

# 空间相机接触热阻的计算

黄涛<sup>1,2</sup>, 吴清文<sup>1</sup>, 梁九生<sup>1,2</sup>, 余飞<sup>1,2</sup>, 黎明<sup>1,2</sup>

(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. 中国科学院研究生院, 北京 100039)

**摘要:**为了解决空间相机接触热阻难以确定的问题,从接触面传导和辐射换热的角度考虑,给出了其接触热阻的计算方法。根据空间相机的材料、加工、装配及其特殊运行环境,得到一个合理的接触系数范围。以空间相机的正视相机为例,对其结构进行合理的简化,利用 I-DEAS/TMG 热分析模块建立有限元模型,仿真计算了低温稳态平衡工况,考察了热阻波动对温度分布的影响。正视相机热分析计算结果和热环境模拟实验数据较为吻合,最大偏差为 0.45 °C。研究表明,该接触热阻计算方法合理,可以预测太空环境中干接触的精密加工表面间的接触热阻。

**关键词:**空间相机;热仿真;接触热阻;模拟实验

**中图分类号:**V447.3 **文献标识码:**A

## Calculation of thermal contact resistance for space camera

HUANG Tao<sup>1,2</sup>, WU Qing-wen<sup>1</sup>, LIANG Jiu-sheng<sup>1,2</sup>, YU Fei<sup>1,2</sup>, LI Ming<sup>1,2</sup>

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*)

**Abstract:** In order to solve the difficult problem of determining the value of thermal contact resistance of a space camera, a calculation method is brought up from the view of conduction and radiation among the contact surfaces. According to the materials, machining, assembly and the actual operating environments, a reasonable range for thermal contact coefficients is obtained. The envisaged camera, a sample to show the method, is reasonably meshed into a finite element model with some simplifications. Then, its temperature field is computed at a low temperature steady-state equilibrium case with I-DEAS/TMG, and the temperature distribution induced by the fluctuation of thermal resistance is checked. The result of thermal analysis is consistent very well with the data of thermal environment simulation tests and the maximum deviation is 0.45 °C. It is shown that the calculation method of thermal contact resistance is reasonable and it can predict the thermal contact resistances of dry contact precision-machined surfaces in the space environment.

**Key words:** space camera; thermal simulation; thermal contact resistance; simulation test

# 1 引言

自从前苏联科学家 Kapit 研究低温下液氮和固体表面间的热阻以来,人们已对固体表面间的接触热阻进行了广泛的研究<sup>[1,2]</sup>。当热流通过固体接触面时,会受到一个由于接触而引起的附加阻力,即接触热阻,接触热阻一般通过实验测定温度和热流量间接获得。鉴于实验测量的局限性,人们一直在探求易于使用的理论方法或半经验公式<sup>[3]</sup>。在理论研究中,对接触热阻的宏观研究比较多,如研究温度、接触压力、接触表面粗糙度、热流方向、分热阻等对接触热阻的影响<sup>[4,5]</sup>,其中基于粗糙度理论的接触热阻计算方法得到了广泛的认可<sup>[6]</sup>。

空间相机处在恶劣的外太空环境中,结构复杂,无法直接通过实验测量得到接触热阻值。因此在空间相机热仿真计算中,使用合理的方法计算出接触热阻值显得尤为重要。本文根据空间相机的实际工作环境,基于粗糙度理论和热辐射理论<sup>[7]</sup>,给出了适合空间相机光机结构的接触热阻计算方法。

# 2 空间相机热阻计算

从亚微观角度来说任何表面都是粗糙的(如图1所示),表面粗糙度被认为是影响接触热阻的主要因素之一。不考虑对流传热的影响,设总面积为  $A$ ,接触面积为  $A_c$ ,未接触面积为  $A_v$ ,  $A_v + A_c = A$ 。根据粗糙度理论(不考虑热辐射),假定接触过程中没有热流损失,只考虑接触部分的导热热阻,厚度为缝隙  $L_g$  的一半<sup>[8]</sup>。在空间相机运行的外太空环境中,空气稀薄<sup>[9]</sup>,忽略通过中间介质(空气)的导热热量,则通过接触面的导热热量为:

$$q = \frac{E_A - E_B}{\frac{1 - \varepsilon_A}{\varepsilon_A A_v} + \frac{1}{A_v X_{AB}} + \frac{1 - \varepsilon_B}{\varepsilon_B A_v}} + \frac{t_{2A} - t_{2B}}{\frac{L_g}{2k_A A_c} + \frac{L_g}{2k_B A_c}} = \frac{t_{2A} - t_{2B}}{\frac{1}{h_c A}}, \quad (3)$$

式中,  $h_c$  为接触系数,  $1/h_c A$  为接触热阻<sup>[5]</sup>。固体表面自身辐射  $E_A = \sigma t_{2A}^4$ ,  $E_B = \sigma t_{2B}^4$ 。将其代入式

$$q = \frac{t_{2A} - t_{2B}}{\frac{L_g}{2k_A A_c} + \frac{L_g}{2k_B A_c}}, \quad (1)$$

式中,  $k_A$  和  $k_B$  为两个接触物体的导热率,  $t_{2A}$ ,  $t_{2B}$  为接触面的温度。

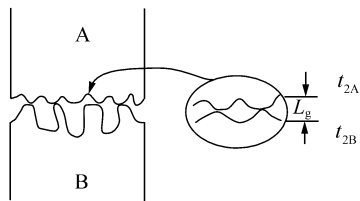


图1 接触热阻的连接粗糙度模型

Fig. 1 Joint-roughness model for analysis of thermal contact resistance

空间相机处于 4 K 的太空环境温度中,其工作温度为 15 ~ 21 °C,热辐射也影响接触热阻。根据热辐射理论,由辐射换热网络法(如图2所示)可知,通过接触面的辐射热量<sup>[7]</sup>为:

$$q = \frac{E_A - E_B}{\frac{1 - \varepsilon_A}{\varepsilon_A A_v} + \frac{1}{A_v X_{AB}} + \frac{1 - \varepsilon_B}{\varepsilon_B A_v}}, \quad (2)$$

式中,  $E_A$  和  $E_B$  为表面自身辐射,  $\varepsilon_A$  和  $\varepsilon_B$  为表面发射率,  $X_{AB}$  为角系数。

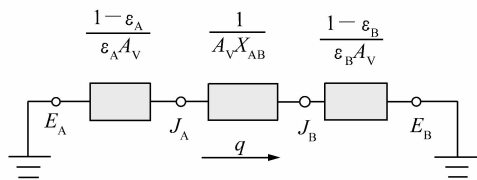


图2 两表面封闭腔辐射热等效网络

Fig. 2 Radiation equivalent network of two surface closed enclosures

根据空间相机的实际情况,只考虑实际接触部位的导热量和非接触部位的辐射热量,由式(1)和(2)可得通过接触面的热量为:

(3)可得接触系数:

$$h_c = \frac{\sigma(t_{2A}^2 + t_{2B}^2)(t_{2A} + t_{2B})}{\frac{1 - \varepsilon_A}{\varepsilon_A} + \frac{1}{X_{AB}} + \frac{1 - \varepsilon_B}{\varepsilon_B}} \cdot \frac{A_v}{A} + \frac{2k_A k_B}{L_g(k_A + k_B)} \cdot \frac{A_c}{A}, \quad (4)$$

式中,  $\sigma$  为 Steven-Boltsman 常数, 其值为  $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。

空间相机应用的材料主要有钛合金、微晶玻璃、铝合金、碳纤维复合材料等。相机的镜筒通过精密铸造, 再经过车削而成, 取表面粗糙度为  $3.2 \mu\text{m}$ , 则缝隙  $L_g$  的值为  $2 \times 3.2 \mu\text{m}$ 。镜筒材料为铸钛合金 ZTC4, 具有较小的热膨胀系数和良好的结构稳定性, 其导热系数  $\lambda_{\text{ZTC4}}$  为  $8.8 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ , 故  $k_A = k_B = 8.8$ 。通常两接触表面的实际接触面积  $A_c$  只占名义接触面积  $A$  的  $0.01\% \sim 0.1\%$  [9]。为了保证良好的热均匀性, 相机的主要金属件进行发黑处理, 其表面发射率不小于 0.85, 取相互接触的表面发射率  $\varepsilon_A = \varepsilon_B = 0.85$ , 取辐射角系数  $X_{AB} = 0.9$ 。根据相机的工作温度, 当接触面的温度  $t_{2A} = t_{2B} = 15 \text{ }^\circ\text{C}$ , 将上述参数值代入式(4)中, 可得  $h_c = 72.45 \sim 691.20 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ; 当温度  $t_{2A} = t_{2B} = 21 \text{ }^\circ\text{C}$ , 将上述参数值代入式(4)中, 得  $h_c = 72.69 \sim 691.43 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。考虑到接触过程中的热流损失, 在空间相机的工作环境下  $h_c = 100 \sim 200 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。下面结合空间相机的正视相机, 具体说明热阻计算过程。

正视相机主镜筒分为遮光罩、前镜筒和后镜筒 3 个部分。主镜筒内有 10 片光学零件, 前两片分别为窗口玻璃和窄带滤波片, 通过隔圈装配在一个镜座中; 后 8 片球面透镜分别安装在独立的

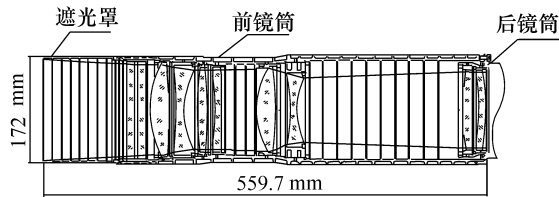


图3 正视相机结构图

Fig.3 Structure of envisaged camera

镜座中(如图3所示)。镜座、压圈和镜筒的材料都是铸钛合金, 遮光罩的材料是环氧树脂-碳纤维复合材料, 光学零件的材料为微晶玻璃, 其中镜筒

和遮光罩经过表面发黑处理。各零件材料性能参数见表1。

表1 正视相机结构材料性能

Tab.1 Performance of structural materials for envisaged camera

	碳纤维	铸钛合金	微晶玻璃
密度( $\rho$ )/( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	1 600	4 400	2 530
导热系数( $\lambda$ )/( $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )	35	8.8	0.77
比热容( $C$ )/( $\text{J} \cdot \text{kg} \cdot \text{K}$ )	921	577	858
发射率( $\varepsilon$ )	0.85	0.8	0.8

镜筒内 9 组独立的单镜组采用压圈固定法装配, 把光学零件装入带有内螺纹的镜座中, 依靠光学零件外圆和镜座内孔的配合及断面轴向定位, 再利用带有外螺纹的压圈将光学零件压紧[11]。单镜组与薄壳镜筒间的装配也采用压圈轴向固定法。空间相机机械系统复杂, 零件繁多, 在正确描述相机热结构的前提下进行结构简化, 建立合理的热模型, 可缩短求解时间。如图4所示正视相机的有限元模型中, 只建立遮光罩、镜筒和光学零件的有限元模型, 而省略压圈、镜框、螺钉等零件的建模。本文建立了光学零件和镜筒、遮光罩和前镜筒, 前镜筒和后镜筒之间的热耦合关系, 并以物镜1组件(如图5所示)为例, 说明了物镜1和

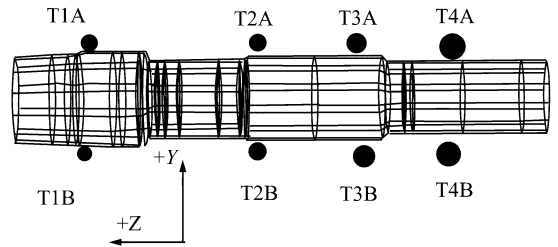


图4 正视相机有限元模型和实验温度传感器位置示意图

Fig.4 Finite element model of envisaged camera and position of experimental temperature sensor

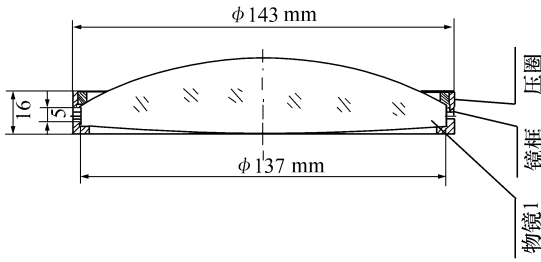


图5 物镜1组件结构示意图

Fig. 5 Structural sketch of the first field lens component

镜筒的耦合热阻的计算方法。

如图5所示,镜框和镜筒的接触面面积为  $\pi \times 143 \text{ mm} \times 16 \text{ mm}$ ,镜框厚为3 mm,镜框的宽度为36.5 mm,镜框和物镜1的接触面面积为  $\pi \times 137 \text{ mm} \times 5 \text{ mm} + \pi \times 0.25 \text{ mm} \times (134.6^2 - 130^2) \text{ mm}$ 。压圈和镜框接触面面积为  $\pi \times 139 \text{ mm} \times 4.5 \text{ mm}$ ,压圈的厚度为3.05 mm,压圈和物镜1的接触面面积为  $\pi \times 0.25 \text{ mm} \times (135.68^2 - 133^2) \text{ mm}$ 。取  $h_c = 150 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,则镜筒和镜框的接触热阻:

$$R_1 = \frac{1}{h_c \times \pi \times 0.143 \times 0.016} = 0.927 \text{ K/W}$$

镜框本身的内部导热热阻:

$$R_2 = \frac{(0.143 - 0.137)/2}{\lambda_{ZTC_4} \times 0.0365 \times \pi \times (0.143 + 0.137)/2} = 0.021 \text{ K/W}$$

镜框和物镜1的接触热阻:

$$R_3 = \frac{1}{h_c \times (\pi \times 0.137 \times 0.005 + \frac{\pi \times (0.1346^2 - 0.13^2)}{4})} = 2.145 \text{ K/W}$$

镜筒和压圈的接触热阻:

$$R_4 = \frac{1}{h_c \times \pi \times 0.139 \times 0.0045} = 3.393 \text{ K/W}$$

压圈本身的内部导热热阻:

$$R_5 = \frac{(0.139 - 0.133)/2}{\lambda_{ZTC_4} \times 0.0365 \times \pi \times (0.139 + 0.133)/2} = 0.022 \text{ K/W}$$

压圈和物镜1的接触热阻:

$$R_6 = \frac{1}{h_c \times \frac{\pi \times (0.13568^2 - 0.133^2)}{4}} = 11.788 \text{ K/W}$$

镜筒和物镜1的总热阻:

$$R = R_1 + R_2 + \frac{R_3 \times (R_4 + R_5 + R_6)}{R_3 + R_4 + R_5 + R_6} = 3.774 \text{ K/W}$$

表2 正视相机热阻和拉偏值

Tab. 2 Thermal resistances and deflection values of envisaged camera

	$R_1/(K/W)$	计算热阻 $R_2/(K/W)$	$R_3/(K/W)$
物镜1和镜筒	2.829	3.530	2.361
物镜2和镜筒	1.686	1.968	1.309
物镜3和镜筒	3.421	4.012	2.637
物镜4和镜筒	3.18	3.016	2.244
物镜5和镜筒	4.745	5.001	3.096
物镜6和镜筒	2.235	2.602	1.488
物镜7和镜筒	4.718	5.334	3.274
物镜8和镜筒	4.059	4.860	3.947

同理,计算其它物镜和镜筒间的热阻值,  $R_1$  并对接触系数  $h_c$  上下拉偏 20% 后得到热阻值,  $R_2$  和  $R_3$  如表 2 所示。

### 3 仿真计算和模拟实验数据对比

#### 3.1 仿真计算

根据空间相机机械系统特点,在 I-DEAS/TMG 中建立了空间相机实验状态下的有限元模型。有限元单元主要采用壳单元,轨道为太阳同步轨道,空间环境温度设定为 100 K。对有限元模型设定不同的耦合热阻  $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$ ,分别得到了正视相机对应测温点的仿真计算结果  $t_1$ 、 $t_2$ 、 $t_3$ ,如

表 3 低温工况正视相机测温点实验温度和仿真计算温度

Tab.3 Experimental temperatures and simulated temperatures in temperature-sensing points for envisaged camera in low-temperature case

温度传感器	实验结果数据(°C)	仿真计算结果数据		
		$t_1/°C$	$t_2/°C$	$t_3/°C$
T1A	10.42	10.81	10.76	10.85
T1B	10.68	10.84	10.77	10.89
T2A	18.46	18.65	18.61	18.50
T2B	18.12	18.57	18.50	18.42
T3A	18.42	18.71	18.66	18.53
T3B	18.46	18.60	18.51	18.42
T4A	18.43	18.35	18.38	18.16
T4B	17.50	17.56	17.54	17.39

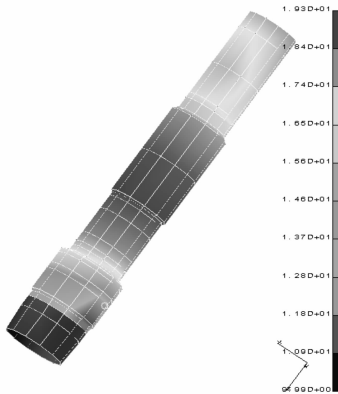


图 6 低温正视相机温度分布云图

Fig.6 Temperature distribution nephogram of envisaged camera in low-temperature case

表 3 所示。接触系数为  $h_c$  时,正视相机温度分布云图如图 6 所示。

#### 3.2 模拟实验

由于不能直接测量空间相机的接触热阻,可将热环境模拟实验的温度数据作为参考,检查和修正热阻计算值,模拟实验系统如图 7 所示。用位于遮光罩端口前方的红外加热笼组件模拟作用在入光口上的外热流;在遮光罩的外表面、测绘底座外表面等处的多层材料表面贴加热片,模拟来自太阳和行星的热辐射;采用液氮冷却低温热沉模拟空间冷黑环境。实验中通过热电偶和热敏电阻温度传感器测试相关测温点的温度。正视相机温度传感器粘贴位置如图 4 所示。在低温工况下,正视相机对应测温点的实验温度如表 3 所示。

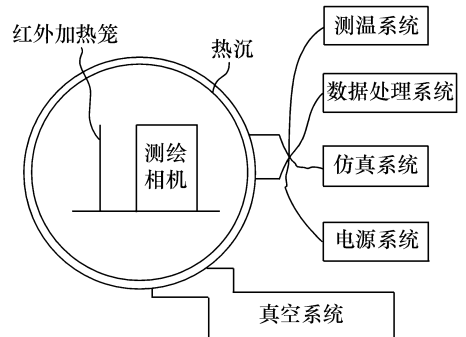


图 7 空间相机空间热环境模拟实验示意图

Fig.7 Simulation test setup of space camera

#### 3.3 仿真计算结果和试验数据对比分析

如图 8 所示,可以看出,正视相机的热仿真

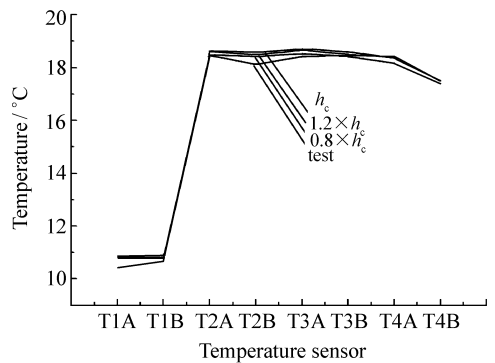


图 8 低温稳态实验温度和仿真温度对比图

Fig.8 Comparison between tested temperatures and simulated temperatures in low steady-state case

计算结果和实验数据基本一致,最大偏差为 $0.45\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。结果表明了热仿真模型的合理性,也验证了接触热阻计算的正确性。接触热阻系数上下拉偏20%后,所得计算结果与实验结果也基本吻合,表明在实际工作中对于干接触的精密加工表面间的等效传热系数取 $100\sim 200\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$ 是合理的。

## 4 结 论

结合空间相机的材料属性、加工情况、装配方

法和特殊的工作环境,根据粗糙度理论和热辐射理论,推导出一个简单的接触热阻计算公式,并得到接触系数的合理范围。根据空间相机的机械结构特点,通过计算热阻,施加正确的热耦合关系,合理简化了热仿真有限元模型。将正视相机的热分析计算结果和热实验结果进行比对,验证了提出的计算接触热阻方法的正确性。该方法对于类似工作在太空环境,材料主要为钛合金,干接触的精密加工表面间接触热阻的预测具有一定推广和参考价值。

## 参考文献:

- [1] FLETCHER L S. Recent development in contact conductance heat transfer[J]. *J. Heat Trans-T ASME*,1988,110(3):1059-1070.
- [2] MADHUSUDANA C V,FLETCHER L S. Contact heat transfer;the last decade[J]. *AIAA J.*,1986,24(3):510-523.
- [3] 沈军,马骏,刘伟强.一种接触热阻的数值计算方法[J].*上海航天*,2002,4(1):33-36.  
SHEN J,MA J,LIU W Q. A numerical calculation method of thermal contact resistance[J]. *Aerospace Shanghai*,2004,19(4):33-36. (in Chinese)
- [4] LI Y Z,MADHUSUDANA C V,LEONARDI E. On the enhancement of the thermal contact conductance;effect of loading history[J]. *J. Heat Trans-T ASME*,2000,122(1):46-49.
- [5] MCWAID T,MARSCHALL E. Thermal contact resistance across pressed metal contact in a vacuum environment[J]. *Int. J. Heat Mass Transfer*,1992,35(11):2911-2920.
- [6] Holman J P. *Heat Transfer*[M]. 北京:机械工业出版社,2005. .
- [7] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M],3版. 北京:高等教育出版社,1998.  
YANG SH M,TAO W Q. *Heat Transfer*[M],3th ed. Beijing:Higher Education Press,1998. (in Chinese)
- [8] 应济,贾昱.粗糙表面接触热阻的理论和实验研究[J].*浙江大学学报*,1997,1(1)104-108.  
YING J,JIA Y. The theoretical and experimental research for contact resistance of rough surface[J]. *J. Zhejiang University*,1997,1(1):104-108. (in Chinese)
- [9] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M],2版. .北京:科学出版社,1998.  
MIN G R,GUO SH. *Thermal Control of Spacecraft*[M],2nd ed. . Beijing:Science Press,1998. (in Chinese)
- [10] 饶荣水. 固体表面之间接触热阻的辨别研究[J].*工业加热*,2003,2(2):16-18.  
RAO R SH. Identification research on the contact thermal resistance between solid samples surface[J]. *Industrial Heating*,2003,2(2):16-18. (in Chinese)
- [11] 苗健宇,张立平,吴清文,等.测绘相机光学镜筒设计、加工及装配[J].*光学·精密工程*,2008,16(9):1648-1653.  
MIAO J Y,ZHANG L P,WU Q W, et al. . Design, manufacturing and assembly for optical lens of mapping camera[J]. *Opt. Precision Eng.*,2008,16(9):1648-1653. (in Chinese)

作者简介:黄涛(1983—),男,湖北宜昌人,硕士研究生,主要从事航天遥感器热控制技术研究。

E-mail:aihuangtao1983@126.com