

基于CAD/CAE/CAT技术的空间 遥感相机热设计研究

卢 镔 牛晓明 孙同和 韩双丽

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

摘要 阐述了运用CAD/CAE/CAT现代技术手段进行空间遥感相机热设计的技术路线,探讨了某空间遥感相机热光学性能、热控指标、空间环境下的热响应及热设计等技术问题。

关键词 CAD CAE CAT 空间遥感相机 热光学 热设计

1 引言

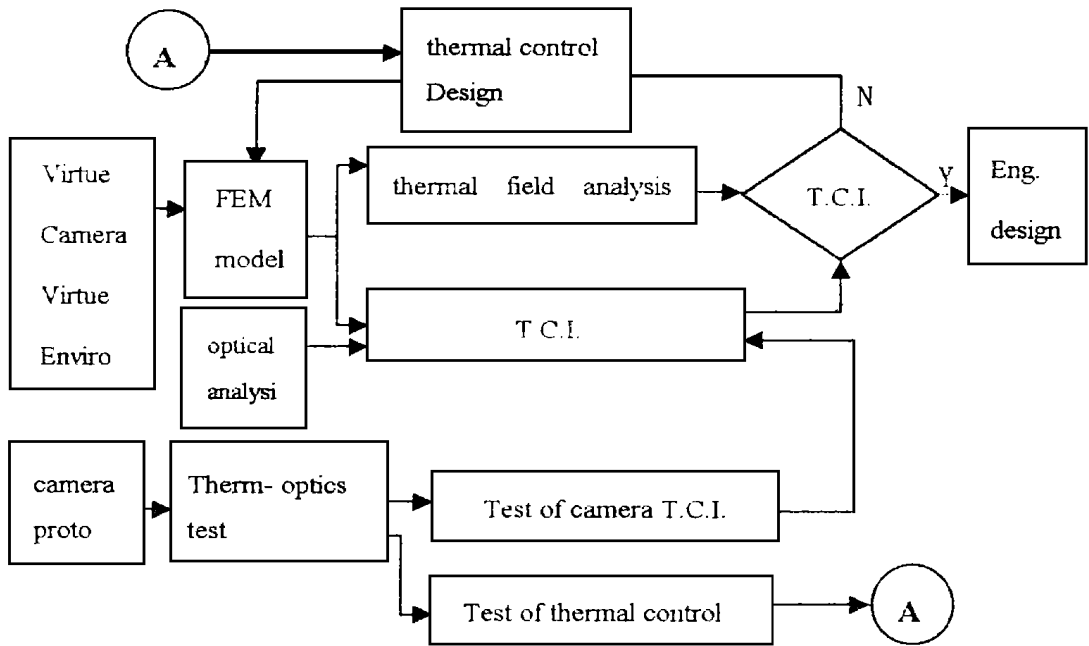
为了保证空间遥感相机在空间环境条件下正常工作,并满足高分辨力技术指标,相机结构及光学元件必须具有足够的尺寸稳定性,以确保光学系统各光学元件间的相对位置偏差在许用范围之内。因此,相机结构设计时应考虑各种因素避免或尽量降低相机在空间工作状态下光学元件由于结构件的变形和光学元件的自身变形对相机成像质量的影响。影响相机结构稳定性的因素,一方面,来自空间环境的扰动,如机械振动、温度波动等;另一方面,由于相机结构材料、加工和装配时残留的内应力释放所导致的尺寸变化。其中对相机结构尺寸稳定性影响最大的是空间环境温度波动,它直接影响相机造成光学元件相对位置的漂移及光学成像镜面畸变。为此,在相机结构设计时,不仅要考虑结构的合理布局,各构件材料的线膨胀系数相匹配,而且还要考虑采取相应的热控措施,以使相机内部温度分布均匀及减小温度的波动。

热设计过程实际上是对相机系统进行光、机、热综合信息处理,实现分析—设计—测试多次迭代、逐步逼近优化的过程。运用CAD技术不仅可以获得空间详查相机的几何、外观与构件间的拓扑信息,而且可以获取有关的物理属性信息;运用CAE技术可以了解并预示相机热特性、热弹性及与光学性能相关位移与变形指标的关系,对进行热实验提供必要的试验参数设定指导;在相机热试验过程中,利用计算机辅助测试手段(CAT)进行加热过程控制与试验数

据处理,从而提高试验的精度与效率。如何将CAD、CAE及CAT技术应用有机地结合起来,是更好地揭示包括相机与窗口在内的光、机、热内在规律,提高热设计的关键所在。

2 热控设计技术路线

热控设计的过程是设计-分析-试验再到设计的一个迭代过程,也是一项涉及到光-机-电-热综合信息处理的过程。为了更好的揭示相机内在的光机热规律及相机对空间热环境的适应能力,作好热控设计工作,采取如下热控设计的技术路线,参见图1。



T.C.I. -----Thermal Control Index

Fig 1 Route of space camera themal control

首先,构造相机及窗口结构屏幕样机(虚拟产品)以及舱体、遮光罩等物理环境,并在此基础上构造工程分析模型(FEM)。其次,分析计算相机及窗口热光学特性。通过对相机及窗口结构的温度场及热弹性变形进行分析计算,并与光学设计给出的对镜面畸变及光学系统中各光学元件对同心度等的要求相比较,预估出相机与窗口热控设计指标。再次,模拟仿真在空间热环境作用下相机及窗口温度水平、温度分布及随时间变化规律,并与温控指标比较,找出不满足温控指标的薄弱环节及影响因素,在此基础上提出初步的热控方案。然后,在现有条件下进行热-光学模拟试验,进一步摸清热环境对相机结构尺寸稳定性的影响以及与光学系统分辨力和成像质量的关系,确认热控设计指标,验证热控设计方案的有效性。最后,根据试验测得数据对相机理论分析计算模型进行修正,再次进行热分析,拟订初步热控方案并预估热控效果;最后确定热控方案,转入热控工程设计。

3 相机热光学特性与温控指标

空间热环境的变化, 直接影响相机及窗口结构尺寸的稳定性, 特别是相机中主镜、次镜及校正镜等光学元件的相对位置变化以及包括窗口玻璃在内的镜面变形, 这些变化如果不加以控制, 将导致光学系统分辨力下降及像质变坏, 甚至使光学系统彻底失效。为了控制由于空间热环境变化引起的相机光学系统性能下降, 首要的问题是搞清楚相机的热光学特性, 即揭示相机及窗口中热与光学性能的关系。由于分辨力、像质等光学性能是相机与窗口结构尺寸的函数, 而相机与窗口结构尺寸又是温度变化的函数, 因此, 了解相机热光学特性可按以下三步进行分析求解。

3.1 光学系统对光学元件相对位移及镜面变形指标计算

根据光学设计任务指标要求, 计算出影响相机分辨力、像质等光学性能对相机与窗口结构尺寸变化的许用值, 主要包括影响光学系统同心度(LOS)的元件相对位移以及影响镜片及光学系统波前畸变(WFE)的镜面变形。

3.2 稳态温度场分析计算

描述与相机热光学特性有关的温度场特征主要有整体温度水平、相机轴向温差以及径向温差三种形式。为满足相机光学指标的要求, 相机温度场的温度水平、轴向及径向温差均必须限定在一定的范围内, 即相机的温度指标。为了获得相机温度指标参数, 采用了人为拟订相机温度场的办法, 探讨究竟在哪种温度状态下相机光学系统将因此而失效。人为拟订的温度场是考虑到相机在热平衡的条件下温度分布状况, 为此在设定的边界条件下进行稳态温度场的分析计算。

温度水平: 温度水平是指包括温度水平及温度水平变化范围等两项含义。温度水平可看作是标称的相机总体平均温度; 温度水平变化是指相机从一个稳定的温度平衡状态向另一个稳定的温度平衡状态缓慢均匀变化的过程的范围。

A) 决定相机温度水平的主要因素是:

1) 相机在自主飞行期间轨道舱内, 空气温度为 21 ± 4 , 为了更好适应环境温度, 相机温度水平首先考虑该温度作为温度水平, 光学系统亦是基于该温度范围内的光学温度常数进行设计的;

2) 自主飞行期间由生保系统提供的空气具有一定的湿度, 当空气湿度为 70% 时, 空气露点温度为 12.7 。相机温度水平必须大于露点温度, 否则会在镜面上凝聚水珠, 相机无法工作;

3) 初始温度设置要考虑地面调温实施的可行性。

B) 决定温度水平变化范围的因素主要是由相机光学元件材料热光学常数以及由温度水平变化引起的相机光学元件相对位置变化的许用范围确定的; 在自主段舱内有空气的情况下露点温度也对相机温度水平的变化范围起着限定作用。由于温度水平变化可用相机内部均匀温升描述, 所以可以直接在有限元模型的节点上施加温度变化载荷。

相机轴向温差: 相机轴向温差主要是指相机, 特别是镜头组件部分, 沿光轴方向温度差异, 该项温控指标主要影响光学系统中各光学元件相对位置变化(间距、倾斜等)。为了确定轴向温

差的许用值,在镜头组件两端设定温差 $T = 1.0$,计算相机温度场分布,然后按步长为 0.2 逐步增加轴向温差,并计算相机温度场分布。每次求得温度场计算结果再交给热弹性计算,以便求出在相应的温度场作用下相机结构变形状况。沿相机轴向温度假定前低后高工况计算完后,再反向作用温差进行类似的计算。

相机径向温差:径向温差主要是指主镜、前校正镜镜片及窗口玻璃沿径向温度场分布的状态。该项温度指标用来控制对镜面变形起主要作用的镜片径向温度差。径向温差导致镜面畸变,产生波前差(WFE),直接影响成像质量,是相机及窗口最为敏感的温差指标。经计算与试验证明,镜片轴向及周向温差对镜片变形影响很小,属于高阶小量,可以忽略不计。为了确定径向温差指标,主要计算主镜、前校正镜及窗口,因为这些镜片对镜面畸变的要求最高。用与计算轴向温差相同的方法,在镜片周边与内缘施加一温度差 $T = 0.1$,计算镜片温度场分布,然后按步长 0.1 逐步增加径向温差,计算镜片温度分布。将每次求得温度场分布的计算结果再交给热弹性计算,以便求出在相应的温度场作用下镜片面形畸变状况。径向温差分为内向温差与外向温差。内向温差是指镜片温度分布为外边高内心低,反之亦然。

热弹性计算:在求出设定的每个温差递增步的温度场分布后,进一步热弹性计算可以得出相应每个温差递增步的光学系统中各光学元件相对位置的变化以及镜面面形变化,将每组计算结果与光学元件相对位移及镜片面形变形的许用值逐一比较,直至找出由合格到不合格的临界温差值为止,其相应的轴向温差及径向温差即为相机温控指标。相机温控指标:经计算,得出相机温控指标如表 1:

Table 1 Thermal control index of space camera

no	case	temp. level	axis ΔT		primary	front	temp. in
			positive	negative	mirror	corr. mir	inner
			direction	direction	RAD. ΔT	RAD. ΔT	case
1	active flight	21 ± 3.8	3	1.5	1	0.9	45
2	on orbit flight	21 ± 8	7.8	3.5	2	1.3	45

Note: Axis ΔT positive direction means that higher end of temperature is at the rear part of space camera.

4 相机空间热环境工程分析

4.1 工程分析建模

工程分析本着系统的观点及动态的观点(运行的时间历程)进行建模及分析计算。本工程分析采用 PATRAN 及 NASTRAN 程序。

从相机所处的空间热环境来说,必须全面考虑到与相机进行热交换的所有物体,如轨道舱内的舱壁、安装板、冷板、仪器等以及与舱外发生关系的窗口、遮光罩、地球等,见图 2。

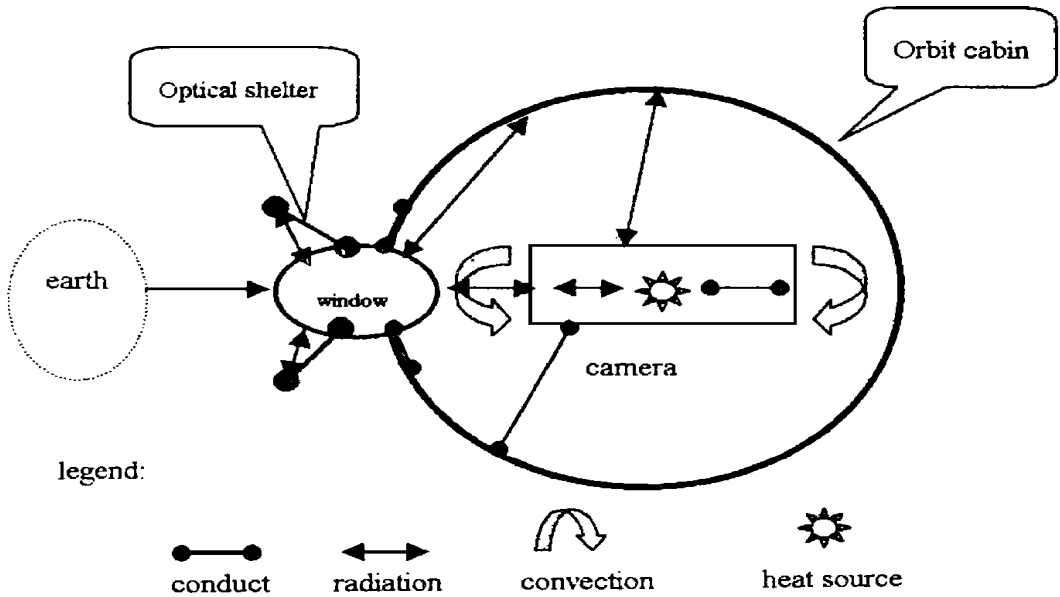


Fig 2 Thermal exchange among camera- window - orbit cabin

从时间历程来看, 相机在轨道舱内随同舱体运行, 主要经历三个阶段, 即地面调温阶段、自主飞行段及留轨飞行段。

地面调温段主要是使相机在上天前达到满足热光学要求及与舱内环境相适应的热平衡最佳状态, 相机在该阶段结束时的温度水平也即是以后在天空运行的初始状态值。相机初值温度设置暂定为 18~ 21 。

相机在自主段与留轨段不仅所受到的热环境不同, 而且工作模式也不相同。为此要求相机在轨道舱内于不同飞行阶段的热响应亦不同, 以下仅就自主段空间热环境模拟与工程分析计算加以说明。

4 2 相机在轨道舱内于自主飞行段热响应分析计算

4 2 1 自主飞行段热环境工况

轨道舱在自主段热状态的主要特点是舱内密闭, 由于有宇航员(至少一名)工作, 生保系统采用两台风扇同时使舱内形成空气流场, 舱内热控分系统流体冷却回路正常工作。根据轨道舱自主飞行期间瞬态温度初步计算结果, 拟定自主段瞬态温度工况如下:

- 1) 舱壁/仪器安装板/冷板 初始温度为 15 ；
- 2) 参照轨道舱热计算结果, 舱壁各段温度按多点插值计算, 给出舱内各段于 200m in、500m in、1000m in 及 1700m in 时的温度值;
- 3) 舱壁及安装板辐射系数 $E = 0.85$;
- 4) 舱内仪器发热量, 按朝向相机安装板面上的仪器发热量考虑:
B 板面—74W ; D 板面—45W ; F 板面—60W
各板面位置参照有关热计算报告;
- 5) 舱内有强制空气对流, 按自然风定对流换热系数, $\alpha = 0.1$;

6) 窗口:

地球辐射 250K;

窗口玻璃镀有反红外波长(8~ 14 μ) ITO 膜, 辐射系数为 $\epsilon = 0.15$

法兰温度 10 ± 5 , 按 10 作为初值考虑;

窗口热控加热功率: 35W (窗框 30W, 玻璃 5W)

7) 外遮光罩 在窗口外端装有锥状碳纤维蜂窝夹层遮光罩

辐射系数为 $\epsilon = 0.15$ 质量为 10 kg

8) 相机内部热源

机上电源: 装在输片箱底座上

功率 180W, 发热量为 27W, 工作占空比为 1: 8

计算时按轨道平均发热量考虑, 则有:

发热功率 = $180 \times 0.15 \times 0.11 = 3(W)$

机上电机及线路板等电子元件发热量因其瓦数小, 且间歇工作占空比小, 发热量可忽略不计。

9) 主、次镜镜面反射率为 0.98%。

4.2.2 自主飞行段热分析结果

相机温度响应: 自主飞行期间相机瞬态温度响应状况如表 2 所示。

Table 2 Temp response of space camera

item	temp. / ΔT	index	time of max. response	notes	
axis	positive direction	6.7	3.0	25h	lower T in front
radial	fron. co. lens	3.6	0.9	4h	wamer outside
ΔT	primary mirror	0.1	1.0	25h	wamer outside
temp. of inner case		14.1	45	48h	near motor

通过分析计算得知:

(1) 相机在自主飞行期间, 总体温度将随着时间的推移逐渐降低, 当舱内温度接近平衡时(1.1天后, 第 20 周), 相机上最低温度降至 14.1, 此时相机轴向温差已达到 3.6; 由于受窗口"冷墙"的影响, 轨道舱飞行进入第 4h 时, 校正镜径向温差已达到 3.6;

(2) 相机维持温度水平及温度差指标的能力最多持续 60min, 从第 60min 开始相机前端温度下降, 前校正镜径向温差超出指标($T = 0.9$)要求;

(3) 窗口对相机的影响不容忽视, 这种影响一方面体现在窗口对相机光学系统的影响, 另一方面, 体现在对温度场分布的影响。统筹考虑窗口与相机是非常必要的。

(4) 相机内部热源由于发热量小(峰值时发热功率 30W), 工作时间短(1: 8 占空比), 加上舱内有空气对流, 因此, 由内部热源所产生的热量对相机温度场的贡献很小, 其影响可忽略不计。

5 热环境模拟试验

5.1 相机温度指标

通过在不同环境温度水平作用下摄影结果表明, 相机分辨力随温度水平升高, 呈下降趋势。当环境温度由 24 升至 31 时, 分辨力下降 4 lp s/mm, 变化率为 0.6 lp s/(), 其相机分辨力衰减率为

$$[(74 - 70) / 74] \times 100\% = 0.05$$

由上结果可知, 环境温度水平变化对相机分辨力降低影响不大。

相机在轴向温差作用下, 分辨力随轴向温差增加下降, 当相机轴向温差为 1 时, 分辨力由 92 lp s/mm 下降到 72 lp s/mm, 分辨力的衰减率为

$$[(92 - 72) / 92] \times 100\% = 0.21$$

相机径向温差为 1 时, 分辨力由 105 lp s/mm 下降到 72 lp s/mm, 分辨力的衰减率为

$$[(105 - 72) / 105] \times 100\% = 0.31$$

通过比较得知, 径向温差对相机分辨力衰减的影响明显大于温度水平及轴向温差所带来的影响。初步可以得出相机温控指标如下: 即相机可以适应的范围为

温度水平: 21 ± 4 ; 轴向温差: 1.5 ; 径向温差: 0.2 。

5.2 相机热特性

相机热特性主要体现在未来工作条件下维持相机在规定温度范围内(温度水平及温度分布)的能力。

由于相机热容大, 明显的表现出从一个稳态到另一个稳态的过度过程长 在现有试验条件下, 平均温度变化率为 0.06 /h ;

试验条件下, 相机温度分布随外界温度水平的变化基本不变。相机前端(目视反射镜端)由于受 13m 平行光管(低温端)的影响, 温度分布沿相机轴线呈后高前低的倾斜状态。当温度水平变化 7 时, 温差为 1.5 。该现象说明窗口对相机温度分布的影响不容忽视, 设计时二者必须统筹考虑。

相机内部热源的影响: 相机上内部热源主要由机上电源及驱动机构电机产生, 电功率为 180W, 发热率为 0.15, 工作时间占空比为 1: 8。试验用 30W 的电加热膜等效加热, 通电 4h 后, 热量传导至机身内筒, 使其温度增高 0.1 , 主镜等光学元件温度基本不变, 结果表明内部热源的影响很小。

5.3 温控效果验证

相机主要采用被动热控手段, 本试验采用给相机穿多层双面镀铝/尼龙网衣服(10 层)以及在相机与基础连接处加隔离胶垫办法进行热屏蔽与隔离。

温控效果主要由相机维持指标要求的温度场的时间长短来衡量。采用热控后, 时间常数增加, 更主要的是相

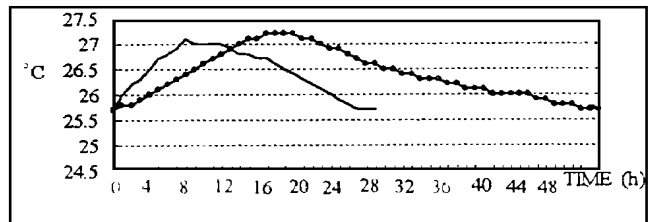


Fig 3 Time delay: with vs without thermal control function

机温度梯度得到了明显的改进。在本试验条件下,采用热控措施前后对比,如表 3、图 3 及图 4 所示:

Table 3 Thermal control effecton

item	without T_c	with T_c	course
	control	control	
time needed for increasing 1	7 h	16h	increase T_c
ratio of temp. /h	14h	36h	decrease T_c
	0.2	0.006	

由上不难看出,热控效果是十分显著的,采用双面镀铝聚酯薄膜与尼龙沙网多层隔热组件包裹相机的办法是行之有效的。

5.4 与工程分析模型比较

将相机(模样)热环境试验结果与相机(模样)工程分析计算结果进行比较,总的规律性大体相同,有的参数,如径向温差,测得数值与计算结果十分接近;有的参数则差距较大,主要原因为试验过程中由于试验装置简陋且加热热源分布不十分

精确,试验与计算的 IC(初值)与 BC(边值)不大一致,个别计算参数选取(选自材料手册)与实际有出入,试验过程中随机因数较多等等。计算与试验结果对比如表 4 所示:

Table 4 Compare with analysis and test for temp index

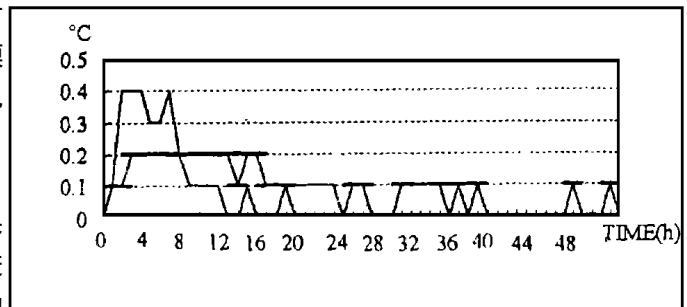
temp. index	theory calculation	result of test
nom inal temp.	21 ± 4	26 ± 4
radial ΔT	0.25	0.2
axis ΔT	3	1.5

6 热控设计

6.1 热控设计的指导思想

相机热设计的出发点是基于相机温控指标和相机未来在轨道舱实际工作环境及其热控工作的约束限定条件。热设计的指导思想是本着系统工程及动态的观点,综合考虑如下因数并针对相机在自主飞行与留轨飞行期间不同的作业模式要求而提出的热控设计方案。这些因数是:

1) 全面、充分地考虑相机、窗口及遮光罩、轨道舱(舱壁/安装板/仪器/冷板等)以及地球之间的热交换状态与过程;



legend : with clothing ——— without clothing ———

Fig 4 Radial ΔT : with vs without thermal control function

2) 统筹考虑自主飞行期间与留轨飞行期间不同热环境条件及不同的温控指标要求进行热控设计;

3) 鉴于总体对船载设备功耗及重量的严格限制, 并考虑到可靠性的要求, 相机热控立足于以被动热控为主方式。

4) 尽量利用已被国内外实践证明是成熟的技术。

6.2 热控方案

根据温度场计算分析并参照模样相机热环境试验结果, 本着热控设计指导思想及目标, 提出如下热控方案:

6.2.1 合理化热设计结构

a) 相机结构各个构件尽量采用线胀系数小并且数值相近的材料, 特别是镜头部分, 主镜与主镜心轴、次镜与次镜心轴采用光学元件与机械结构间材料的线膨胀系数相匹配的原则, 在初样阶段主、次镜的材料为熔石英玻璃, 心轴材料选用铁镍合金(4J32), 其线胀系数均为是 $\alpha_1 = 0.5 \times 10^{-6}$, 近于零膨胀; 而对主、次镜室, 镜筒及次镜支腿等相关的构件来说, 则采用同一种钛合金铸件, 其线胀系数为 $\alpha_2 = 8.9 \times 10^{-6}$;

b) 采用线胀系数补偿办法使相机结构中线胀系数不一致的相连构件的位移或变形保持协调一致或相互补偿。上述两组构件间的联接, 如主镜与次镜室间的连接, 为保证二者间的相对尺寸不变, 镜室间连接采用线胀系数非常小的铟钢杆相连, 主、次镜室均由钛合金 ZTC4 构成, 由铟钢杆, 主镜室, 次镜室构成结构尺寸线胀系数封闭链:

$$L_2 \times \alpha_2 + L_3 \times \alpha_2 - L_1 \times \alpha_1 = 0$$

式中 L_1 —— 铟钢杆长度尺寸;

L_2 —— 主镜室轴向尺寸;

L_3 —— 次镜室轴向尺寸;

α_1 —— 铟钢线膨胀系数, $\alpha_1 = 0.5 \times 10^{-6}$;

α_2 —— 钛合金线膨胀系数, $\alpha_2 = 8.9 \times 10^{-6}$;

c) 柔性连接: 整个相机由两个环带固定在支撑梁上, 其中一个环带夹在主镜室处刚性连接到支撑梁上, 另一环带夹在校正镜室处连接到支撑梁上, 镜筒与校正镜室之间沿轴向为动配合连接。这样就使得镜筒在温度变化时不至于因两端为刚性约束而产生热膨胀翘曲, 进而避免了由此而产生的主/次镜相对倾斜及离轴等可能性。

6.2.2 热隔离

镜头是相机最为关键部件, 直接关系到相机的成像质量。为了防止环境温度变化及内部热源对镜头的影响, 采用多层隔热材料将镜筒包裹起来使其与外界热绝缘。多层隔热材料主要由低发射率的反射屏和低热导率的间隔物交替组合而成, 其层数视隔热要求而定。据国外有关这方面文献介绍, 在空间望远镜镜筒上包 1~2 层隔热层后, 其径向温差仅是未加隔热层的 1/15, 若加 25 层隔热层后, 其径向温差仅为零点几度。由于从结构上采取绝热措施, 极大的减小了相机镜筒与外界的热交换, 增加了热惯性, 加大了时间常数, 保持镜头部件温度的稳定。具体隔离的路径和措施如表 5 所示:

Table 5 Methods for thermal control

ch. no	ROU TE	heat trans mode	heat isolation way
1	cabin wall camera	radiation	wrapping camera by 10 layers of foil plated with AL and textile isolated by YS20 between camera stand and cabin wall(2mm thick)
2	stand	conduct	(same as item 1)
3	air in cabin camera	convection	surface at primary mirror cell back be oxidized with lower ϵ (< 0.3)
4	motor inner camera	radiation	fixed with ring shape mask in btw
5	window came	radiate/convec	plated with ITO menbrace, $\epsilon = 0.1$
6	earth window	radiation	

热隔离材料的热特性参数见表 6

Table 6 Parameters of thermal isolation material

name of material	conduct coe. $\lambda/W/m$	thermal radiation coe ϵ
foil plated with 2-laminated Al	$6.37E-8$	0.0072
YS20	$1.6E-4$	

6.2.3 热疏导

相机装有 10 个电机,除调焦电机安放在镜头部件中外,其余均安放在机身及输片机构部件中。由于调焦电机工作时间很短,每次动作时间仅几秒钟,经计算,所发热量可以忽略不计;同样,用于 CCD 工作模式切换装置的电机亦是如此,所产生热量对相机总热量的贡献甚微,也可忽略不计。装在相机上的电源是主要内部热源,由于电源离镜头部分较远,且有隔离措施,故对镜头部分影响不大;然而对位于输片机构部分的焦面片台来说,温度对其影响就不容忽视。电源峰值功率为 180W,工作效率为 0.85,用于发热则为 27W,由于电源工作的占空比为 1:8,平均发热量为 3W,数量不大,考虑到自主飞行期间轨道舱内有通风系统,这部分热量很容易被流动空气带走,不至于使相机温度升高,对于留轨段,为了将电源产生的热量传输走,采用增大机箱表面辐射系数的措施。具体来说,主要采取如下办法:

- (1) 机身及输片机构外表面涂黑色,使各表面幅射系数(达到 0.9 以上,增强辐射散热能力;
- (2) 在自主段期间,使舱内通风气流吹过机身及输片机构外表,尽快带走热量。
- (3) 利用相机质量大,热容大,热惯性大的特点,采用穿衣服+大热惯性的方法,使相机维持温度指标的时间会大大延长,这点从计算与试验中已获得证实。对此,地面调温环节应给予保障。

6.3 热控效果预测

经分析计算,采用上述的热控方案后相机,主镜及校正镜温度分布有了明显的改善,无论在自主飞行期间或是在留轨飞行期间,相机温度预示值均能达到温度指标范围以内。如表 7、表 8 所示:

Table 7 Effecton of themal control (active flight phase)

	before themal control	after themal control
axis ΔT	6.7	1.2
radial ΔT	3.6	0.5
temp. of tube (rear)	14.1	20.1
time for max. temp.	24h	25h

Table 8 Effecton of themal control (stay on orbit flight)

	before themal control	after themal control
axis ΔT	2.8	0.4
radial ΔT	1.8	0.2
temp. of tube (rear)	14.6	22.1

通过分析计算所得到的预示结果初步表明, 所采取的热控措施实行之有效的, 这在模样所做的试验中也基本得到了证实。

7 结 论

(1) 根据对相机结构的光机热分析计算以及对模样相机的热试验结果, 初步得出相机自主飞行期间温控指标为:

温度水平 21 ± 3.8 , 轴向温差 3 , 径向温差 0.9 ,
机箱内温度 45 ;

(2) 相机热光学特性表现为分辨率及成像质量随着环境温度场的变化而变化, 总的趋势是随着环境温度的单调持续变化(升高或降低)相机光学系统的分辨力逐渐降低, 由模样相机热环境模拟试验得知, 环境温度场分布与变化对相机分辨力降低的影响程度依次为: 径向温差, 轴向温差及整体温度水平变化。

(3) 相机在轨道舱自主飞行期间瞬态温度场分析计算表明, 相机整体平均温度随时间推移逐渐降低, 在轨道舱飞行进入第 20 周时(1.35 天), 相机上温度达到最低点($T = 14.1$)。如不加温度控制措施, 相机维持(经地面调温后的温度状态)其温度水平及温差不超出指标能力最多持续 60min。

(4) 相机内部热源由于发热量小(峰值时发热功率 30W)工作时间短(1:8 占空比), 加上舱内有空气对流, 因此, 由内部热源所产生的热量对相机温度场的贡献很小, 其影响可忽略不计。

(5) 窗口的影响不容忽视。窗口应看作为相机光学系统的一部分, 不仅直接影响相机成像质量, 而且由于窗口面向地球(轨道舱为三轴稳定系统)受到来自地球的 250K 红外辐射, 尽管窗口采取一定的热控措施, 但总体温度仍较低, 对相机前校正镜温度场形成径向温差起着主要作用; 此外, 在窗口与相机间的空间处于自主段时有气流扰动, 严重影响成像质量。为此, 有必要对相机与窗口统一考虑, 作进一步的分析计算与试验。

(6) 在对相机初样工程分析及对模样热环境模拟试验的基础上, 初步拟订以被动热控为主的 热控方案。热控效果预估表明, 方案是可行的。

Study on Thermal Control Design of Space Camera Based on CAD/CAE/CAT

LU E,N I U Xiao-Ming, SUN Tong-He , HAN Shuang-Li
(Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

Abstract

The thermal control design of space camera by means of CAD/CAE/CAT technology is described , technical problems on thermal optics of space camera, thermal control temperature index, thermal response and thermal control design are also discussed in this paper.

Key words: CAD, CAE, CAT, Space camera, Thermal optics, Thermal design

卢 铿 男, 1941 年生, 1965 年毕业于哈工大, 研究员。主要从事 CAD/CAE/CAM/CAT 及 光学仪器空间环境工程研究与开发工作。