

文章编号 1004-924X(2017)09-2405-08

空间相机碳纤维桁架导热增强设计

刘光^{1,2}, 郭亮^{1*}, 胡日查¹, 吴清文¹

(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. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要: 由于空间相机桁架结构常用的碳纤维复合材料热导率较低, 从而导致结构内部易形成较大温度梯度。本文提出通过在碳纤维复合材料表面附着铜网和粘贴铝膜, 以实现某空间相机桁架结构的导热增强设计。首先, 建立了碳纤维复合材料热导率模型。然后, 针对碳纤维复合材料平板表面附着铜网/粘贴铝膜的结构特点, 建立了平板的传热模型, 并对未经处理的碳纤维复合材料平板以及在其表面分别粘贴 0.05 mm 和 0.5 mm 铝膜、附着等效直径为 0.08 mm 铜网 4 种不同状态进行了热分析。接着, 通过试验测试获得了不同状态平板结构的等效热导率。试验结果表明, 表面附着铜网/粘贴铝膜可以使面内等效热导率得到不同程度的改善。其中, 在碳纤维复合材料平板表面粘贴 0.5 mm 铝膜效果最好, 其可使结构的等效热导率提升至 41.3 W/(m·K)。最后, 根据试验所得结构等效热导率, 对某空间相机碳纤维桁架进行了热设计。桁架结构热分析结果表明, 单根桁架杆的轴向温差已由 6.8 °C 减小为 0.8 °C, 桁架结构温度均匀性得到显著改善。

关键词: 空间光学相机; 桁架结构; 碳纤维复合材料; 导热增强; 等效热导率

中图分类号: O551.3; V259 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172509.2405

Thermal conductivity enhancement design for carbon-fiber truss of space camera

LIU Guang^{1,2}, GUO Liang^{1*}, HU Ri-cha¹, WU Qing-wen¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*)
* *Corresponding author, E-mail: guoliangciomp@qq.com*

Abstract: As the carbon-fiber reinforced polymer (CFRP) composite material common used for truss structure of space camera has the drawback of low thermal conductivity, great temperature gradient is easily formed in the truss. The method that copper grid was adhered and aluminum film was pasted on the surface of CFRP was proposed to enhance thermal conductivity for carbon-fiber truss of a space camera. Firstly, thermal conductivity model of CFRP was established. Then heat transfer models for four kinds of plates (including bare CFRP plate, two plates respectively pasted aluminum films of 0.05 mm and 0.5 mm, and one plate adhered copper grid with equivalent diameter as 0.08 mm on the

收稿日期: 2016-08-31; 修订日期: 2016-11-14.

基金项目: 中国科学院青年创新促进会资助项目 (No. Y56039Y150)

surface) were established, and corresponding thermal analysis was conducted on the four different states of plates. Then equivalent thermal conductivities of four kinds of plates were obtained through finite element software. Test result indicates; equivalent thermal conductivity could be improved in different degrees through adhering copper grid/pasting aluminum film on the surface of CFRP. Structural equivalent thermal conductivity was increased to 41.3 W/(m·K) to paste aluminum film of 0.5 mm on the plate surface of CFRP. Finally, thermal design was conducted on carbon-fiber truss of a certain space camera according to structural equivalent thermal conductivity in the test. Thermal analysis result of truss structure indicates that axial temperature difference of a single truss rod reduces from 6.8 °C to 0.8 °C, and the temperature uniformity of truss structure is significantly improved.

Key words: space optics camera; truss structure; carbon-fiber composite material; thermal conductivity enhancement; equivalent thermal conductivity

1 引言

桁架结构因具有刚度好、质量轻、在空间展开或拆装方便等诸多优良特性,被广泛应用于大中型空间光学遥感相机支撑结构中^[1-5]。目前,国内外大中型空间相机的支撑桁架结构通常采用碳纤维复合材料(CFRP),然而,其导热性能较差,沿纤维方向的热导率普遍不高^[6-7]。而空间光学传感器一般处于冷黑空间,传感器表面接收的外热流因传感器所在轨道位置及工作模式的不同而时刻变化。因此在桁架结构内部不可避免地会产生较大的温度梯度,结构整体的温度均匀性得不到保障。桁架结构温度水平和温度梯度的变化会导致结构内部产生热应变,进而影响光学系统的成像质量。

学者们一直致力于解决由于空间光学传感器光机结构所用材料热导率低导致的局部温度梯度过大的问题^[7-9]。通常,提高结构等效热导率的方式主要有两种:(1)在结构表面粘贴或包覆高热导率材料,以提高结构的综合导热性能;(2)在材料内部填充高热导率微粒以增强材料的整体导热能力。在碳纤维复合材料内部填充导热微粒可能会对材料自身的力学性能产生影响,而空间相机桁架结构对力学稳定性有极为苛刻的要求,因此通常采用第一种方法。

本文提出在碳纤维复合材料表面附着铜网和粘贴铝膜以提高结构等效热导率,建立了碳纤维复合材料表面附着铜网或粘贴铝膜结构的传热模型,通过对比分析了 4 种结构的热模型仿真结果,

对碳纤维复合材料平板进行了面内等效热导率测试试验。最后根据上述试验测试结果,对某空间相机碳纤维桁架结构进行了热设计和仿真分析。

2 热导率模型与热分析

在碳纤维复合材料平板表面覆盖一层高导热金属材料可以改善结构的综合导热性能,而常规金属导热材料,如铜、铝,都具有相对较高的热导率。为了更好地验证在碳纤维复合材料平板表面附着铜网/粘贴铝膜对其导热性能提高的效果,本文推导出了碳纤维复合材料热导率计算模型,并建立了碳纤维复合材料平板表面附着铜网/粘贴铝膜的传热模型,接着,对结构的面内等效热导率进行了理论分析,结合结构的热模型仿真结果,给出了铝膜厚度变化与面内等效热导率的关系图。

2.1 碳纤维复合材料热导率模型

物体各部分之间不发生相对位移时,仅依靠分子、原子及自由电子等微观粒子的热运动而产生的热能传递称为热传导,简称导热。当温度仅在 x 方向上发生变化时,根据傅里叶(Fourier)定律知^[10],对于 x 方向任意一个厚度为 dx 的微元层,单位时间内通过该微元层的导热热量与当地的温度变化率以及该微元层的面积 dS 成正比,其比例系数即为导热系数:

$$Q = -\lambda \frac{dT}{dx} dS, \quad (1)$$

式中: Q 为热流量,单位为 W, $\frac{dT}{dx}$ 表示与面积 dS 相垂直的方向上的温度梯度,“ $-$ ”号表示热量由

高温区域流向低温区域, λ 是热导率, 表征物体导热能力的大小, 单位为 $W/(m \cdot K)$ 。

碳纤维复合材料通常由碳纤维和聚合物基体构成, 因此材料的热导率主要取决于碳纤维热导率、基体热导率以及碳纤维在基体中的分布情况。一般而言, 碳纤维复合材料的物理属性因其铺层方式的不同呈现出各向异性, 其面内(轴向)方向和厚度方向上的热导率差异较大。Pilling^[11]认为, 对于单向碳纤维复合材料, 其任意方向的面内热导率具有以下形式:

$$\lambda_c^\theta = \lambda_c^p \cos^2 \theta + \lambda_c^t \sin^2 \theta, \quad (2)$$

式中: λ_c^p 为单向碳纤维复合材料平行于纤维方向的热导率, λ_c^t 为单向碳纤维复合材料垂直于纤维方向的热导率, λ_c^θ 为单向碳纤维复合材料在面内与纤维方向夹角为 θ 的待测方向的热导率。对于双向层合板碳纤维复合材料, 与待测方向夹角为 θ 和 φ 的纤维铺层数目分别为 n_1 、 n_2 , 则层合板材料在待测方向的热导率表达式为:

$$\lambda_c^{\theta, \varphi} = \rho_\theta (\lambda_c^p \cos^2 \theta + \lambda_c^t \sin^2 \theta) + \rho_\varphi (\lambda_c^p \cos^2 \varphi + \lambda_c^t \sin^2 \varphi), \quad (3)$$

其中 ρ_θ 、 ρ_φ 分别表示不同铺层的铺层比:

$$\rho_\theta = \frac{n_1}{n_1 + n_2}, \quad (4)$$

$$\rho_\varphi = \frac{n_2}{n_1 + n_2}. \quad (5)$$

本文碳纤维复合材料所用碳纤维和环氧树脂的热导率分别为 $9.38 W/(m \cdot K)$ 、 $0.19 W/(m \cdot K)$, 单层纤维的体积分数为 55.7% , 由 Searle^[12] 的条状模型可计算出单层碳纤维复合材料沿待测方向的热导率为 $\lambda_c^p = 5.31 W/(m \cdot K)$ 。碳纤维体中, 纤维铺层方向与待测方向的夹角为 $\theta = \varphi = 15^\circ$, 取碳纤维复合材料垂直于待测方向的热导率 $\lambda_c^t = 0.6 W/(m \cdot K)$ 。由于纤维体中各铺层均匀交错铺设, 因此有 $n_1 = n_2$ 。由式(3)可得碳纤维体的面内热导率计算值为 $\lambda_c^i = 4.99 W/(m \cdot K)$ 。

2.2 表面附着铜网/粘贴铝膜热导率模型

本文所涉及的未经任何处理的碳纤维复合材料平板以及表面附着铜网/粘贴铝膜的碳纤维复合材料平板结构中的碳纤维复合材料尺寸为 $500 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$; 粘贴的铝膜厚度分为 0.5 mm 和 0.05 mm 两种不同规格; 附着铜网的等效直径为 $\Phi 0.08 \text{ mm}$, 平行长度方向内铜丝数目为 182 根。

为研究在碳纤维复合材料表面附着铜网/粘贴铝膜对结构综合导热性能的影响, 需获取结构在稳态传热时的面内等效热导率。因此可以将结构的稳态传热模型假定为铜网/铝膜与碳纤维复合材料并联, 根据定义式(1), 有:

$$\lambda_{\text{eff}} \frac{dT}{dx} dS = \lambda_1^i \frac{dT}{dx} dS_1 + \lambda_2 \frac{dT}{dx} dS_2, \quad (6)$$

式中: λ_1^i 为碳纤维复合材料的轴向(面内)热导率, λ_2 为铜网/铝膜的热导率, λ_{eff} 为附着铜网/粘贴铝膜碳纤维复合材料平板的面内等效热导率, dS_1 、 dS_2 分别为碳纤维复合材料和铜网/铝膜材料的横截面积, dS 为附着铜网/粘贴铝膜后碳纤维复合材料平板的横截面积, 显然:

$$\begin{aligned} dS_1 + dS_2 &= dS, \\ v_1 &= dS_1 / dS, \\ v_2 &= dS_2 / dS \\ v_1 + v_2 &= 1, \end{aligned} \quad (7)$$

式中: v_1 、 v_2 分别为碳纤维复合材料和铜网/铝膜材料的体积分数, 则式(6)可以写成:

$$\lambda_{\text{eff}} = v_1 \lambda_1^i + (1 - v_1) \lambda_2. \quad (8)$$

2.3 热分析

由于在理论分析时对模型进行了一系列的简化, 为充分验证理论分析的正确性, 本文利用热分析软件对 4 种不同状态下的碳纤维复合材料平板试样热模型进行了仿真分析。由于仿真软件无法对碳纤维复合材料不同铺层进行复杂传热分析, 因此在模拟碳纤维复合材料各向异性时, 将碳纤维复合材料的热导率等效简化为沿 3 个正交方向上的等效热导率 λ_l 、 λ_w 、 λ_t 。3 个方向分别为试件的长度、宽度以及厚度方向。模拟计算中碳纤维复合材料平板采用体单元, 铜网或者铝膜采用壳单元, 各材料所涉及的热物性参数如表 1 所示。模拟过程中对流换热和辐射换热的影响不计, 在平板试样的一端施加指定的加热功率, 另一端温度边界值设置为 25°C 。

表 1 材料热物性参数

Tab. 1 Thermal parameters of different materials

材料名称	密度 $/(kg \cdot m^{-3})$	比热容 $/(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$	热导率 $/(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$
碳纤维	1 600	1 000	$\lambda_l = 4.99,$ $\lambda_w = \lambda_t = 0.6$
纯铝	2 700	902	236
纯铜	8 390	386	398

表面粘贴 0.5 mm 铝膜碳纤维复合材料平板的温度分布云图如图 1(彩图见期刊电子版)所示,平板在其他 3 种状态下的温度分布规律与图 1 相同。根据仿真分析结果可以得到,不同状态下碳纤维复合材料平板沿长度方向的最大温差,如表 2 所示。从表 2 中数据均可以看出,在碳纤维复合材料平板表面粘贴铝膜和附着铜网均可以不同程度地改善碳纤维复合材料平板的导热性能,减小平板沿长度方向上的温差,提高平板整体温度均匀性。其中,表面粘贴 0.5 mm 铝膜可以显著改善平板的综合导热性能,而表面附着等效直径为 0.08 mm 铜网则对平板等效热导率提升幅度相对较小。

将试样结构参数、施加的加热功率及由仿真得到的温度梯度数据代入式(1),可以计算出仿真模型的面内等效热导率。为进一步研究在碳纤维复合材料表面粘贴不同厚度的铝膜对平板面内等效热导率的提升效果,对铝膜厚度为 0.01 ~ 0.5 mm 的区间内进行多次仿真分析,并逐次计算其面内等效热导率。

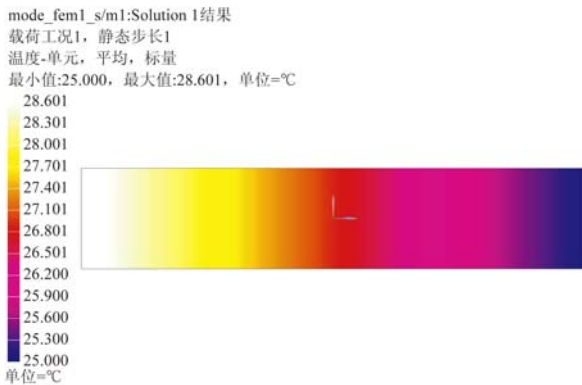


图 1 粘贴 0.5 mm 铝膜碳纤维复合材料平板温度分布
Fig. 1 Temperature distribution of CFRP plate with 0.5 mm aluminum film

表 2 4 种不同状态下碳纤维复合材料平板最大温差

Tab. 2 Maximum temperature differences of CFRP plates under four different states

碳纤维平板状态	最大温差/°C
未经处理	38.5
附着铜网	33.6
粘贴 0.05 mm 铝膜层	15.7
粘贴 0.5 mm 铝膜层	3.6

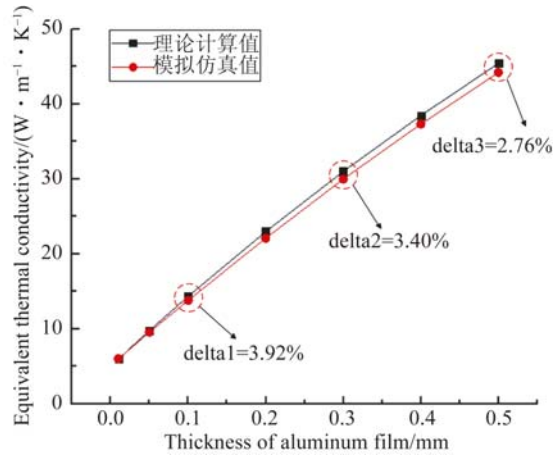


图 2 铝膜厚度与等效热导率关系

Fig. 2 Relationship between equivalent thermal conductivity and thickness of aluminum film

图 2 为在不同铝膜厚度下,由理论计算和仿真模拟得到的碳纤维复合材料平板面内等效热导率。从图中可以看出理论计算值与仿真模拟值比较吻合。但在实际传热过程中,铝膜和碳纤维复合材料之间必然会发生热量交换。一部分热量会先沿着厚度方向由铝膜传给碳纤维复合材料,然后二者共同沿长度方向传导,结构的稳态传热模型并不严格等价于两种材料并联。另外,由于仿真过程中,碳纤维复合材料与铝膜层之间的热耦合系数是根据工程经验设定的,与实际情况有一定偏差。因此理论分析结果和仿真结果间存在一定的误差,而且该相对误差随着铝膜厚度的增加呈减小趋势。

3 试验与误差分析

为验证理论分析和仿真分析结果的正确性,以及在碳纤维复合材料平板表面附着铜网/粘贴铝膜对碳纤维复合材料导热增强的实际效果,本文进行了碳纤维复合材料平板面内等效热导率测试试验。一般来说,测试材料热导率的方法有很多种,主要分为稳态法和瞬态法,稳态法的测量精度高,但是测量时间较长;瞬态法的测量时间较短,但测量精度相对较低^[13-15]。考虑到碳纤维复合材料自身热导率较低,为准确获得平板试件的面内等效热导率,本试验采用稳态法。由式(1)可以得到材料热导率的表达式为:

$$\lambda = - \frac{Q dx}{dSdT} \tag{9}$$

由式(9)可知,要测量碳纤维复合材料平板的热导率,需要知道通过材料的热流量以及材料内部的温度梯度。为减少不确定因素对试验测量结果的影响,测试过程中必须严格提供一维热流,并且要严格控制周围环境引起的热损失。试验在常温室室内水平工作台上完成,主要试验设备包括:计算机、ITECH 可编程直流电源、KEITHLEY 温度数据采集仪、SHIMADEN 零度恒温仪、多功能数字万用表等。

为保证试验中提供一维热流,如图 3 所示,在待测平板的左端,用硅橡胶将尺寸规格为 100 mm × 50 mm 的 2 片薄膜型电阻加热片对称粘贴于待测平板的上、下表面,粘贴过程中确保加热片的左边缘与平板左端面对齐,且要保证加热片与平板之间的硅橡胶涂敷均匀。待硅橡胶固化后,将热电偶测温传感器粘贴在图 3 相应测点上。

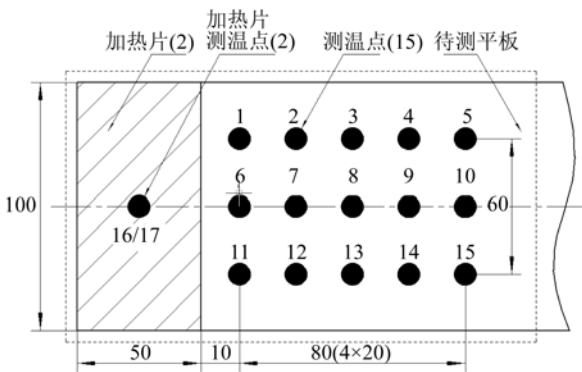


图 3 测温点和加热片布置

Fig. 3 Arrangement of temperature measurement points and heat chips

试验过程中为减小热量损失对热导率测试结果的影响,采取了如图 4 所示的双层隔热处理方案,具体做法是:(1)尽量减少试验中加热和测温区域的面积,测温点应尽可能布置在靠近加热片端的小区域内;(2)沿待测平板四周用热导率极低的保温材料—聚氨酯泡沫进行包覆,包覆过程中尽可能避免导致热量由聚氨酯泡沫散失;(3)用双面镀铝聚酯薄膜再将上述已经用聚氨酯泡沫包覆的待测平板四周包覆严密;(4)重复上述两个步骤再进行一次包覆。为避免残留在包覆层中的空气在试验过程中形成对流,在对每一层进行包覆时应严格确保密封性,并尽可能地将里面的空气排出。其中,使用聚氨酯泡沫包覆的主要区域为

图 3 中的虚线部分。测试时,加热片产生的热量将最终通过平板非包覆区散失到空气中。为保证热流严格地沿着待测平板的面内方向传导,应精确控制上、下加热片所施加的功耗,确保两者一致。试验测量共需对 3 种不同状态下的平板进行温度测试,当 1 h 内温度变化量小于 0.1 °C 时即认为达到稳定状态,记录各测温点的温度数据,关闭实验仪器停止试验。

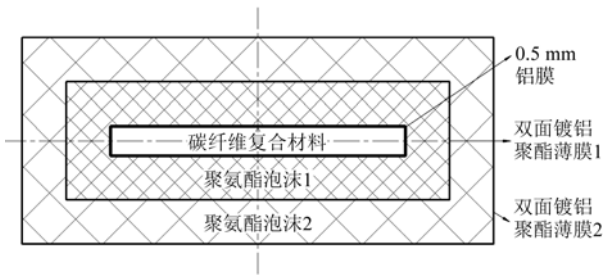


图 4 0.5 mm 铝膜试验平板包覆状态下截面示意图

Fig. 4 Cross-section schematic of package state of carbon fiber composites plate with 0.5 mm aluminum film

实验中尽管采取了双层隔热处理方案,但仍有一部分热量在热量传递过程中散失,如果计算过程中直接忽略试样平板侧面的热量损失,将影响最终热导率计算的准确度。本文通过分析试验方案和结果数据,提出一种考虑侧面热流量损失的修正计算方法:沿平板长度方向选定中间组测温点,假定相邻两测温点(第 $i, i+1$ 号测温点, $i=1, 2, 3, 4$) 之间通过平板侧面的热量损失为 $\Delta Q_{j+i-1, j+i}$ (为任意 1 组测温点中最靠近加热片的测温点编号, $j=1, 6, 11$), 可以近似认为其值是通过第 i 号测温点截面的热流量与通过第 $i+1$ 号测温点截面的热流量之差,其计算公式为:

$$\Delta Q_{j+i-1, j+i} = Q_{j+i-1} - Q_{j+i}. \quad (10)$$

将式(1)代入式(10),整理得:

$$\Delta Q_{j+i-1, j+i} = \lambda S \frac{dT_{j, j+i-1}}{dx_{j, j+i-1}} - \lambda S \frac{dT_{j, j+i}}{dx_{j, j+i}} = \lambda S \left[\frac{dT_{j, j+i-1}}{dx_{j, j+i-1}} - \frac{dT_{j, j+i}}{dx_{j, j+i}} \right]. \quad (11)$$

将侧面热损失从总热流量中剔除,即可近似得到通过第 i 和第 $i+1$ 段的实际热流量,进而修正得到:

$$Q - \Delta Q_{j+i-1, j+i} = \lambda S \frac{dT_{j+i-1, j+i}}{dx_{j+i-1, j+i}}. \quad (12)$$

鉴于通过平板的热流量 Q 为施加于平板上、下表面加热片功率 Q_1, Q_2 之和,再结合由式(11)、

式(12),化简整理可得最终热导率计算公式为:

$$\lambda = \frac{Q_1 + Q_2}{S} \left(\frac{dT_{j,j+i-1}}{dx_{j,j+i-1}} - \frac{dT_{j,j+i}}{dx_{j,j+i}} + \frac{dT_{j+i-1,j+i}}{dx_{j+i-1,j+i}} \right)^{-1} \quad (13)$$

根据式(8)和式(13)可以分别计算出由理论分析和实验测试得到的不同状态下碳纤维平板的等效热导率值,并列于表 3。由表 3 可以看出,试验结果与仿真结果基本吻合,试验结果可信。

表 3 试验结果与仿真结果对比

Tab. 3 Comparison of thermal test results and thermal simulation analysis results

碳纤维平板状态	质量增加/g	等效热导率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)		
		理论计算值	仿真分析值	试验测试值
附着铜网碳纤维平板	6.9	5.9	5.7	5.3
粘贴 0.05 mm 铝膜层碳纤维平板	14.3	9.8	9.5	9.2
粘贴 0.5 mm 铝膜层碳纤维平板	144.7	45.4	43.2	41.3

试验结果表明,粘贴 0.05 mm 和 0.5 mm 铝膜层可将碳纤维复合材料平板热导率由理论计算值 4.99 W/(m·K)分别提升至 9.2 W/(m·K)和 41.3 W/(m·K)。而在碳纤维复合材料平板表面附着等效直径为 $\Phi 0.08$ mm 的铜网对材料的热导率提升效果则相对较差。分析可知这主要与铜网在材料表面的排布方式、疏密程度以及粘贴工艺有关。此外,无论是附着铜网还是粘贴铝膜都会使结构的整体重量有一定程度的增加,但由于金属铝的密度相对较低,表面粘贴 0.05 mm 铝膜的碳纤维复合材料平板重量仅增加了 14.3 g。

通过对比分析还可以看出,试验获得的平板结构面内等效热导率与理论计算值和仿真分析值均存在着一定的误差。其中对于仿真分析值与理论计算值的误差前文已经进行了分析。试验测试值与仿真分析值存在误差的主要原因是试验实施过程中,尽管对待测平板做了严密包覆,但仍有少量热量由最外层聚氨酯泡沫通过对流和辐射方式散失到环境中去,其影响可近似表达为:

$$\Delta Q_{\text{con}} = hS'(T_{\text{surface}} - T_{\text{ambient}}), \quad (14)$$

$$\Delta Q_{\text{rad}} = \sigma S'(T_{\text{surface}}^4 - T_{\text{ambient}}^4), \quad (15)$$

式中: ΔQ_{con} 、 ΔQ_{rad} 分别为由对流和辐射引起的热量损失, h 为对流换热系数,单位是 W/(m²·K), σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数,一般取 5.67×10^{-8} W/(m²·K⁴), S' 为聚氨酯泡沫与环境接触的表面积, T_{surface} 、 T_{ambient} 分别为聚氨酯泡沫外表面的平均开尔文温度。

4 碳纤维桁架结构热设计及仿真

根据能量守恒原理有,物体在某种特定环境下的热平衡,就是在单位时间内周围环境施加于该物体的热量与物体自身所产生的热量之和,即应该等于该物体向环境空间排散的热量与物体自身的内能变化之和。这个热平衡条件确定了该时刻物体的温度水平。空间光学遥感器在宇宙空间的热平衡温度的确定也如此。空间相机在轨运行时,桁架结构的温度取决于宇宙空间热环境、主动热控施加的热功耗以及其它结构件对桁架的热传递^[16]。

桁架结构作为空间相机光学系统的支撑结构,任何由于结构热变形而引起的镜组间隔变化、偏心、倾斜等问题都会影响光学系统的成像质量。为保证光学系统成像质量,要求桁架结构的内部温差不超过 1 °C。其中,单根桁架杆的主要结构参数为:内径 $\Phi 90$ mm,外径 $\Phi 100$ mm,杆长 1 200 mm。

为减小桁架结构内部的温差,保证桁架结构处于热设计要求的温度水平内,在桁架杆外表面包覆多层隔热组件。多层隔热组件的外表面均涂有低发射率的热控涂层,以减小遮光筒和蒙皮温度变化对其带来的影响。每一根桁架杆由一路加热回路与一路测温回路构成,每路加热回路由 3 片加热片串联组成,加热片的位置分布如图 5 所示。

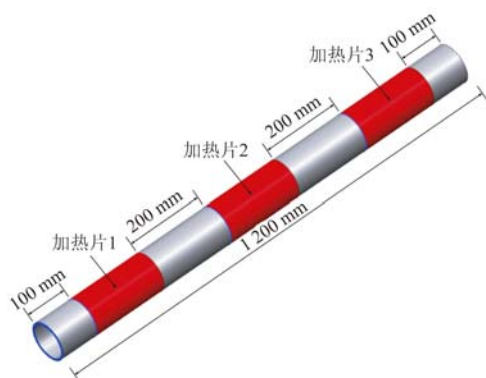


图 5 桁架杆加热片位置分布图

Fig. 5 Distribution diagram of truss heater chips



图 6 等效热导率为 41.3 W/(m·K) 的单根桁架杆温度分布
Fig. 6 Temperature distribution of single truss with equivalent thermal conductivity of 41.3 W/(m·K)

为更好地验证热设计的合理性,利用热分析软件对碳纤维桁架结构在不同面内等效热导率情况下进行了仿真分析。碳纤维桁架结构位于蒙皮和光阑的“夹层”之中,其热环境主要取决于二者,而其它结构件以及空间冷黑环境对其温度的影响较小。蒙皮温度范围为 5~35 °C,光阑温度设置为-20 °C。当桁架结构的面内等效热导率为 41.3 W/(m·K) 时,单根桁架杆的温度分布如图 6(彩图见期刊电子版)所示。由图 6 可知,单根桁架杆的温度最大值和最小值分别为 20.677 °C、19.870 °C,最大温差控制在 0.8 °C,温度均匀性良好。不同等效热导率下单根碳纤维桁架杆的最大

温差对比如表 4 所示。由表 4 可以看出,结构面内等效热导率的提高对桁架杆整体温度均匀性有明显改善,当桁架结构热导率由 4.99 W/(m·K) 提升到 41.3 W/(m·K) 时,单根桁架杆的轴向温差则由 6.8 °C 减小到 0.8 °C,温度梯度得到了有效控制。

表 4 不同等效热导率下桁架杆最大温差

Tab. 4 Maximum temperature difference of truss at different equivalent thermal conductivities

等效热导率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	最大温差/°C
4.99	6.8
5.30	6.2
9.20	2.5
41.30	0.8

5 结 论

针对空间光学遥感器支撑桁架所用材料热导率低、易造成局部温度梯度过大的问题,提出通过在碳纤维复合材料表面附着铜网/粘贴铝膜等措施,以提高结构综合传热性能。分别对粘贴 0.05 mm 和 0.5 mm 铝膜的碳纤维复合材料以及附着等效直径为 0.08 mm 铜网的碳纤维复合材料进行理论建模、仿真分析和试验验证。结果表明碳纤维复合材料的导热性能得到不同程度的改善。其中,在碳纤维复合材料表面粘贴 0.05 mm 和 0.5 mm 铝膜时碳纤维复合材料平板的等效热导率分别提升至 9.2 W/(m·K) 和 41.3 W/(m·K)。结构等效热导率的大幅提升能显著减小结构内部温度梯度,改善结构整体温度均匀性,更好地满足热控设计指标。对桁架结构的仿真分析表明,桁架杆等效热导率提升后,单根桁架杆的轴向温差由 6.8 °C 减小到 0.8 °C,桁架结构整体温度均匀性得到显著改善。

参考文献:

[1] 范斌,王艳. 国外长焦距高分辨率遥感相机桁架结构研究[J]. 航天器返回与遥感, 2008, 29(2): 35-41.
FAN B, WANG Y. Research on truss structure of foreign remote-sensing cameras with long focal length and

high resolution [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2008, 29(2):35-41. (in Chinese)
[2] 章令晖,李甲中,王琦洁,等. 航天器用复合材料桁架结构研究进展[J]. 纤维复合材料, 2013, 30(4):62-68.
ZHANG L H, LI J SH, WANG Q J, et al.. The progress of research on composite truss for spacecraft [J].

- Fiber Composites*, 2013, 30(4):62-68. (in Chinese)
- [3] DAVID G. *Spacecraft Thermal Control Handbook-Volume I: Fundamental Technologies* [M]. (2nd edition), EI Segundo: The Aerospace Press.
- [4] GALLAGHER D, BERGSTROM J, DAY J, *et al.*. Overview of the optical design and performance of the high resolution science imaging experiment (HiRISE) [C]. *Proc SPIE*, 2005 *Bellingham, WA: SPIE*, 2005:198-207J.
- [5] BRET-DIBAT T, ALBOUYS V, BERTHON J, *et al.*. Tests of a high resolution three mirrors anastigmat telescope [J]. *SPIE*, 1999, 3870:126-137.
- [6] MANOCHA L M, WARRIER A, MANOCHA S, *et al.*. Thermophysical properties of densified pitch based carbon/carbon materials-I. unidirectional composites [J]. *Carbon*, 2006, 44:480.
- [7] 孔林, 王栋, 姚劲松, 等. 轻型空间相机支撑桁架的精确控温[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(3):712-719.
KONG L, WANG D, YAO J S, *et al.*. Precision temperature control for supporting trusses of lightweight space cameras [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3):712-719. (in Chinese)
- [8] 吴清文, 王领华, 杨献伟, 等. 炭/炭复合材料在空间光学遥感器热控制中的应用[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(9):1984-1990.
WU Q W, WANG L H, YANG X W, *et al.*. Application of carbon-carbon composites to thermal control of space optical instrument [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(9):1984-1990. (in Chinese)
- [9] 崔岩, 李丽富, 李景林, 等. 制备空间光机结构件的高体份 SiC/Al 复合材料[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(8):1175-1180.
CUI Y, LI L F, LI J L, *et al.*. High volume frac-
- tion SiC/Al composites for space-based optomechanical structures [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8):1175-1180. (in Chinese)
- [10] BERGMAN T L, INCROPERA F P, DEWITT D P, *et al.*. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer* [M]. John Wiley & Sons, 2011.
- [11] PILLING M W, YATES B, BLACK M A, *et al.*. The thermal conductivity of carbon fibre-reinforced composites [J]. *J MaterSci*, 1979, 14: 1326.
- [12] 李仕通, 彭超义, 刑素丽, 等. 导热型碳纤维增强聚合物基复合材料的研究进展[J]. *材料导报 A: 综述篇*, 2012, 26(7):79-84.
LI SH T, PENG CH Y, XING S L, *et al.*. Research progress on thermal conductivity of carbon fiber reinforced polymer matrix composites [J]. *Materials Review*, 2012, 26(7):79-84. (in Chinese)
- [13] 胡芄, 陈则韶. 量热技术和热物理性测定[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009.
HU P, CHEN Z SH. *Calorimetry and Thermal Properties Measurement* [M]. Hefei: China University of Science & Technology Press, 2009. (in Chinese)
- [14] KRAEMER D, CHEN G. A simple differential steady-state method to measure the thermal conductivity of solid bulk materials with high accuracy [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2014, 85(2):025108.
- [15] TRITT, TERRY M. *Thermal Conductivity: Theory, Properties, and Applications* [M]. Springer Science & Business Media, 2005.
- [16] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
HOU Z Q, HU J G. *Spacecraft Thermal Control-Fundamentals and Application* [M]. Beijing: China Science & Technology Press, 2007. (in Chinese)

作者简介:



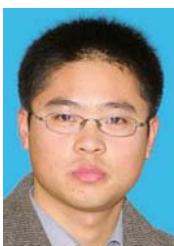
刘光(1991—),男,江西赣州人,博士研究生,2014年于东北大学获得工学学士学位,主要从事空间光学遥感器光机热集成分析与主动光学技术方面的研究。E-mail: liuguang14@mails.ucas.ac.cn

导师简介:



吴清文(1968—),男,四川简阳人,研究员,博士生导师,1991年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1994年、1997年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,主要从事光学精密仪器 CAD/CAE 研究和空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn

通讯作者:



郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,博士,副研究员,硕士生导师,2004年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,2013年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事传热传质学研究、航空/航天光学遥感器热控制技术研究。E-mail: guoliangciomp@qq.com