

文章编号 1004-924X(2002)02-0205-04

空间光学遥感器热分析

吴清文¹, 卢泽生¹, 卢 镔², 王建设², 王家骥²

(1. 哈尔滨工业大学 机电学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130022)

摘要:空间光学遥感器热控工作旨在保证遥感器所需温度水平和温度梯度,以满足遥感器高质量成像要求。根据遥感器的结构特点和热光学指标要求,建立了遥感器及其热控系统的热平衡方程,对各热交换项进行了剖析,并采用 Nevada 和 MSC/ Patran 等软件对某空间光学遥感器进行了模拟仿真,得到其对地工况和对日工况的热平衡结果。

关键词:光学遥感器; 热控系统; 温度场; 热流

中图分类号: TP73 **文献标识码:** A

1 引言

为了适应空间遥测技术的不断发展、大信息量需求及灵活多变的任务要求, CCD 实时传输型空间光学遥感器的研制已成为各国空间技术人员的重点科研课题,特别是分辨力高、质量轻、覆盖面大的遥感器^[1]。

本文探讨的光学遥感器直接暴露在真空环境条件下,其第 I 象限为光学视轴所指方向,遥感器光学系统直接面向地球和冷黑空间,受到一定程度的太阳照射、地球阳光反照及地球红外辐射等外热流作用;第 II、III 及 IV 象限各个侧面由于受到附加段的屏蔽保护作用,不直接受外热流作用,但是由于附加段内壁的温度分布不同而使遥感器受到较大影响,并且这种影响随飞行轨道形式、所处轨道位置及飞船姿态的不同而会有很大的变化。遥感器与轨道舱前端框及前锥段外表面通过传导及辐射进行热交换作用。遥感器的内部热源主要集中在机身部分的 CCD 驱动器、CCD 焦平面组件、偏流机构驱动电机、电控箱等。

空间光学遥感器热分析的主要任务是在光学遥感器设计阶段对遥感器在空间环境下所受的各种载荷进行模拟仿真,从而得到光学遥感器的空间热状态,对遥感器热设计和热试验方案设计进

行理论指导^[1-4]。国内外空间热问题工作者在研究过程摸索出了许多行之有效的办法,多数方法都具有使用局限性,不便或不能推广应用。本文在建立完善的热平衡方程的基础上,利用国际商业软件 Nevada 和 MSC/ Patran 对空间光学遥感器进行仿真分析,得到了满意结果。

2 光学遥感器热控系统简述

为保障光学遥感器在空间环境条件下能正常工作并实现高质量成像的要求,遥感器系统对环境温度有较高的要求。主要体现在:提供合适的温度场分布确保镜头组件在空间热环境影响下视轴漂移及主次镜镜面畸变不超过光学设计限定的许用值;要求遥感器的工作环境温度水平不宜过高,且波动要小,以减少热噪声或暗电流的影响,防止 CCD 接收器件信噪比、对比度及增益下降。

热控系统的功能是通过控制光学遥感器内部和外部热交换过程,使遥感器的温度在整个工作期间维持在要求的范围内,并且满足高可靠性和低功耗等要求。为此,热控系统的设计原则被确定为:

(1) 以被动热控为主,辅之以主动热控;

(2) 尽量采用成熟技术,严格遵循各项热控规范 and 标准,以保证热控系统的高可靠性;

(3) 综合考虑光、机、电、热及空间轨道环境条件,从系统高度出发进行整体热控优化。

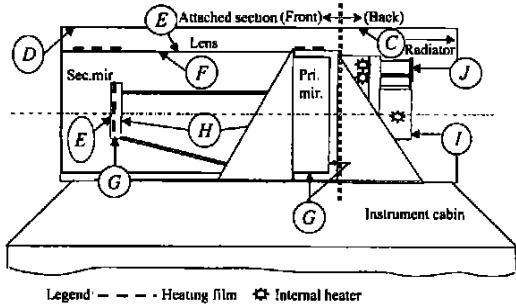


图 1 光学遥感器热控方案示意图

Fig. 1 Thermal control sketch of the optical remote sensor.

光学遥感器的热控方案如图 1 所示,为了确保光学遥感器各部分的温度水平将附加段外罩分为前后两部分,其中表面 C ~ J 处是有特殊涂层或包覆层的表面,分别处理为 ZKS 白漆、镀铝薄膜、多层隔热薄膜 MLI、碳纤维复合材料表面、聚酰亚胺薄膜第二表面镜、SiC 抛光镜面、白漆和 OSR。主要热控措施体现如下:

(1) 非热敏化镜头结构设计 采用线胀系数小的材料做主次镜连接件,即使环境温度变化较大范围,主次镜间相对位置也会保持其相对稳定性;用导温系数(/)大的 SiC 做主镜、次镜基体,当主、次镜经受周围较大温度变化影响时,镜体本身温度分布会迅速拉平;对三角支撑、遮光镜筒等结构采用比刚度高、隔热性好的碳纤维材料,减少轨道舱及外附加段温度场变化对镜头与机身的影响;采用周期对称结构,当环境温度水平变化时,结构不致产生对光学系统极其不利的非对称变化。

(2) 被动热控 被动热控主要是通过隔离、屏蔽的方法达到减少周围热环境对遥感器温度水平与温度场分布的影响;采用疏导的手段解决 CCD 组件工作温度过高等问题。附加段后部内表面喷涂低吸收发射比的涂料;用 MLI 热屏蔽外热流及深冷空间的影响;加隔热板实现遥感器与基础连接的热隔离;用热管将 CCD 组件的热量导出到辐射器上,增加 CCD 组件的散热效率。

(3) 主动热控 在遮光镜筒、主镜室外表面等位置采用热补偿措施将镜头组件的轴向温差及径向温差拉平到许用热控温度指标范围之内。

3 热分析计算

对光学遥感器在空间环境条件下的热平衡状态进行工程分析,旨在考核热控设计方案的有效性与正确性。以光学遥感器为对象,统筹考虑附加段、轨道舱锥段外表面及连接环梁等具有相互热作用的构件。其边界条件主要是与遥感器具有热耦合关系的第一类、第二类边界条件。载荷工况主要考虑附加段在圆轨道运行时分别处于对地定向及对日定向时所受到的外热流状况。工程分析中外热流计算采用 Nevada 程序,遥感器热平衡计算采用 MSC/ Patran 程序。

3.1 热计算模型

光学遥感器与外围环境的热交换可由遥感器热平衡方程式表达,如式(1)所示。

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5, \quad (1)$$

式中, Q_1 ——遥感器吸收来自空间的热量

$$Q_1 = (s_z \ 1_z S + s_z \ 2_z E_{rz} + h_z E_{ez} \ 3_z) A_z + (s_c \ 1_c S + s_c \ 2_c E_{rc} + h_c E_{ec} \ 3_c) A_c, \quad (2)$$

(2)式右端第一项、第二项分别为遮光镜筒、次镜座外表面吸收太阳辐射、地球反照及地球辐照等外热流,其中

s_z, s_c 分别为遮光镜筒与次镜座外表面太阳吸收系数;

$1_z, 1_c$ 分别为遮光镜筒与次镜座外表面太阳辐照角系数;

S 为太阳常数, $S = 1353 \text{ W/m}^2$;

$2_z, 2_c$ 分别为遮光镜筒与次镜座外表面地球反照角系数;

E_{rz}, E_{rc} 分别为遮光镜筒与次镜座外表面地球反照热流密度;

h_z, h_c 分别为遮光镜筒与次镜座外表面红外半球发射率;

E_{ec}, E_{ez} 分别为遮光镜筒与次镜座外表面地球辐照热流密度;

$3_z, 3_c$ 分别为遮光镜筒与次镜座外表面地球辐照角系数;

A_z, A_c 分别为遮光镜筒与次镜座外表面有效面积。

Q_2 ——遥感器内各构件间及与附加段舱体热交换

$$Q_2 = D_{ij}(T_j - T_i) + E_{kl}(T_k^4 - T_l^4), \quad (3)$$

(3)式右端第一项中 D_{ij} 为传导换热因子,由传导路径的几何参数、材料热导率、及表面接触热导率等因素决定; T_j 、 T_i 分别系相连物体温度。热传导通道为:轨道舱前锥段环梁端框-三角支架-遥感器(镜筒、机身等)。式中右端第二项中的 E_{kl} 为辐射换热因子,主要由包壳内各个面间的辐射角系数、参与辐射的表面积以及表面发射率等因素决定。计算选取的包壳腔体有遥感器外表面与附加段内表面、遮光镜筒内表面各个面之间、机身内各个表面之间以及主镜室内各个表面之间等。 T_k 、 T_l 为辐射面热力学温度。

Q_3 ——遥感器内部热源(包括机上 CCD 控制箱、CCD 组件及偏流电机等内部热源)。

Q_4 ——内部积蓄热量(热惯性能量)。

$$Q_4 = (m_i c_i \frac{\partial T}{\partial t}), \quad (4)$$

式中, m_i 为遥感器质量; c_i 为组成遥感器构件的材料比热容。由于留轨飞行期间外热流因子采用轨道周期积分平均,热平衡计算按稳态温度场考虑,故 Q_4 为 0。

Q_5 ——遮光镜筒、次镜等构件对冷黑空间热辐射能量。该项主要考虑遮光镜筒、次镜座等暴露在冷黑空间部分对外辐射作用。

$$Q_5 = A_z h_z T_z^4 + A_c h_c T_c^4, \quad (5)$$

式中 A_z 、 A_c 分别为遮光镜筒与次镜座背部表面有效面积;

h_z 、 h_c 分别为遮光镜筒与次镜背部表面红半球发射率。

3.2 载荷工况及其计算结果

3.2.1 对地定向工况

对地定向主要指附加段第 I 象限朝向地球,亦即光学遥感器光轴指向地球。此时遥感器相当于处于高温工况,遮光镜筒将始终受到地球红外辐射、阴影区除外的大部分时间受到来自地球的阳光反照以及短时间的阳光照射。

a) 遥感器镜头组件 由轨道积分平均外热流(稳态)的计算来看,附加段第 II 象限侧面及顶部(按飞行方向为上)表面受到较大的外热流,是第 III 象限所受外热流量的 3.5 倍,这种差异将导致附加段外表面沿周向(围绕光轴方向)产生巨大的

温差,如果不采取措施,将使附加段舱内温度分布不均匀,影响遥感器周向温度分布。由于遮光镜筒面对地球,内表面受有 2~4W 的外热流的作用,并且随附加段在轨道中位置不同这部分外热流作用在遮光镜筒内壁的位置、幅值大小也不一样,导致轴向温差与周向温差不断变化。由轨道积分计算结果得知,不采取热控措施时最大轴向温差达 46,热控前周向温差(均指主次镜上的温度)为 0.5。热控后最大轴向温差为 3.5,主镜温度为 14.2,次镜温度为 17.7,周向温差为 0.1,如图 2 所示。

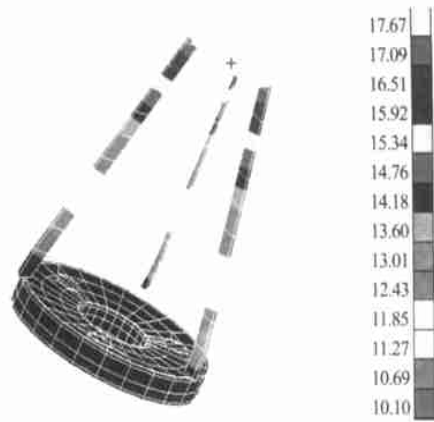


图 2 热控条件下主镜次镜的温度场分布
Fig. 2 Temperature fields of the primary mirror and the secondary mirror with thermal control system.

b) CCD 组件 CCD 组件处于不利的温度环境下,一方面由于附加段所受的外热流大,整体温度水平偏高,另一方面遥感器摄像要求所有内部热源均处于工作状态。内部热源的热量主要靠热管传输到作为冷端的辐射器上,然后再由辐射器辐射到空间。计算表明,辐射器 1(CCD 驱动器散热用)的温度 $T_{辐射1} = 10.5$, CCD 驱动器最高温度为 18.9;辐射器 2 的温度 $T_{辐射2} = 3.1$, CCD 焦平面组件最高温度为 9.0;电器控制箱表面温度为 $T_{控制箱} = 31.0$,均满足热控指标要求。

3.2.2 对日定向工况

对日定向工况时,附加段的第 III 象限朝向太阳,第 II、IV 象限侧面所受外热流小于对地定向时所受到的外热流量(近乎 1/3);光学遥感器停止工作,内部热源基本处于不发热状态。此时,

遥感器处于相对低温工况。计算表明,光学遥感器整体温度水平偏低,主镜、次镜温度为 $T = 1 \sim 3$, CCD 组件辐射器温度 $T = -22$ 。

4 结 束 语

(1) 遥感器热控目标主要在于控制光学镜头的温度及其分布、CCD 组件的温度处于稳定的工作温度水平状态下。遥感器热控主要策略是在被动热控的基础上加主动热控。被动热控的主要手段是包覆多层隔热薄膜与热控涂层、加隔热垫及热管等手段;主动热控主要采用电加热膜进行温差补偿的办法将温度拉平至热控指标范围之内。

(2) 对光学遥感器热平衡进行分析计算,必须对其各传热项进行正确模拟,并将其纳入到热平衡方程中。空间环境下光学遥感器以传导和辐射为其主要传热方式,其中传导的效率较高。分析计算时应重点考虑太阳照射、地球阳光反照、地球红外辐射以及深冷空间对光学遥感器的影响。

(3) 某空间遥感器对地定向、对日定向工况的分析结果,是特定阶段的研究结果,不便推广之。但本文所述研究方法完全适用于其他空间载荷。为确保计算结果的正确性,分析计算时可以用 Sinda/G 或 TMG 等软件对研究对象进行综合评价。

参考文献:

- [1] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京:科学出版社,1998.
- [2] Yoder P R. *Opto-mechanical systems design*[M]. New York: Marcel Dekker, Inc., 1992.
- [3] Lin W Ch, Wicksted P. Thermally induced refractive nonlinearity in scattering media[J]. *SPIE*, 1997, 2975:76-83.
- [4] 傅丹鹰. 空间遥感器热光学分析与应用的发展[J]. 航天返回与遥感, 1999, (3):20-24.

Thermal analysis for a space optical remote sensor

WU Qing-wen¹, LU Ze-sheng¹, LU E², WANG Jian-she², WANG Jia-qi²

- (1. School of Mechatronic, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022, China)

Abstract: The thermal-controlling of a space optical remote sensor (SORS) is aimed at maintaining work temperature requirements to obtain images with high quality and resolution. A thermal analysis model of the optical remote sensor is built according to its structure characteristics and its thermal optics performance. The thermal performance of SORS is simulated by means of softwares Nevada and MSC/Patran. The analyzed results are also presented.

Key words: optical remote sensors; thermal controlling systems; temperature fields; thermal flux

作者简介:吴清文(1968-),男,四川简阳人,博士,副研究员,1987年至1994年就读于哈尔滨工业大学精密仪器系,先后获学士学位、硕士学位,1997年毕业于中国科学院长春光机所,获工学博士学位,同年留所继续从事空间光学遥感器研制工程的CAD技术应用工作,1998年12月至今于哈尔滨工业大学做博士后工作,主要研究方向:光学精密工程的CAD技术应用及塑料注射成型模具的CAD/CAE技术。