

空间遥感器 CCD 组件热设计

陈恩涛, 卢 镔

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130021)

摘要: 空间遥感器直接面向轨道热环境, 热设计十分复杂。CCD 子系统作为成像的重要组成部分, 热设计的好坏直接关系到成像的质量。本文分析了此空间遥感器 CCD 组件的热传递路径和热工程设计, 重点对热设计组件热管辐射器进行了设计计算和热辐射校核, 最后把此组件代入整机有限元分析模型进行了热分析, 初步实现了热控设计的指标要求。

关键词: 空间遥感器; CCD; 热设计; 热管辐射器

中图分类号: V445.8; TP391.72 文献标识码: A

1 引言

空间遥感器搭载于航天器上, 在附加段位置, 处于真空的空间环境, 沉浸于 4K 冷黑, 并受到各种空间外热流作用, 热环境十分恶劣。整机的热设计包括轨道外热流计算, 热光学分析计算, 热控制方法的选择, 热控制材料的应用, 热设计十分复杂。CCD 子系统作为成像的重要组成部分, 热设计的好坏直接关系到成像质量的优劣。CCD 组件在热分析中, 作为内热源, 需要采用热控制措施把这部分热量直接排散到空间中去。本文重点介绍了此热控制系统的设计方法。

2 CCD 组件热控子系统构成

CCD 组件热控子系统主要由热管及热管辐射器组成。CCD 组件主要由 CCD 驱动器以及 CCD 焦面组件构成。为减少 CCD 组件的热应力集中, 防止过热, 一方面, 采取对 CCD 组件的构件表面进行黑色阳极氧化处理以及在安装面填充导热硅胶(热导率 $0.5\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$) 增强对外辐射与传导能力, 同时, 机身内其他构件及机身内筒内壁也都要求表面进行发黑处理 ($\epsilon = 0.9$), 以利于拉平机身内各构件的温度; 另一方面, 采用传热效率高的热管对 CCD 组件进行热疏导。考虑到对温度环境的要求不同, 并防止相互间热耦合作用, CCD 驱动器与 CCD 焦面组件分别用热管将产生

的热量疏导到作为冷端的各自相应的热管辐射器处, 然后再由热管辐射器将热量辐射到附加段内壁所围空间中, 再由附加段外壁辐射到冷黑空间中。热管均选用 $\phi 7$ 铝氩槽道管芯式热管。热管辐射器由热管、铝板及 MLI 组成, 为圆环带状结构, 辐射面喷涂 ZKS 白漆 ($\epsilon = 0.93$), 为防止 CCD 控制箱对辐射板的热影响, 在与控制箱相对的辐射板背面粘贴 10 层低辐射率的表面镀铝聚酯薄膜与涤纶网。

CCD 焦平面组件热传递路径如下: CCD 焦平面下压着宽为 6mm、厚度为 0.3mm 的银片, 此银片的另一端变宽为 18mm 缠绕在热管上, 热管穿越机身盖板到达辐射器上, 热量通过 CCD 焦平面辐射器辐射到附加段内表面。故热管的蒸发段长度 18mm, 热流密度为 $0.75 \times 10^4\text{W}/\text{m}^2$ 。热管的冷凝段长 $L = 120\text{mm}$, 热流密度较小。

CCD 驱动器的热传递路径组成如下: CCD 驱动器电路板装在特殊设计的电路板框内, 驱动器芯片产生的热量由导热压板和内支撑结构传导到驱动器箱体上, 驱动器箱体与热管相连, 热管穿越机身盖板, 连接到辐射器上, 通过 CCD 时序驱动器辐射器辐射到附加段内表面。

热管的蒸发端长度为 $L = 50\text{mm}$, 热流密度为 $1.1 \times 10^4\text{W}/\text{m}^2$ 。冷凝端安装在 CCD 驱动器辐射器上, 冷凝段长 $L = 120\text{mm}$, 热流密度较小。热管辐射器辐射功率与辐射板的面积、表面涂层吸收发射比、($T_{\text{辐射板}}^4 - T_{\text{冷端}}^4$) 以及热管与辐射板连接热阻等因素有关^[1,2]。

3 热管辐射器设计计算

考虑到 CCD 驱动器组件工作温度要求为 0 ~ 30 , 焦面组件工作温度要求为 0 ~ 20 ; 驱动器辐射器辐射散热的能力应在 10W 以上, 焦面组件辐射器辐射散热的能力应在 2W 以上, 假定 30 为极温工作温度状态的话, 10 为环境温度, 初步估算辐射环带的面积为:

$$A_1 = N_1 / [\epsilon \cdot \sigma \cdot \Phi \cdot (T_b^4 - T_h^4)] = 10 / [0.93 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 0.85 \times (303^4 - 283^4)] = 0.11\text{m}^2 \quad (1)$$

$$A_2 = N_2 / [\epsilon \cdot \sigma \cdot \Phi \cdot (T_b^4 - T_h^4)] = 2 / [0.93 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 0.85 \times (293^4 - 283^4)] = 0.05\text{m}^2 \quad (2)$$

式中

- A_1 —— 驱动器辐射板面积, m^2 ;
- A_2 —— 焦面组件辐射板面积, m^2 ;
- N_1 —— 驱动器辐射板散热功率, W;
- N_2 —— 焦面组件辐射板散热功率, W;
- σ —— 玻尔次曼常数, 5.67×10^{-8} ;

- T_b —— 辐射板温度, K;
- T_h —— 环境温度, K;
- Φ —— 辐射角系数, $\Phi = 0.85$ (考虑相机支撑架的遮挡效果)

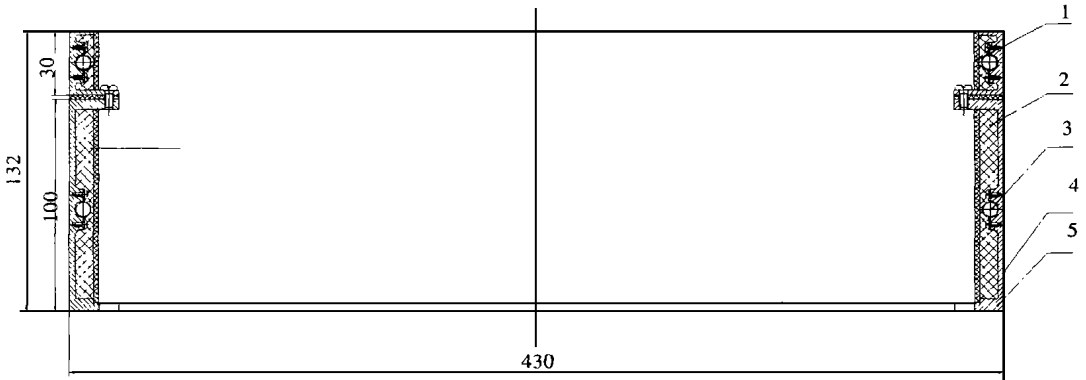
ϵ —— 辐射板辐射面辐射系数。

辐射环带安装在像面基板 $\Phi 400\text{mm}$ 的圆周上, 环带的高度为

$$H_1 = A_1 / \pi d, \quad H_1 \text{ 驱动器辐射环带高度} = 0.11 / (3.14 \times 0.43) = 0.09(\text{m}) \quad (3)$$

$$H_2 = A_2 / \pi d, \quad H_2 \text{ 焦面辐射环带高度} = 0.05 / (3.14 \times 0.43) = 0.03(\text{m}) \quad (4)$$

根据初步计算的结果并考虑到环境温度变化因素以及辐射板安装的限制, 得出驱动器辐射环带结构尺寸为: $1350\text{mm} \times 100\text{mm}$ (沿 $\Phi 430\text{mm}$ 圆环带展开尺寸), 面积 $A_1 = 1.35\text{mm} \times 0.1\text{mm} = 0.135\text{mm}^2$; 焦面环带尺寸: $1350 \times 30\text{mm}$, 面积 $A_2 = 1.35\text{mm} \times 0.03\text{mm} = 0.04\text{mm}^2$ 。其热管辐射器剖面图如下:



1. MLI 2. Foam 3. Heatpipe 4. $\epsilon = 0.93$ 5. Lc4

Fig. 1 Cutaway view of heatpipe radiator

以上是基于理想状况估算的结果, 没有考虑到辐射效率、外热流作用等因素, 为此必须加以校核^[3]:

$$Q = A \epsilon \eta \sigma (T_b)^4 \quad (5)$$

式中:

- Q —— 辐射板辐射热量, W;
- T_b —— 辐射板温度, K;
- η —— 热管辐射肋板效率, 定义为辐射器在

当前热沉温度下辐射能量与在冷黑热沉温度下辐射能量值比;

$$\eta = (1 - 1.125\zeta + 1.60\zeta^2)(1 - \theta^4) \quad (6)$$

式中:

$$\theta = T_s / T_b = 0.93 \quad (7)$$

- $T_s = 283\text{K}$ —— 热沉温度;
- $T_b = 303\text{K}$ —— 肋板辐射表面温度;
- $\zeta = CeL^2 T_b^3 / K \cdot t$ 肋片参数 = $(5.38 \times$

$$10^{-8} \times 0.0025 \times 0.28 \times 10^8) / (155 \times 0.002)$$

$$= 0.0037 / 0.31$$

$$= 0.012 \quad (8)$$

$$\zeta = (5.38 \times 10^{-8} \times 0.000225 \times 0.25 \times 10^8) /$$

$$(155 \times 0.002) = 0.00086 \quad (9)$$

$$C_e = \sigma(\epsilon_1 + \epsilon_2), \quad \text{辐射常数}$$

$$= 5.67 \times 10^{-8} \times (0.93 + 0.02)$$

$$= 5.38 \times 10^{-8} \quad (10)$$

ϵ_1 ——辐射板辐射面辐射系数, 0.93;

ϵ_2 ——辐射板背面辐射系数, 0.02(MLI);

L_1 ——半肋宽(按一根热管考虑), 0.05m;

L_2 ——半肋宽(按一根热管考虑), 0.015m;

κ ——热导率(LC4), 155W/(m·K);

t ——辐射板厚, 0.002m。

将(7)~(10)代入到(6)式中:

$$\text{可得 } \eta = (1 - 1.125\zeta + 1.60\zeta^2)(1 - \theta^4)$$

$$= (1 - 0.0135 + 0.00023) \times 0.24$$

$$= 0.98 \times 0.24 = 0.237$$

$$\eta_2 = 0.24$$

再将 η, η_2 分别代入(5):

$$Q_1 = A_1 \epsilon_1 \sigma \eta (T_b)^4 =$$

$$0.135 \times 0.93 \times 0.237 \times 5.67 \times 10^{-8}$$

$$\times 0.85 \times 303^4 = 12.02(W)$$

(驱动器辐射环带高: 100mm);

$$Q_2 = 0.04 \times 0.93 \times 0.24 \times 5.67 \times 10^{-8} \times$$

$$0.85 \times 293^4 = 3.14(W)$$

(焦面组件辐射环带高: 30mm)

将(3)结果带入到(1)~(2)中, 得出驱动器热管辐射器在肋板温度为 30、辐射热沉温度为 10 时的辐射功率: $Q_1 = 12.02W$; 焦面组件热管辐射器在肋板温度为 20、辐射热沉温度为 10 时的辐射功率: $Q_2 = 3.14W$ 。有关计算参数见表 1, 其中 R_1 表示 CCD 驱动器辐射器, R_2 表示 CCD 焦平面辐射器。考虑到由 CCD 驱动器到辐射器间的连接热阻所产生的温度降低的影响, 实际驱动器的温度要略高于辐射肋板温度, 由于肋板辐射功率大于驱动器所产生的发热功率, 因此估算的辐射器肋板面积可以满足驱动器降温散热的要求并且还有 20% 的裕度, 达到使驱动器散热降温的目的。由 η 关系式不难看出, 辐射效率与辐射肋板的几何参数、辐射面热性能参数以及辐射肋板表面温度与辐射热沉温度比值的四次方 θ^4 有关。当辐射冷端温度接近辐射板表面温度时, 其 θ^4 数值急剧增长, η 随之急剧下降。

Table 1 Heatpipe radiator parameters

	H (m)	A (m ²)	ϵ	C_e	L (m)	T_b^4	ζ	η	Q (W)
R_1	0.1	0.135	0.93	5.38×10^{-8}	0.05	0.28×10^8	0.012	0.237	12.0
R_2	0.03	0.04	0.93	5.38×10^{-8}	0.015	0.25×10^8	0.00086	0.24	3.14

4 CAE 分析

将上述设计好的空间辐射器带入有限元热分析模型中, 分析检验热设计结果, 并进行优化设计, 经几次分析, 修改设计再分析, 最终得到满意的设计结果。在对地工况时, CCD 焦面组件热控后温度水平处于 21.7 左右, 驱动器温度处于 26 左右。CCD 组件对温度稳定性的要求主要是针对摄像期间而言, 由于这个时候没有功耗变化, 外界温度变化的影响是渐变的, 工作时温度可以稳定在 ± 1 以下。在自主飞行段时, CCD 组件处

于不工作状态, 没有发热热源, 这期间会因通过辐射板不断散热而导致 CCD 焦面组件及驱动器温度处于低温状态, 此时焦面组件温度为 -3, 驱动器温度 -2, 处于储存温度指标以内。

5 结束语

作为空间相机的核心组成部分, CCD 成像子系统热控是保证优良成像质量的重要技术组成, 通过 CAE 分析技术, 利用表面涂覆和热管辐射器可实现 CCD 相机成像子系统所要求的温度指标。

参考文献:

- [1] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1991.
- [2] 姚仲鹏, 等. 传热学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1995. 12.
- [3] Gilmore David. Satellite Thermal Control Handbook[M]. USA: Aerospace Corporation Press, 1994.

Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor

CHEN En-tao, LU E

(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130021, China*)

Abstract: Space remote-sensor directly faces space thermal vacuum environment, so its thermal design is very complicated. As one of its important subsystem, CCD component subsystem's thermal design determines the image quality to some extent. Heat path and thermal engineering design of CCD component subsystem were presented in this paper. As the most important parts of this thermal design, design calculation and radiation capability of heatpipe radiator were discussed in this paper. Finally, the thermal component was put into all the thermal FEM model, which was proved that the design is good.

Key words: space remote-sensor; CCD; thermal design; heatpipe radiator

作者简介: 陈恩涛(1971-), 男, 1995年毕业于吉林工业大学机械设计专业, 1998年获得吉林工业大学硕士学位, 1998年考入中国科学院长春光学精密机械与物理研究所攻读博士学位。