

空间相机的热分析和热设计*

陈荣利^{1,3} 耿利寅² 马 臻^{1,3} 李英才¹

(1 中国科学院西安光学精密机械研究所, 西安 710068)

(2 航天科技集团第五研究院, 北京 100080)

(3 中国科学院研究生院, 北京 100039)

摘 要 空间飞行器在轨道运行过程中,除空间热沉影响外,还会受到太阳辐射、地球红外辐射和地球阳光反照等热因素作用,同时相机内部热源也会影响相机的温度.温度的变化对高分辨率航天相机光学系统成像质量影响很大.热控系统的目的是保证相机的各部分保持在各自的温度范围内.本文对相机整体进行了详细热分析计算,得出了低温、高温初期、高温末期工况以及其他一些情况下相机各部分的温度水平,为相机热控实施提供依据.

关键词 高分辨率空间相机;轨道外热流;热分析;热设计

中图分类号 O414.19;O432 **文献标识码** A

0 引言

高分辨率空间相机具有通光孔径大、成像焦距长、规划频率高、瞬时视场小等特点,决定了其光学系统和支撑结构几何尺寸及外形尺寸较大,一般直接装在卫星舱体外部.在轨道运行过程中,受到太阳辐射、地球红外辐射和地球阳光反照及空间冷黑热沉的交替加热和冷却.相机表面各部分接受辐射热量的不均匀性和随时间的变化,将造成其表面温度分布的不均匀和波动.当工作姿态变化时,向着太阳的部分与处于太阳阴影中的部分会产生巨大的温差.温度的变化对高分辨率航天相机的光学系统成像质量影响很大,同时,相机内部的热源所产生的热扰动也会影响到相机的性能.各种形式的温度分布对航天相机的光学系统产生不同的影响^[1,2].对于均匀温度场变化,可通过镜筒材料和光学材料的合理匹配和无热化设计,尽量减少它对像面位置和像质的影响;温度梯度对光学系统的影响既复杂又难以控制,必须针对具体的温度环境进行相关分析,并采用有效的温控手段.

1 轨道外热流的计算

卫星与太阳及地球的相对位置不断变化,卫星表面所接收的外热流也在不断变化.用于对地观测的高分辨率相机几乎都运行在太阳同步轨道上.所谓太阳同步轨道就是轨道的升交点赤经 Ω 的变化率等于地球公转的平均角速度(0.9856°/天)的轨道.太阳同步轨道倾角与轨道高度的关系由下式确定^[3]

$$\cos i = -0.09890445 \left[\frac{Re}{Re+h} \right]^{-3.5} \quad (1)$$

式中 Re 为地球半径, h 为轨道高度.

太阳同步轨道意味着太阳与轨道平面有相对固定的几何关系.以地球球心为原点的天球坐标中,太阳随时间(以天计算)相对于轨道面的入射角为^[4]

$$u(t) = \cos^{-1} \left\{ \cos i \sin \left[\arctan \frac{\sin 2\pi t / 365}{\text{ctg } \epsilon} \right] + \sin i \cos \left[\arctan \frac{\sin 2\pi t / 365}{\text{ctg } \epsilon} \right] \sin \left[\frac{t_0}{12} \pi - \Delta\alpha(t) \right] \right\} \\ t \in [0, 365], t_0 \in [0, 24] \quad (2)$$

式中, i 为轨道倾角; ϵ 为黄赤交角; t_0 为降交点地方时; $\Delta\alpha$ 为赤经差.可以得出太阳与轨道平面的入射角在一年中有季节性的变化,在一天中变化较小.相机各面太阳辐射热流变化很大.把三轴稳定的航天相机分为 6 个面,即朝阳面、背阳面、对天面、对地面、朝前面(飞行方向)和朝后面,各面将有不同的热特性.朝阳面在轨运行一天中(地球阴影区除外)将受到基本恒定的太阳外热流;与之对应的背阳面始终受不到阳光照射,对天面、朝前面随航天器在轨道中的位置接受的太阳外热流也随之变化;对地面仅在日落和日出时才能接受到太阳辐射;朝后面为与星体的安装面,与星体有一定的热耦合.

在相机本体坐标系中,相机各面元外法线方向余弦为 $(\cos \alpha_j, \cos \beta_j, \cos \gamma_j)$, 太阳辐射角系数为^[5]

$$F_j = \cos \alpha_j \cdot \cos \theta \cdot \cos i_p - \cos \beta_j \cdot \sin \theta \cdot \cos i_p + \cos \gamma_j \cdot \sin \theta \quad (j=1, 2, 3, \dots, n) \quad (3)$$

式中, θ 为相机到会日点的地心角距; i_p 为太阳对轨道面的入射角.太阳辐射周期平均角系数

$$\bar{F}_j = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} (\cos \alpha_j \cdot \cos \theta \cdot \cos i_p - \cos \beta_j \cdot \sin \theta \cdot \cos i_p + \cos \gamma_j \cdot \sin \theta) d\theta \quad (4)$$

* 国家 863-708 高技术研究发展计划资助项目
Tel: 029-88484258 Email: crl@opt.ac.cn
收稿日期: 2004-11-15

空间相机外表面任一微元 dA 上所受的太阳辐射外热流为

$$dq = \alpha_e \cdot S \cdot F \cdot dA \quad (5)$$

F 为太阳辐射角系数; S 为太阳常量; α_e 为太阳吸收率, 与表面性质有关。

低温工况取夏至时的外热流, 太阳常量为 $S = 1310 \text{ W/m}^2$, 载荷舱面板温度取 -10°C ; 高温工况取冬至时外热流, 太阳常量为 $S = 1398 \text{ W/m}^2$, 载荷舱面板温度取 10°C ; 高温末期工况取冬至时外热流并考虑涂层退化的影响, 载荷舱面板温度取 45°C 。

计算中采用的热分析软件为 SINDA/G 和 Nevada. 按照节点网络法进行建模. 根据节点网络法, 节点的能量平衡方程为

$$(Gc)_i \frac{dT_i}{d\tau} = \sum_n R_{k,n} (T_j - T_i) + \sum_m R_{E,m} \sigma (T_j^4 - T_i^4) + Q_i \quad (6)$$

式中, G 为节点质量, 单位 kg ; c 为比热, 单位 $\text{kJ}/(\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})$; T 为绝对温度, 单位 K ; τ 为时间, 单位 s ; R_k, R_E 分别为热网络的传导和辐射系数; Q_i 为总的内、外热流量, 单位 W 。

首先计算了相机在轨道上运行时外表面各个方向的外热流. 表 1 给出了六个方向单位面积上到达的平均外热流. 图 1 为这六个方向冬至时一个周期内到达外热流的瞬时变化情况 (+Z 面按黑体, 其余各面按 S781 涂层计算), 夏至的数值略有减小, 但变化趋势与此相似, 可作为设计焦面机构散热面的参

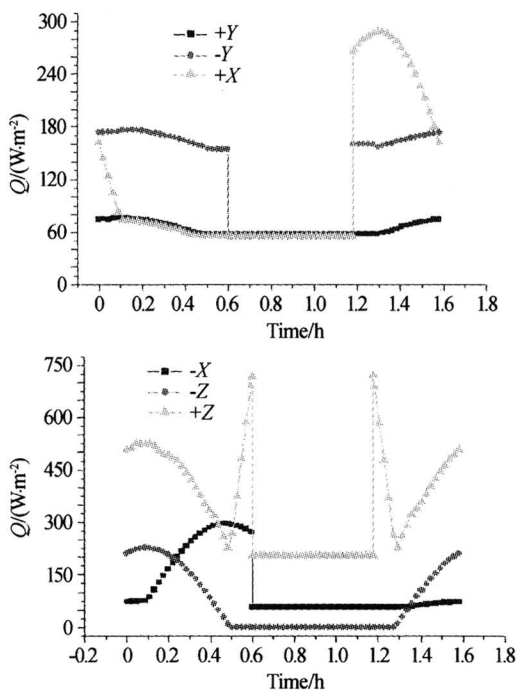


图 1 冬至时各方向吸收的外热流密度 (+Z 面按黑体, 其余按 S781)

Fig. 1 Different direction space heat flux density in midwinter

表 1 六个方向上的平均到达外热流 (W/m^2)

表面方向	夏至		冬至	
	太阳及地球返照	地球红外	太阳及地球返照	地球红外
+Y	29.7479	62.0657	29.5216	66.2350
-Y	281.848	60.5354	391.606	64.6019
+X	319.009	62.9705	326.034	67.2006
-X	308.512	60.3398	317.238	64.3932
+Z	140.383	195.039	143.920	208.140
-Z	392.903	0.00000	402.582	0.00000

考依据。

2 热设计

高分辨率相机具有外形尺寸大、遮光罩窗口面积大、内功率变化大以及空间热环境复杂等特点, 热控设计的基本思想是在满足相机总体要求的前提下力求简单、可靠, 尽可能采用成熟的热控技术和实施工艺. 在相机设计中尽量降低对热控的要求. 根据工程分析的结果可知, 外遮光罩的结构尺寸形式几何参数的改变对热载荷并不敏感, 但对其动载荷尺寸的应力及变形影响较大^[6]. 反射镜的热变形系数越小, 镜面的热稳定性越高, 对热控系统要求就越低. 将反射镜材料热常量与镜筒材料的热膨胀系数很好地配合起来, 可达到减小热差的效果^[7]. 热控的主要原则如下:

a. 被动热控和主动热控相结合. 其中主要采用热控涂层、多层隔热材料、隔热垫、导热填料以及薄膜电加热器等措施;

b. 光、机、电、热设计的有机统一. 其中包括相机设计时合理的光学材料、结构材料的选择、结构装配技术以保证相机结构的温度稳定性;

c. 采用恒定内功率的补偿方法来保证关键组件的温度稳定性; 按照优化设计的原则和方法, 实现加热功率的优化配置;

d. 对有特殊温度要求的关键部件, 采取新的热控方式.

热设计计算参量见表 2. 图 2 为热分析中主镜节点的单元划分情况.

表 2 主要计算参量

材料名称	太阳吸收率 α_e	发射率 ϵ_H	密度 ρ / kg/m^3	比热 C / $\text{J/kg} \cdot \text{K}$	热导率 λ / $\text{W/m} \cdot \text{K}$
MLI	0.36	0.69			
碳纤维复合材料	0.9	0.8	1500	600	1.543
铝合金(表面发黑)	0.9	0.9	2710	946	226.1
钛合金(表面发黑)	0.9	0.9	4450	678	5.44
殷钢(表面发黑)	0.9	0.9	8027	523	13.3
S781	0.18	0.86			
微晶玻璃	0.08	0.08	2303	578	1.39
微晶玻璃(表面镀膜)	0.05	0.05			
隔热垫			1400	1110	0.342

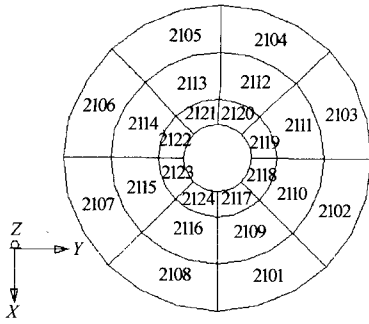


图2 热分析中主镜节点单元划分
Fig. 2 Nodes of main mirror in thermo analysis

3 设计结果

采用上述主动控温措施后,以低温工况为输入条件,经稳态计算所得的相机各节点温度.部分部件温度如表3.

表3 低温工况下有加热功率分配的主要部件计算温度值

部件名称	节点号	计算温度(°C)
反射镜1	1089—1093	18.39—18.47
辐射加热板	2155	20.20
反射镜2	2101—2154	18.38—18.58
反射镜3	3017	18.16
反射镜4	3022—3029	18.44

从上述结果可知:在设计的加热功率下,相机各部分的温度均能满足设计要求.相机整体的温度水平维持在18°C左右;光路上全部光学玻璃的温度以及轴向温度梯度控制在所要求的范围内,主镜的径向温度梯度也满足设计要求.

4 结论

由于我国现阶段空间相机研发的整体水平较低,相机对温度场的苛刻要求只能由热控措施保证.另外,我国目前热光学分析技术尚不成熟,因此在热控指标方面还没有能够以光学系统波像差的形式提

出,自适应光学系统未达到实用阶段.因此空间相机的热分析与热控制是一个非常具有挑战性的课题,而且随着分辨率的进一步提高而越发困难.因此,有必要研究新型的主动热控设备和新型的光学和结构材料.把光学系统对温度敏感的不利条件变为有利条件,发展一门新的学科—热光学自适应技术.

参考文献

- 1 王红,韩昌元. 温度对航天相机光学系统影响的研究. 光学技术,2003,29(4):452~457
Wang H, Han C Y. *Optical Technique*, 2003, 29(4): 452~457
- 2 丁福建,李英才. 卡塞格林反射系统结构动态优化设计. 光子学报,1999,28(8):756~762
Ding F J, Li Y C. *Acta Photonica Sinica*, 1999, 28(8): 756~762
- 3 于绍华,杨林娜. 对地观测卫星太阳同步轨道的快速设计方法. 上海航天,2002,19(2):5~7
Yu S H, Yang L N. *Shanghai Aerospace Tehnique*, 2002, 19(2):5~7
- 4 邓桂俊,武克用. 太阳同步圆形轨道空间相机太阳辐射外热流的计算. 光学精密工程, 1997,5(6):107~112
Deng G J, Wu K Y. *Optics and Precision Engineering*, 1997,5(6):107~112
- 5 王永谦. 太阳同步轨道的太阳相对于轨道面入射角的计算方法. 航天器工程,1995,4(4):65~73
Wang Y Q. *Spacecraft Engineering*, 1995,4(4): 65~73
- 6 丁福建,李英才. 外遮光罩工程分析及其结构动力优化. 光子学报,1999,28(1):75~79
Ding F J, Li Y C. *Acta Photonica Sinica*, 1999,28(1): 75~79
- 7 孙强,刘宏波,等. 红外折射/衍射超常温光学系统. 光子学报,2003,32(4):466~469
Sun Q, Liu H B, et al. *Acta Photonica Sinica*, 2003, 32(4):466~469

Thermal Analysis and Design for High Resolution Space Telescope

Chen Rongli^{1,3}, Geng Liyin², Ma Zhen^{1,3}, Li Yingci¹

1 *Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, CAS, Xi'an 710068*

2 *The No. 5 Academe of Aerospace Science and Technology Group of China, Beijing 100080*

3 *Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039*

Received date: 2004-11-15

Abstract There are several different sources of thermal energy acting on a spacecraft as it flying on heat dreariness orbit ; solar radiation, albedo, earth emitted infrared, and heat generated by camera equipment itself. Temperature fluctuating is a bad influence on imaging quality of high resolution camera. Purpose of thermal control is to maintain all the components of a spacebased camera within their respective temperature limits. Detailed thermal analysis and temperature calculation in different work status is put in practice on a spacebased high resolution camera as a whole in the paper, the result can supply references to thermal control for spacebased high resolution camera.

Keywords High resolution space camera; Environmental heat fluxes; Thermal analysis; Thermal design



Chen Rongli an associate professor, was born in 1973, in Shaanxi Province, China. He received the Master degree in 1999 from Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences. Now he is working as a Ph. D. candidate in Space Optics Lab. His interest is space optical remote sensing.