucas.ac.cn

导师简介: 陈立恒(1979-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事空间光学传感器热控技术方面的研究。

Email: chenliheng3@163.com

working conditions, the spectrometers can quickly cool down to -5°C within 2 h, and the spectrometers maintain the temperature level of $(-5\pm 2)^{\circ}\text{C}$ for more than 3.5 h, the optical window temperature is higher than the local dew point temperature at the altitude of 20 km, which satisfies the requirements and the thermal design is reasonable. The research jobs could give some guidance and reference for other ball-loaded optical remote sensors.

Key words: thermal design; thermal environment; sensitivity analysis; imaging spectrometers; high-altitude balloon

0 引言

临近空间(Near Space)也称为“近空间”、“亚轨道空间”或“空天过渡区”,通常是指距离地球表面 20~100 km 的空域,包含了平流层、中间层和部分电离层区域^[1]。其中,平流层由于其稳定的大气环境,非常适宜作为光学遥感器的工作观测区域。高空气球平台作为光学仪器的搭载平台,具有安排试验灵活、姿态稳定以及易于回收等突出优点,适用于环境监测和天文观测。

但是,平流层的热环境对球载载荷系统的温度水平影响极大,要保证光学载荷的探测精度,应保证其处于合理的温度水平,必须对载荷系统进行热设计。目前,在平流层浮空器及其载荷系统的热控技术研究方面,Spencer 等^[2]建立了 JACEE 高空气球及其吊舱的热分析模型,设计了吊舱的热控系统。Clark 等^[3]研究得到高空气球吊舱的表面属性对其温度分布影响较大,吊舱表面应涂附热控涂层。吴雪峰等^[4]对临近空间光学遥感器蒙皮外表面的对流换热系数进行了分析。Liu Weiyi 等^[5]分析了航空相机与 20 km 海拔高空大气的热边界条件,采用主被动热控相结合的方式保证了相机的温度水平。李大鹏^[6]以被动热控为主、主动热控为辅的设计思路对平流层飞艇通信系统载荷舱进行了热设计。李春林等^[7]对临近空间载荷舱进行了热控系统的设计,解决了载荷舱光学窗口结露的问题。但是,不同形式的载荷系统搭载于不同的临近空间飞行器,其热分析与热设计过程都具有各自的独立性与特殊性。因此,在对临近空间载荷系统进行热设计时,应针对不同载荷系统及外部环境的特殊性,采取有效、经济的热控措施以满足设计需求。

文中针对地-月成像光谱仪载荷系统的工作环

境特点,建立了载荷系统的换热模型,分析了气球上升与平飞两阶段冬至和夏至两种工况下的热环境,利用 I-DEAS/TMG 软件仿真结合统计学原理,对影响热设计的 14 个主要参数进行了全局灵敏度分析,同时结合反向传播神经网络与 Garson 公式结合的参数相对灵敏度计算方法 BP-Garson 算法,对热设计参数全局灵敏度分析结果进行细化,得到热设计参数的灵敏度大小及参数类型。根据灵敏度分析结果,完成了载荷系统的热设计,利用 I-DEAS/TMG 软件模拟仿真了冬至、夏至两工况下地-月成像光谱仪载荷系统的温度水平,验证了热设计方案的正确性。

1 平流层环境与高空气球平台概述

1.1 平流层环境

平流层空域包括对流层顶(海拔 11 km)到海拔 50 km 空域之间的区域,图 1 给出了海拔 0~50 km 大气温度与压力随海拔高度变化曲线。

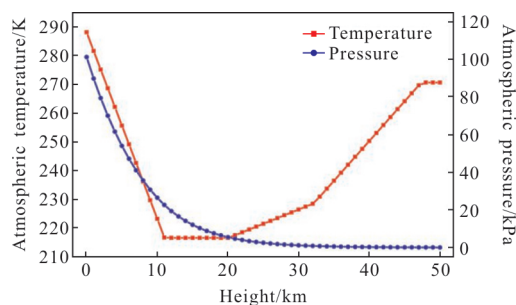


图 1 大气温度与压力随高度变化图

Fig.1 Atmospheric temperature and pressure vs height

从图 1 中可以看出,11~20 km 海拔的大气温度不变,维持在 216.15 K;20~50 km 海拔的大气由于臭氧对紫外线较强的吸收作用,大气温度随海拔的升高而升高;大气压力则随着海拔高度的升高逐渐下降,到 20 km 处气压会下降到 5.529 3 kPa,约为地面

气压的 5.46%，极大地降低了载荷系统与大气之间的对流换热能力。

1.2 高空气球平台与载荷系统概述

图 2 所示为载荷系统的模型示意图。其中，+Z 方向是光谱仪对地方向，+Y 向指南，+X 向指向东，-Z 面为系统安装面。两台探测波段分别为可见光与红外光谱的地-月成像光谱仪安装在载荷舱内，为了避免飞行成像时的气流干扰，对载荷舱内部抽真空处理。

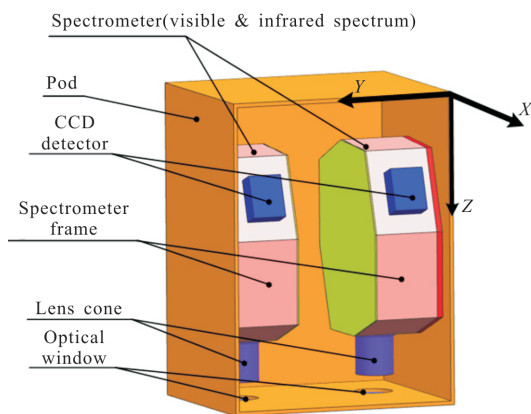


图 2 载荷系统的模型示意图

Fig.2 Model of the load system

球载光谱仪载荷系统单次飞行过程分为上升段、平飞段与降落段，其流程如图 3 所示。气球由地面放飞，上升 1 h 后到达 20 km 海拔高度，进入平飞观测阶段，平飞观测时气球与大气的相对飞行速度为 20 m/s。飞行 4 h 后，气球开始降落，吊舱以约 7 m/s 的速度着地，随后被回收。

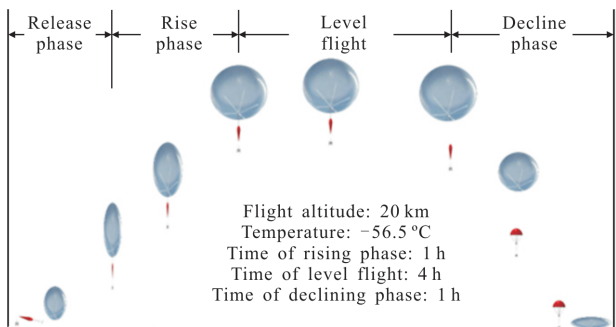


图 3 高空气球单次飞行过程示意图

Fig.3 Single flight process of the high-altitude balloon

1.3 地-月成像光谱仪热设计难点

载荷系统应满足的热设计指标如下：任意工况

下平飞观测阶段光谱仪框架温度维持 $(-5 \pm 2) ^\circ\text{C}$ ，且 $(-5 \pm 2) ^\circ\text{C}$ 温度条件维持时间不小于 3 h。针对以上指标，载荷系统热设计主要有以下难点：

(1) 光谱仪框架温度平飞阶段维持 $(-5 \pm 2) ^\circ\text{C}$ ，要求光谱仪框架在上升段与外部地面常温大气换热快速降温至 $-5 ^\circ\text{C}$ ，到海拔 20 km 高空 $-56.5 ^\circ\text{C}$ 的外部环境温度条件下又要维持 $(-5 \pm 2) ^\circ\text{C}$ 的温度水平，外部高温时的散热需求与外部较低温时的保温要求，给载荷系统热设计带来困难；

(2) 载荷系统工作于大气环境下，由于载荷系统在上升过程中外部大气温度场、压力场的不规则变化以及上升与平飞阶段大气的不同流动模式，给载荷系统对流换热的计算带来困难。

针对以上难点，首先对上升段与平飞段分段进行热环境分析。上升段载荷系统外部大气温度与大气压力随时间变化，引入对流换热时采用瞬时分段拟合方法，平飞段载荷系统外部大气环境稳定，对流换热系数计算采用均值法；上升段与平飞段的载荷系统外部辐射环境基本一致，根据冬至与夏至不同的辐照条件，以夏至日与冬至日作为高温与低温工况，分别进行辐射环境分析。

2 地-月成像光谱仪载荷系统热环境分析

2.1 载荷系统的热平衡方程

载荷系统搭载于高空气球平台上，受到太阳直接辐射、地球反射太阳辐射以及地球红外辐射三种外热流的影响。建立如图 4 所示的载荷系统热平衡示意图。

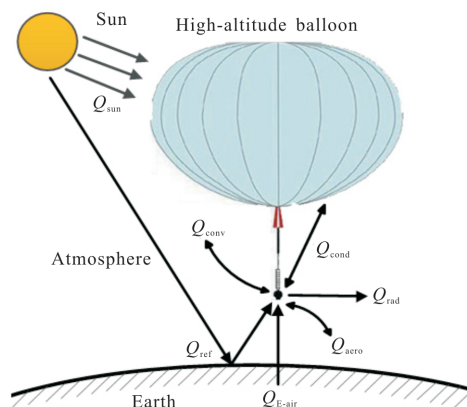


图 4 载荷系统热环境示意图

Fig.4 Thermal environment of load system

根据图 4 得到载荷舱热平衡方程如下:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = Q_{\text{sun}} + Q_{\text{ref}} + Q_{\text{E-air}} + Q_n - (Q_{\text{rad}} + Q_{\text{conv}} + Q_{\text{aero}} + Q_{\text{cond}}) \quad (1)$$

式中: ρ 为载荷系统密度; C_p 为载荷系统定压比热容; Q_{sun} 为太阳直接辐射能量; Q_{ref} 为地球反射太阳辐射能量; $Q_{\text{E-air}}$ 为地球红外辐射能量; Q_n 为载荷舱内热载荷的散热量; Q_{rad} 为载荷舱与环境背景的辐射换热热量; Q_{conv} 为载荷舱与周围环境的对流换热热量; Q_{aero} 为载荷舱与周围环境的气动热; Q_{cond} 为载荷舱与高空气球之间的传导换热热量。

由于高空气球飞行速度最快也只能达到 20 m/s, 约为 0.06 Ma。利用平板模型的埃克特参考焓方法计算其气动加热产生的热量很小, 此处忽略气动热的影响, 取 Q_{aero} 为 0^[8]。

2.2 载荷系统的辐射热环境

2.2.1 太阳直接辐射

太阳直接辐射到载荷系统表面的热流 Q_{sun} 是到达载荷系统表面的主要热源, 其大小受太阳辐射强度、大气消光系数以及太阳高度角等参数的影响。由于平流层及其上空间大气密度较小、杂质含量较低, 在计算太阳直接辐射时, 可以忽略大气遮挡的影响, 取大气消光系数为 0。太阳高度角受高空气球放飞纬度、放飞日期及放飞当地时间等诸多因素的影响, 这里取北纬 41.7°夏至与冬至早 8 时至下午 16 时的条件进行计算。

2.2.2 地球反射太阳辐射

太阳光自地球的反射均为漫反射, 遵循兰贝特定律, 其反射率在计算中常取平均值 $R=0.30\sim0.35$ ^[9]。在仿真计算时, 不同的地面特征其平均反射率 R 需取不同值。工作于平流层的高空气球与载荷系统, 可以忽略地面因素以及天气条件的影响, 取地面平均反射率 $R=0.35$ 。

2.2.3 地球红外辐射

地球吸收太阳辐射后, 以红外波长向空间辐射的能量称为地球红外辐射。地球红外辐射是从整个地球截面上均匀发出的, 在地球本身的热惯性的影响下可以忽略其随时间的变化, 地球红外辐射的大小按如下公式计算:

$$Q_{\text{E-air}} = \frac{(1-R)}{4} S_0 \cdot \phi_3 \cdot A \quad (2)$$

式中: $Q_{\text{E-air}}$ 为地球红外辐射能量; R 为地球平均反射

率; S_0 为太阳常数, $S_0=1\,353\text{ W/m}^2$; ϕ_3 为地球红外角系数; A 为接受辐射表面的面积。

对到达载荷舱各个表面的外热流进行计算, 得到除 -Z 面外的五个表面在夏至与冬至两种工况下的平均外热流大小, 见表 1。

表 1 冬至与夏至各面的平均外热流大小

(单位: W/m²)

Tab.1 Average external heat flux of each surface in December solstice and June solstice

(Unit: W/m²)

Surface	+Z	+Y	-Y	+X	-X
June solstice	684.3	426.2	315.7	553.1	553.2
December solstice	397.3	1 195.9	178.2	487.6	487.7

2.3 载荷系统换热模型

2.3.1 载荷系统的辐射换热

由于实际物体表面对太阳辐射与长波红外辐射的光学反应吸收率与发射率不同, 不能按照灰体假设计算载荷系统的对外辐射换热。这里通过对载荷舱外表面微分得到载荷舱表面微元 dA 与外部环境的辐射换热热量 dQ 为:

$$dQ = dA [\alpha Q_{\text{sun}} + \varepsilon_1 (Q_{\text{ref}} + Q_{\text{E-air}}) - \varepsilon_1 \sigma (T_s^4 - T_a^4)] \quad (3)$$

式中: ε_1 为载荷舱外表面发射率; α 为载荷舱外表面太阳辐射的吸收率; T_s 为载荷舱表面温度; T_a 为平流层环境温度。由于平流层大气年平均温差一般不超过 4℃, 而昼夜温差实际不会超过 2℃, 因此在计算时取 $T_a = -56.5\text{℃}$ 。

2.3.2 载荷系统的对流换热

载荷系统搭载于高空气球平台上, 在上升阶段与平飞阶段都会相对于大气运动, 从而产生大气与载荷舱的对流换热。在不同飞行状态下, 载荷舱各个表面上的大气流动状态各不相同, 其对流换热系数的计算公式也不同, 但其对流换热量都按照牛顿冷却公式来计算^[10]:

$$Q_{\text{conv}} = A \cdot h \cdot \Delta T \quad (4)$$

式中: A 为对流换热面积; h 为表面对流换热系数; ΔT 为载荷舱温度与周围大气环境温度差。

2.3.2.1 上升段对流换热系数计算

载荷舱形状为长方体, 其外表面与大气的对流换热可以简化为流体纵掠大平板的对流换热问题。

对于上升阶段, +Z 面为背风面, +X、-X、+Y 与 -Y 面为纵掠侧面。计算各面对流换热系数应先计算各面附近大气的雷诺数判断其流动状态, 雷诺数的计算公式如下:

$$Re = v \cdot x / \nu' \quad (5)$$

式中: v 表示大气相对于载荷舱的流速; x 表示载荷舱表面各处距离前端的距离; ν' 表示空气的运动粘度。

计算得到各面附近大气雷诺数均小于 5×10^5 , 大气流动状态均为层流, 上升段侧面与背风面的对流换热系数可以分别按照层流状态下流体纵掠大平板及背风面的对流换热系数计算公式计算; 高空气球近似球体, 层流状态下其表面对流换热系数可以按照球体表面强迫对流换热系数计算公式计算:

$$Nu = \frac{h \cdot x}{\lambda} = 0.332 Re^{1/2} Pr^{1/3} \quad (6)$$

$$Nu = \frac{h \cdot D_1}{\lambda} = 0.102 Re^{0.633} Pr^{1/3} \quad (7)$$

$$Nu = \frac{h \cdot D_2}{\lambda} = 2 + 0.47 Re^{1/2} Pr^{1/3} \quad (8)$$

式中: Nu 为努塞尔数; h 为表面对流换热系数; λ 为空气的导热系数; Pr 为普朗特数, $Pr = \mu C_p / \lambda$, μ 为空气的动力粘度; D_1 为载荷舱背风面的特征长度; D_2 为高空气球展开状态下球体的直径。

由于上升阶段载荷系统外部大气物性参数瞬时变化, 依据 20 km 以下大气物性参数表, 采用瞬时分段拟合方法, 求解得到每公里海拔高度载荷舱外表面对流换热系数的均值, 拟合曲线后, 得到上升段纵掠侧面、背风面及高空气球对流换热系数大小随高度变化曲线如图 5 所示。

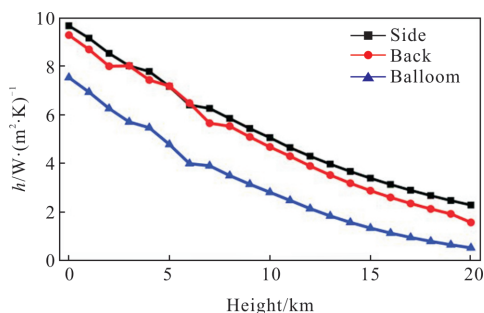


图 5 上升阶段表面对流换热系数变化曲线

Fig.5 Surface convective heat transfer coefficient in rising phase

2.3.2.2 平飞段对流换热系数计算

对于平飞阶段, 载荷系统外部大气环境较稳定,

只计算平飞过程中载荷舱各表面对流换热系数的均值即可。针对高温与低温不同工况, 分别计算载荷舱表面逆风与顺风两种状态下的对流换热系数, 逆风与顺风状态下分别取流过载荷舱表面的大气流速为匀速 30 m/s 与 10 m/s。此时 -X 面为迎风面, +X 面为背风面, +Z、+Y 与 -Y 面为纵掠侧面。载荷舱侧面与背风面对流换热系数计算公式与上升阶段一致, 迎风面对流换热过程可以等效为射流冲击大平板, 其对流换热系数的计算公式如下^[11]:

$$Nu = \frac{h \cdot D_h}{\lambda} = Pr^{0.42} \times \frac{3.06}{\frac{0.5}{Ar} + \frac{H}{W} + 2.78} \times Re^m \quad (9)$$

式中: $Ar \rightarrow \infty$; $D_h = 2W$, 其中 W 为喷口矩形截面的最大边长; H 为喷口处距离表面的距离, H/W 取 2~10, 顺风状态取 $H/W=2$, 逆风状态取 $H/W=10$ 。

根据以上公式, 求解得到平飞段迎风面、纵掠侧面以及背风面的对流换热系数见表 2。

表 2 平飞阶段载荷舱表面对流换热系数
(单位: $W/(m^2 \cdot K)$)

Tab.2 Surface convective heat transfer coefficient of pod in level flight (Unit: $W/(m^2 \cdot K)$)

Surface	Front	Side	Back
Following wind	2.8	2.3	3.8
Against the wind	5.9	4.6	6.7

3 地-月成像光谱仪载荷系统热设计

3.1 热设计参数灵敏度分析

热设计参数的灵敏度主要是指关键组件的温差或温度水平相对于热设计参数变化的改变量。通过对载荷系统进行灵敏度分析, 可以找出灵敏度高的热设计参数, 以提高热设计的针对性和有效性, 有利于提高工作效率、降低成本^[12]。热设计参数的灵敏度分析主要有全局灵敏度分析和局部灵敏度分析。全局灵敏度分析能够较为全面地反映单个设计参数及不同设计参数之间相互产生的耦合作用, 在对热设计参数进行灵敏度分析时, 全局灵敏度分析可以更准确地反应参数对温度水平的影响程度。因此, 选取了 14 个重要的热设计参数进行全局灵敏度分析, 14 个热设计参数的详细信息见表 3。

表 3 载荷系统主要热设计参数
Tab.3 Main thermal design parameters of the load system

Symbol	Parameter meaning
λ	Thermal conductivity of pod
ε_1	Outer surface infrared emissivity of pod
α	Outer surface solar absorption of pod
ε_2	Inner surface infrared emissivity of pod
R_1	Thermal resistance between spectrometer's side plate and bottom plate
R_2	Thermal resistance between CCD and spectrometer frame
R_3	Thermal resistance between the electrical box and pod
K_1	Thermal conductivity between the CCD of infrared spectrometer and the pod
K_2	Thermal conductivity between the infrared spectrometer frame and the pod
K_3	Thermal conductivity between the CCD of visible light spectrometer and the pod
K_4	Thermal conductivity between the visible light spectrometer frame and the pod
h_1	Convective heat transfer coefficient of +Y, -Y of pod
h_2	Convective heat transfer coefficient of +X of pod
h_3	Convective heat transfer coefficient of -X of pod

在对以上热设计参数进行全局灵敏度分析时,利用拉丁超立方抽样方法对上述 14 个热设计参数在其取值范围内进行抽样得到 200 组数据组合,利用 I-DEAS/TMG 对该 200 组数据进行计算,得到 4 个温度监控点:红外光谱仪框架温度 T_1 、红外光谱仪 CCD 温度 T_2 、可见光光谱仪框架温度 T_3 以及可见光光谱仪 CCD 温度 T_4 的温度数据。根据仿真得到的 200 组数据,应用统计学上的 Spearman 等级相关系数公式,可以计算得到各热设计参数对温度监控点的相关系数,其计算公式如下^[13]:

$$|R_{sc}|=1-\frac{6\sum_{i=1}^N[o(X_i)-o(Y_i)]}{[N(N^2-1)]} \quad (10)$$

式中: N 为抽样次数; X_i 为热设计参数抽样值; Y_i 为监控点温度结果; $o(X_i)$ 表示对 N 次抽样参数值进行升序或降序排列时, X_i 的排列序号; $o(Y_i)$ 表示对 N 次抽样参数值进行升序或降序排列时, Y_i 的排列序号。

计算得到的 4 个温度监控点对 14 个热设计参数的灵敏度分布散点图见图 6。

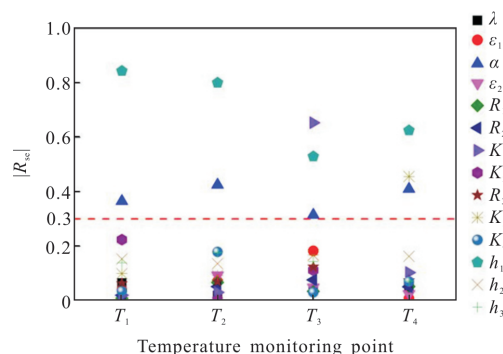


图 6 热设计参数灵敏度分布

Fig.6 Sensitivity distribution of thermal design parameters

从图 6 中可以看出,全部温度监控点对载荷舱 +Y、-Y 面对流换热系数 h_1 以及载荷舱外表面太阳吸收率 α 的有效等级相关系数 $|R_{sc}|$ 均大于 0.3, 即 h_1 与 α 为整体灵敏性系数,在热设计时应重点考虑。

其余热设计参数的灵敏度大小虽不及以上两参数,但其对光谱仪框架的温度水平也有不同程度的影响。采用 BP 神经网络与 Garson 算法相结合的计算方法细化全局灵敏度分析结果。利用抽样得到的 200 组热设计参数数据集以及 4 个温度监控点的温度数据集作为神经网络的训练集与测试集,训练得到输入为 14 个热设计参数数值、输出为 4 个温度监控点温度值的 3 层 BP 神经网络,利用该 BP 神经网络神经元间的连接权值大小,代入改进后的 Garson 公式就可以得到输入信号影响输出信号的相对灵敏度值大小, Garson 公式如下^[14]:

$$R_{ij}=\frac{\sum_{j=1}^L(|\omega_{ij} \cdot v_{jk}|/\sum_{i=1}^N|\omega_{ij} \cdot v_{jk}|)}{\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^L(|\omega_{ij} \cdot v_{jk}|/\sum_{i=1}^N|\omega_{ij} \cdot v_{jk}|)} \quad (11)$$

式中: R_{ij} 为输入信号相对灵敏度大小; ω_{ij} 、 v_{jk} 分别为输入层-隐含层、隐含层-输出层的连接权值, $i=1,2,\dots,N$; $k=1,2,\dots,M$ (N 、 M 分别为输入信号、输出信号个数)。

利用 BP-Garson 方法计算得到 4 个温度监控点分别对各个热设计参数的相对灵敏度大小,灵敏度分析结果见图 7。

从图 7 中可以看出,温度监控点 T_1 对 K_2 、 K_4 、 h_2 、 K_1 、 h_1 等参数的灵敏度较大, T_2 对 K_1 、 h_2 、 h_1 、 K_4 、 ε_1 等参数的灵敏度较大, T_3 对 K_4 、 K_1 、 h_1 、 h_2 、 ε_1 等参数的灵敏度较大, T_4 对 K_3 、 h_1 、 K_4 、 h_2 、 K_1 等参数的灵敏度较大。针对以上分析结果,得到影响光谱仪框架温度水平的主要热设计参数为:载荷舱外表面太阳吸收率

α 与红外发射率 ε_1 , 载荷舱+Y、-Y 与+X 面的对流换热系数 h_1, h_2 , CCD 组件与主框架之间的热阻 R_2, R_4 , CCD 组件与载荷舱侧面之间的导热系数 K_1, K_3 , 光谱仪主框架(侧板)与载荷舱侧面之间的导热系数 K_2, K_4 等。在热设计时, 主要针对以上参数进行设计。

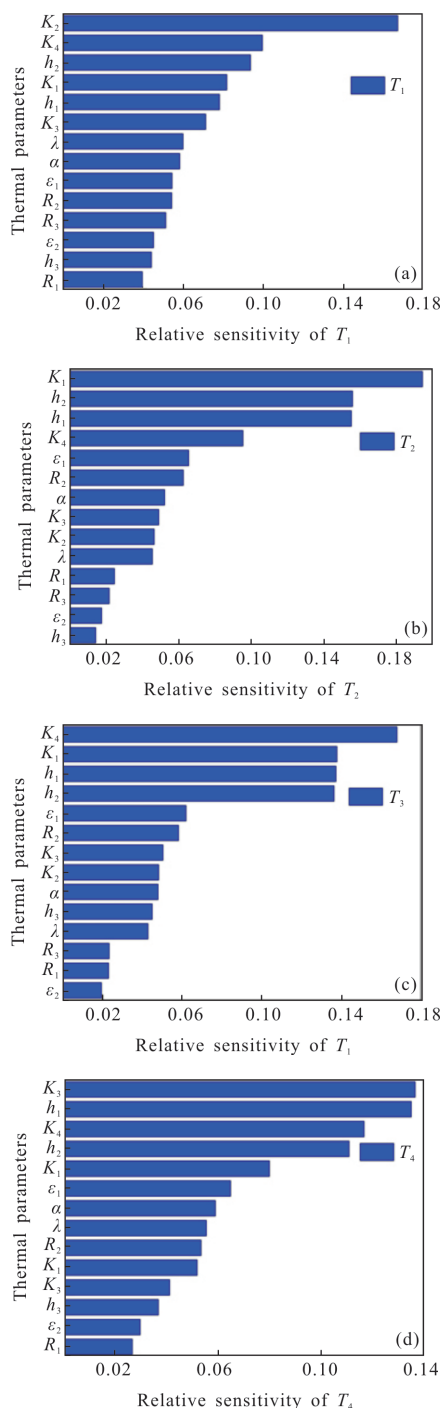


图 7 热设计参数相对灵敏度分析结果

Fig.7 Relative sensitivity analysis results of thermal design parameters

不同参数对温度监控点温度水平的影响方式也不同:全局灵敏参数 h_1 越大,各观测点温度越低,为负响应参数; α 越大,各观测点温度越高,为正响应参数。其余影响光谱仪框架温度水平的热设计参数中: $\varepsilon_1, h_2, K_1, K_2, K_3, K_4$ 均为负响应参数, R_2, R_4 为正响应参数。为实现平飞段光谱仪框架快速降温并提高 CCD 探测器组件的散热能力,在热设计时应增大负响应参数 $h_1, \varepsilon_1, h_2, K_1, K_2, K_3$ 与 K_4 的数值,减小正响应参数值 α , 实现快速降温的指标。而 CCD 组件与主框架之间的热阻 R_2, R_4 虽然是正响应参数,但 R_2, R_4 越大, CCD 温度对光谱仪框架温度的影响就越小,因此, R_2, R_4 值应取大值,保证光谱仪外框架的散热能力。观测阶段保温的设计指标则通过主动热控措施实现。

3.2 热设计方案

除平飞阶段的降温设计指标与平飞观测阶段的保温设计指标外, 载荷舱上的光学窗口由于暴露在大气环境中, 当光学窗口温度低于当地露点温度时, 光学窗口就会结露, 影响观测精度, 因此, 还应该针对光学窗口的结露问题进行热设计。载荷舱内抽真空处理, 光谱仪光学镜片与镜筒不存在结露现象, 不需要进行单独设计。

根据热设计指标及灵敏度分析结果, 对载荷系统设计如下热控措施。

3.2.1 被动热控措施

(1) 载荷舱外表面喷涂 S781 白漆, 增大外表面发射率 ε_1 , 减小外表面太阳吸收率 α , $\varepsilon_1=0.86, \alpha=0.17$;

(2) 两台光谱仪分别安装在载荷舱的+Y、-Y 面, 与载荷舱之间填充导热填料, 增大光谱仪主框架与载荷舱侧面之间的导热系数 $K_2, K_4, K_2=K_4=1\ 000\text{ W/m}\cdot\text{K}$;

(3) CCD 探测器组件通过导热铝块与载荷舱之间导热安装, 填充导热填料, 增大 CCD 组件与载荷舱侧面之间的导热系数 $K_1, K_3, K_1=K_3=1\ 000\text{ W/m}\cdot\text{K}$;

(4) CCD 组件与光谱仪主框架之间隔热安装, 增大 CCD 组件与主框架之间的热阻 $R_2, R_4, R_2=R_4=20\text{ }^\circ\text{C/W}$;

(5) 载荷舱内部发黑处理, 增大载荷舱内表面发射率 ε_2 , 提高载荷舱内部温度分布的均匀性, $\varepsilon_2=0.8$;

(6) 载荷舱内部留有安装冷链组件的接口, 光谱仪主框架及 CCD 温度过高时, 通过添加冷链增大

K_1 、 K_2 、 K_3 、 K_4 以提高散热能力；

(7) 载荷舱+Y、-Y 与+X 面的对流换热系数 h_1 、 h_2 难以通过简单的热控措施改变，因此在上升阶段外部环境温度较高时，通过适当提高气球飞行速度的方式增大 h_1 、 h_2 。

3.2.2 主动热控措施

(1) 红外光谱仪与可见光光谱仪外框架上设计主动加热区，采用聚酰亚胺薄膜型加热器进行主动加热，热控控制器通过温度传感器(热敏电阻)测量的温度值对加热器实现目标温度的闭环控温，即光谱仪外框架温度低于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时，开启补偿加热，待外框架温度高于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时，补偿加热关闭；

(2) 两光学窗口处设计主动加热区，聚酰亚胺薄膜型加热器进行主动加热，热敏电阻布置在光学窗口内壁面，设置目标温度为 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，高于海拔 20 km 的当地露点温度，保证观测阶段光学窗口不结露。

3.3 热分析计算

对载荷系统进行热分析，验证热设计方案的合理性。利用 I-DEAS/TMG 软件对高空气球及载荷系统进行建模，得到热分析模型如图 8 所示。该模型共包含 41 个热耦合，15 620 个单元，8 768 个节点。

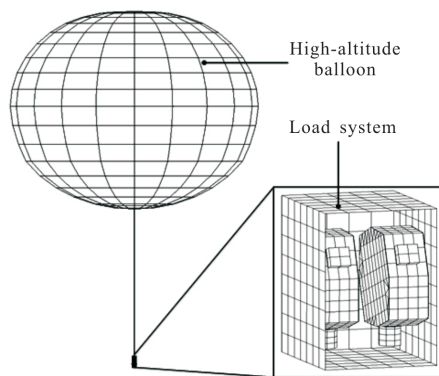


图 8 载荷系统的热分析模型
Fig.8 Thermal analysis model of the load system

分别对夏至与冬至工况进行分析，作为两个极端工况仿真计算。冬至工况下，地面环境温度与光谱仪及载荷舱初始温度较低，可以作为热设计的低温工况，检验主动热控措施的可行性；夏至工况作为热设计的高温工况，检验载荷系统的散热能力。两工况下热仿真参数 ε_1 、 α 、 h_1 、 h_2 、 h_3 与地面初始温度 T_0 大小的选取见表 4。

表 4 两种工况热仿真参数取值表

Tab.4 Values of thermal simulation parameters of two working conditions

Code	June solstice	December solstice
ε_1	0.86	0.86
α	0.17	0.17
$h_1/\text{W}\cdot(\text{m}^2\cdot\text{K})^{-1}$	2.3	4.6
$h_2/\text{W}\cdot(\text{m}^2\cdot\text{K})^{-1}$	3.8	6.7
$h_3/\text{W}\cdot(\text{m}^2\cdot\text{K})^{-1}$	2.8	5.9
$T_0/^{\circ}\text{C}$	25	0

3.3.1 冬至工况

冬至工况下，两台光谱仪 CCD 探测器组件上升段待机，平飞段开启工作，功耗分别为 15 W 和 5 W ；气球系统自有电子设备功耗约 200 W ；主动热控全程工作，光谱仪框架目标温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。应用 I-DEAS/TMG 软件对载荷系统的冬至工况进行仿真计算，得到冬至工况下上升与平飞阶段两台光谱仪框架温度 T_1 、 T_2 随时间变化曲线如图 9 所示。

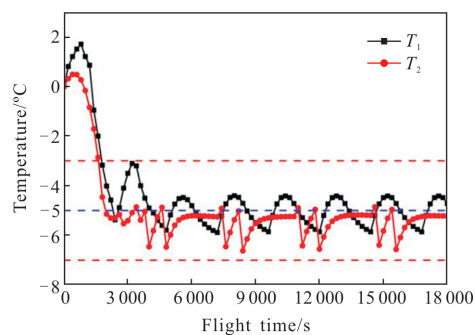


图 9 冬至工况光谱仪框架温度变化曲线
Fig.9 Temperature of the spectrometer frame at the December solstice

从图 9 结果可以看出，冬至工况下对载荷系统采取当前热控措施，可以实现两台光谱仪框架温度上升段 1 h 内降温至 $(-5\pm 2)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的目标温度，同时在平飞观测阶段的 4 h 时间内始终保持该温度水平，满足提出的热设计指标。

3.3.2 夏至工况

夏至工况下，两台光谱仪 CCD 探测器组件全程开启工作，平飞段载荷舱各表面对流换热系数取顺风状态数值，初始温度取 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，其余条件与冬至工

况基本相同。应用 I-DEAS/TMG 软件进行计算仿真,得到夏至工况下上升与平飞阶段两台光谱仪框架温度 T_1 、 T_2 随时间变化曲线如图 10 所示。

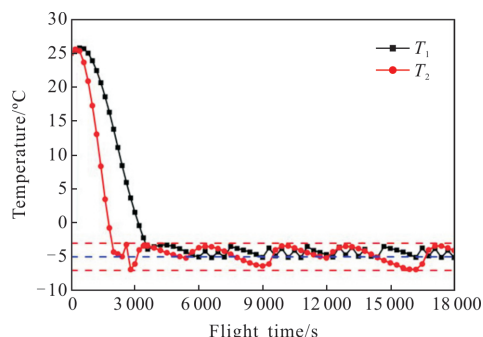


图 10 夏至工况光谱仪框架温度变化曲线

Fig.10 Temperature of the spectrometer frame at the June solstice

从图 10 中可以看出,夏至工况下,两台地-月成像光谱仪载荷系统依然满足快速降温至 $(-5 \pm 2)^\circ\text{C}$,同时维持该温度水平 3 h 以上,满足提出的热设计指标。

3.3.3 光学窗口防结露

海拔 20 km 高空由于大气温度、大气密度、大气水汽含量以及饱和水汽压等都远低于地面,当地露点温度极低,不高于 -50°C ,光学窗口温度只要不低于该温度就能防止窗口结露。图 11 显示了夏至与冬至两种工况下载荷系统飞行过程中光学窗口温度 T_s 的变化曲线。

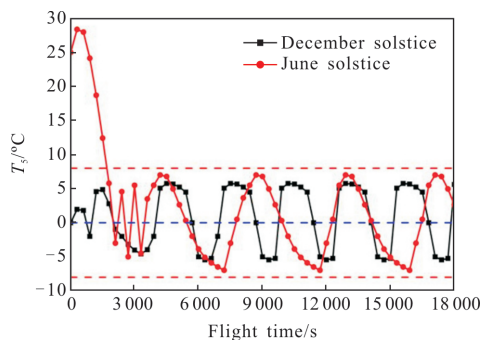


图 11 两种工况光学窗口温度曲线

Fig.11 Temperature of optical window under two working conditions

从图 11 中可以看出,任意工况下,光学窗口温度均能维持在 $(0 \pm 8)^\circ\text{C}$,高于当地露点温度,光学窗口不结露,保证了光谱仪观测的高精度要求。

4 结 论

由于临近空间复杂的环境条件与光学传感器苛

刻的工作要求,对临近空间工作的光学遥感器进行热设计尤为必要。综合文中的研究工作,得到如下结论:

(1) 采用主被动热控相结合的方法,利用热分析软件 I-DEAS/TMG 分别对地-月成像光谱仪载荷系统的冬至与夏至工况仿真分析,结果显示:光谱仪起飞 2 h 时间内均能降温至 $(-5 \pm 2)^\circ\text{C}$,且任意工况下光谱仪框架温度保持 $(-5 \pm 2)^\circ\text{C}$ 超过 3 h,光学窗口温度水平在平飞观测阶段维持在 $(0 \pm 8)^\circ\text{C}$,高于当地露点温度,光学窗口不结露,满足热设计指标。

(2) 球载载荷系统在上升段与平飞段处于不同的环境条件下,对载荷系统进行热设计应分段进行。在上升段时外部温度场、压力场以及大气参数瞬时变化,对流换热计算应采用瞬态分段拟合方法,划分上升段的不同阶段,求得每一段对流换热系数的均值后拟合曲线,可以准确地计算对流换热量。平飞段载荷系统的外部环境稳定,进行换热计算时应采用稳态计算方法。

(3) 利用 Spearman 等级相关系数公式以及 BP-Garson 方法进行热设计参数的全局灵敏度分析,可以比较准确地得到热设计参数对热设计指标的影响程度,在进行热设计时根据参数对温度监控点的影响程度与方式,可以快速、准确地完成热设计工作。对于部分灵敏度不大的参数,也要考虑其对于热稳定性及组件热平衡方面的影响,对其进行适当的设计,以保证热设计工作的全面、合理。

(4) 文中进行的地-月成像光谱仪载荷系统的热设计在借鉴航天器及航空相机热设计的基础上,结合气球平台工作的特殊性,完成了载荷系统的热设计工作,验证了冬至与夏至两极端工况下热设计的正确性。设计过程中采用的瞬态分段拟合方法以及 Spearman 公式与 BP-Garson 结合的参数全局灵敏度分析方法,对球载光学载荷及载荷系统的热设计具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] Jie Yangyang, Zhao Guoqing, Ye Junhao, et al. Analysis on near space atmosphere parameters based on SABER satellite data [J]. *Meteorological, Hydrological and Marine Instruments*, 2018, 35(4): 108-114. (in Chinese)
- [2] Spencer S, Clark D, Parnell T A. The design and analysis of the thermal control system for the JACEE high altitude long

- duration balloon flight [J]. *Advances in Space Research*, 1996, 17(9): 91–94.
- [3] Clark D, Spencer S, Parnell T. Thermal design of high altitude balloon gondolas for the Antarctic [J]. *Jama the Journal of the American Medical Association*, 2013, 225 (5): 1.
- [4] Wu Xuefeng, Ding Yalin, Wu Qingwen. Thermal design for near space optical remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(5): 1159–1165. (in Chinese)
- [5] Liu Weiyi, Ding Yalin, Wu Qingwen, et al. Thermal analysis and design of the aerial camera's primary optical system components [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2012, 38: 40–47.
- [6] Li Dapeng. Thermal control system designed for stratospheric airship communication system gondola [J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2011, 39(5): 78–80. (in Chinese)
- [7] Li Chunlin, Wang Guiquan, Zhao Zhenming. Thermal analysis and design of an aerial camera pod [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2014, 35(3): 76–83. (in Chinese)
- [8] Wang Linghua, Wu Qingwen, Guo Liang, et al. Thermal design and analysis for the high resolution visible light aeronautic camera[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(5): 1236–1243. (in Chinese)
- [9] Hou Zengqi, Hu Jingang. Spacecraft Thermal Control Technology -Principle and Application [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 108–110. (in Chinese)
- [10] Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat Transfer Theory [M]. Beijing: Higher Education Publishing House, 2007: 4–7. (in Chinese)
- [11] Incropera F P. Fundamentals of Heat and Mass Transfer[M]. Beijing: Chemistry Industry Press, 2007: 279 –283. (in Chinese)
- [12] Li Yanwei, Zhang Hongwen, Zheng Lina, et al. Sensitivity analysis of thermal design parameters for altitudeoptical sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (2): 572–577. (in Chinese)
- [13] Gong Shuming. Applied Statistics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005: 268–270. (in Chinese)
- [14] Garson G D. Interpreting neural network connection weights [J]. *AI Expert*, 1991, 6(4): 47–53.