

文章编号 1004-924X(2012)09-1984-07

炭/炭复合材料在空间光学遥感器热控制中的应用

吴清文*, 王领华^{1,2*}, 杨献伟¹, 江帆¹, 郭亮^{1,2}, 陈立恒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 研究生院, 北京 100039)

摘要: 提出在金属表面粘贴炭/炭复合材料来解决空间光学遥感器光机结构材料导热率低、温度梯度较大的问题。概述了炭/炭复合材料的基本特点并建立了钢板表面粘贴炭/炭复合材料的热传导数学模型。对钢板的裸板和单面分别贴 0.5 mm 和 2 mm 复合材料的 3 种状态进行了理论分析与温度测试试验, 获得了钢板在 3 种状态下的等效热导率。利用 IDEAS-TMG 有限元软件对模型进行了仿真分析并对钢板在上述 3 种状态下的传热性能进行了比较。对比结果显示, 粘贴炭/炭复合材料能很好地改善钢板的传热性能。最后, 将 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料应用于低热导率的星敏传感器安装支架(材料为 TC4)的热控, 并对星敏传感器支架粘贴炭/炭复合材料前后两种情况进行了温度测试试验。试验结果显示, 表面粘贴炭/炭复合材料后, 星敏传感器支架测点温差由 28 °C 减小为 5 °C, 提高了星敏传感器支架温度均匀性, 表明该措施对改善空间光学遥感器上低热导率结构件的温度梯度很有意义。

关键词: 空间光学遥感器; 炭/炭复合材料; 温度梯度; 热导率; 星敏传感器支架

中图分类号: V448. 22; V259 **文献标识码:** A **doi:** 10. 3788/OPE. 20122009. 1984

Application of carbon-carbon composites to thermal control of space optical instrument

WU Qing-wen*, WANG Ling-hua^{1,2*}, YANG Xian-wei¹, JIANG Fan¹, GUO Liang^{1,2}, CHEN Li-heng¹

(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)

* Corresponding author, E-mail: wuqw@ciomp. ac. cn

Abstract: In order to improve the thermal conductivity of materials and decrease the temperature gradient of a space optical remote sensor, the carbon-carbon composites were pasted on the metal surface. The characteristics of carbon-carbon composites were introduced and the heat transfer models of one bare steel plate and two pasted plates with carbon-carbon composites in the thicknesses of 0.5 mm and 2 mm respectively were established. The three heat transfer states of the steel plates were calculated and experimented, and their equivalent thermal conductivities were obtained. The models were simulated by using the finite element model IDEAS-TMG and the heat transfer properties of three kinds of plates mentioned above were compared. Results is shown that the carbon-carbon composites could improve the temperature uniformity of the plates. Finally, the carbon-carbon composites were applied to a TC4 star-tracker bracket of a star sensor, and the temperature difference between the assembly area

收稿日期: 2012-02-03; 修订日期: 2012-04-01.

基金项目: 国家重大工程资助项目

and the radiator was tested. The tested results indicate that it is 28 °C and 5 °C, respectively, for the bare bracket and the one with 0.5 mm-thick carbon-carbon composites on the inner and outer sides. The tested result illuminates that the thermal conductivity of the bracket of the star-tracker is improved and its temperature gradient is reduced effectively. This method could give some guidances and references for the thermal design of other space optical instruments with great temperature gradients.

Key words: space optical remote sensor; carbon-carbon composite; temperature gradient; thermal conductivity; star-tracker bracket

1 引言

炭/炭复合材料是指用碳纤维或石墨纤维为增强材料,以炭化、石墨化的树脂或用化学气相沉积的炭作为基体的一种新型复合材料。炭/炭复合材料以其低密度、高模量、高导热性、低膨胀系数、高强度耐高温等性能,成为90年代中期以来研制高导热材料的热点材料之一^[1-5],目前被广泛应用于航空、航天、航海、核能、医用、军工等领域,如航天飞机的机翼前缘、头部保护涂层,飞机发动机机尾喷管、涡轮叶片,热核反应堆的热控系统,航天光学遥感器的遮光镜筒等^[6]。然而,炭/炭复合材料在空间光学遥感器等温化设计方面中的应用在国内文献中还未见报道,本文将炭/炭复合材料应用于空间光学遥感器的等温化设计,并对其进行了理论分析及试验验证,得到了满意的结果。

由于炭/炭复合材料制造成本高,高温下容易氧化,且机械性能劣于金属材料,而空间遥感器一般都在冷黑空间等恶劣环境中工作,因此在空间光学遥感器的镜筒组件等结构选材中很少使用炭/炭复合材料,而是经常选用强度高、耐腐蚀性好、耐热性高、线膨胀系数小的钛合金材料^[7]。常用钛合金材料的热传导率为8.8 W/(m·K),因此使用钛合金件不可避免地会带来器件的温度梯度较大的问题,这也是一直困扰着空间光学遥感器热控工作者的一大难题。

为了解决空间光学遥感器局部温度梯度较大的问题,本文通过建立钢板表面粘贴炭/炭复合材料的数学模型,对其进行了温度测试试验,并利用IDEAS-TMG有限元软件对其进行了仿真分析。此外,在某型相机的星敏传感器支架表面粘贴炭/炭复合材料,并对其进行了温度测试试验。试验结果显示,表面粘贴炭/炭复合材料很大程度地改善

了空间遥感器光机结构温度梯度较大的问题,通过在金属表面粘贴炭/炭复合材料的方法来提高其传热性能,对空间光学遥感器及地面设备解决温度梯度较大的问题有很好的借鉴意义,适用于结构的等温化设计。

2 炭/炭复合材料的特点

炭/炭复合材料是一种介于乱层结构与石墨晶体之间的材料,其导热主要由晶格振动引起。炭/炭复合材料的热导率受碳纤维、炭基体、热处理、温度和比热容等的影响,目前,中科院山西煤炭化学研究所针对空间飞行器及其部件高效、轻质的热控技术要求,开展了炭基复合材料的研发工作,并且已经研制出一种低密度、高强度、高导热率的柔性石墨薄膜,其导热率可达630 W/(m·K),另一种炭/炭复合材料的研制也取得了一定的成果,其中短切炭-炭复合材料的导热率可达385 W/(m·K),与铜的导热率相当,而其密度为1.35 g/cm³,比铜小了6.6倍。因此,炭/炭复合材料在空间光学遥感器的等温化设计中有着广泛的应用前景^[8]。表1列出了几种材料的导热性能参数。

表1 常温下几种金属材料 and 不同厚度的炭/炭复合材料的热导率

Tab. 1 Thermal conductivity of different materials at normal temperature

序号	材料	热导率(W/(m·K))
1	钢(45#)	50.2
2	钛合金(TC ₄)	5.44
3	0.5 mm厚的炭/炭复合材料	350~400(参考)
4	2 mm厚的炭/炭复合材料	330~380(参考)

3 金属表面粘炭/炭复合材料传热机理

由于炭/炭复合材料的热导率高及厚度小等特点,因此将其粘贴在金属表面以便改变结构的导热性能具有广阔的应用前景^[9]。为了更好地验证金属表面粘贴炭/炭复合材料对提高其传热性能的影响,获得金属与炭/炭复合材料组合结构的等效热导率,首先建立了钢板表面粘贴炭/炭复合材料这一简单的物理模型,并对其进行了试验验证和仿真分析。然后将炭/炭复合材料实施于某型相机星敏感器支架的表面,并对其进行了温度测试实验。

3.1 钢表面粘贴炭/炭复合材料的数学模型

钢板表面粘贴炭/炭复合材料的结构中,取钢板尺寸为 200 mm×20 mm×5 mm,两种炭/炭复合材料尺寸分别为 105 mm×20 mm×2 mm 和 105 mm×20 mm×0.5 mm,如图 1 所示。

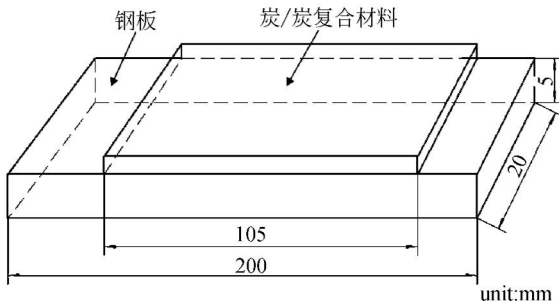


图 1 钢板表面贴炭/炭复合材料示意图

Fig. 1 Schematic diagram of steel plate pasted carbon-carbon composites

金属表面贴炭/炭复合材料主要用来提高结构的导热性能。物体各部分之间不发生相对位移时,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量传递称为导热。例如,固体内部热量从温度较高的部分传递到温度较低的部分,以及温度较高的固体把热量传递给与之接触的温度较低的另一固体都是导热现象^[10]。一维稳态导热时的傅里叶定律的数学表达式为 $Q = \frac{\lambda A \Delta T}{\delta}$,其中 λ 是热导率,即为表征材料导热性能优劣的参数; A 为传热路径上的横截面积; ΔT 为温差; δ 为传热路径的长度。

实验采用 0.5 和 2 mm 两种不同厚度的炭/炭复合材料,对裸板、贴不同厚度炭/炭复合材料的 2 块钢板等 3 种状态下钢板的等效热导率进行了理论分析及试验验证。当钢板表面贴炭/炭复合材料时,由于需要的是结构在稳态时的等效热导率,因此可以将结构的传热关系近似视为炭/炭复合材料与钢板并联,由并联热阻关系式可得:

$$\frac{1}{R_{\text{total}}} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}, \quad (1)$$

其中: $R = \frac{\delta}{\lambda A}$, 由于长度 δ 一致,则由式(1)可得并联后结构的等效热导率为 $\lambda_{\text{eff}} A = \lambda_1 A_1 + \lambda_2 A_2$, 即:

$$\lambda_{\text{eff}} = \frac{\lambda_1 A_1 + \lambda_2 A_2}{A}. \quad (2)$$

由傅里叶定律可知:

$$Q_1 - Q'_1 = \frac{\lambda_1 A_1 \Delta t_1}{\delta}, \quad (3)$$

$$Q_2 - Q'_2 = \frac{\lambda_2 A_2 \Delta t_2}{\delta}, \quad (4)$$

$$Q_3 - Q'_3 = \frac{\lambda_3 A_3 \Delta t_3}{\delta}, \quad (5)$$

$$Q'_1 = Q'_2 = Q'_3. \quad (6)$$

若能测得钢板在裸板、贴 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料、贴 2 mm 厚的炭/炭复合材料 3 种不同状态下的温差 $\Delta t_1, \Delta t_2, \Delta t_3$, 则联立方程(3)~(6)即可计算得到钢板 3 种状态下的等效热导率 λ_{eff} 。式中, Q_1, Q_2, Q_3 分别为钢板在裸板、贴 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料、贴 2 mm 厚的炭/炭复合材料 3 种不同状态下所加入的功耗; $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 分别为 3 种状态下所对应的等效热导率; Q'_1, Q'_2, Q'_3 为 3 种不同状态下测量温差时所产生的漏热功耗,若忽略自然对流的影响,则系统主要通过辐射漏热,因此为了减小试验误差,保证在每一种状态测温时系统的漏热相当,应尽量使测温点的温度水平在每次测量中保持一致,可近似认为式(6)成立。

3.2 温度测试试验

试验在常温下并在水平测试台上完成,以减小重力作用对测试件纵向温度的影响。主要试验设备有:XSL 系列智能巡回检测报警仪、计算机、数字万用表、工作台和 Agilent 程控电源等。单个试验系统的组成及其相互间的摆放位置关系如图 2 所示。

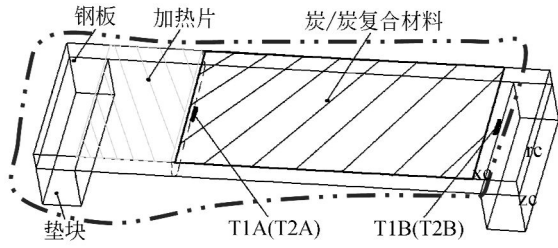


图 2 炭/炭复合材料试验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental system for carbon-carbon composites

两垫块大小一致,保持钢板表面水平,垫块与钢板之间用 502 强力胶粘接,用硅胶将加热片粘贴在钢板的上表面,并将铂电阻粘贴在钢板的下底面。图 2 中双点划线区域用 20 单元的多层隔热组件包覆。

炭/炭复合材料等效热导率测试试验流程如图 3 所示,共需要对 3 种状态下的钢板进行温度测试。考虑到热量在试验件中传输过程的漏热因素会影响所测得的温差,在试验过程中需要严格控制加载到加热片上的功耗,每次测量时确保粘炭/炭复合材料的钢段温度水平相同,即 $(t_1 + t_2) / 2 = C$ (常数)。观察智能巡回检测报警仪显示的温差变化,当温差在 1 h 内变化小于 $0.1\text{ }^\circ\text{C}$ 时为达到稳定状态,并记录此时的温差 Δt 。

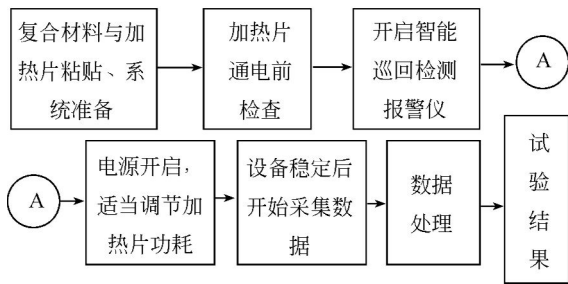


图 3 温度测试试验流程图

Fig. 3 Flow chart of temperature test

根据上述的试验步骤进行了试验,得到了 3 种不同状态下的钢板两端的温差。3 种不同状态下温度测试结果如图 4~6 所示。图中的曲线完整表示了从测量起始到试验结束整个过程中测温点的温度变化曲线,其中测点 T1A、T1B 与图 3.1 中的测点对应。通过测得的实验数据,可以得出贴 0.5 或 2 mm 厚的炭/炭复合材料的两种钢板的导热性能差别,为在低导热率的钛合金星敏感器支架上实施炭/炭复合材料提供参考数据。

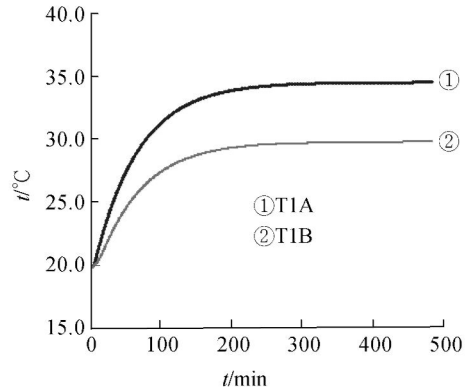


图 4 裸板的温度测试变化曲线

Fig. 4 Test temperature of bare steel plate

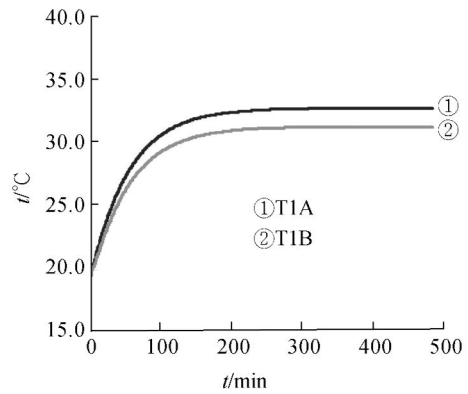


图 5 贴 2 mm 厚炭/炭复合材料后钢板的温度测试变化曲线

Fig. 5 Test temperature of steel plate with 2 mm carbon-carbon composites

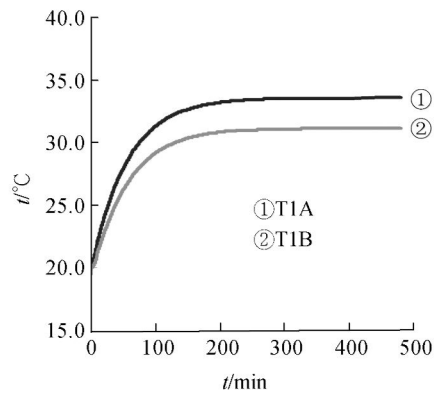


图 6 贴 0.5 mm 厚炭/炭复合材料后钢板的温度测试变化曲线

Fig. 6 Test temperature of steel plate with 0.5 mm carbon-carbon composites

3.3 仿真分析与试验测试结果对比

由于温度测试试验在常温下完成,不同时刻温度会存在微小变化,以及在每次的多层包覆时不能确保完全一致等,存在一些不确定因素,因此不可避免地会产生测量误差,为了对测试结果进行验证,本文利用 IDEAS-TMG 有限元软件对 3 种状态下的钢板进行了仿真分析,仿真结果如图 7 所示,钢板在其他两种状态下的温度分布规律与图 7 相同。试验结果与仿真结果对比见表 2。

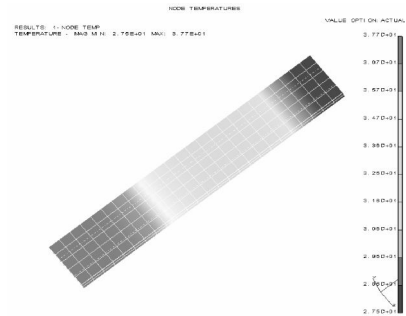


图 7 贴 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料的钢板温度分布
Fig. 7 Temperature image of steel plate with 0.5 mm carbon-carbon composites

表 2 试验结果与仿真结果对比

Tab. 2 Comparison of thermal test and thermal analysis

钢板状态	功耗/W	试验值		仿真值		试验与仿真的 等效热导率 相对差/%
		温差/°C	等效热导率 (W/(m·K))	温差/°C	等效热导率 (W/(m·K))	
裸板	0.524	4.8	47.2	5.4	50.2	6.0
贴 0.5 mm 厚复合材料	0.765	3.7	76.4	4.1	78.4	2.6
贴 2 mm 厚复合材料	0.842	1.9	132.5	2.3	135.9	2.5

由表 2 可以得到,钢板在裸板及表面贴 0.5 和 2 mm 厚的炭/炭复合材料两种状态下的试验结果与仿真结果基本吻合,表明试验结果可信。由于 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料厚度相对较小,工艺实施性较好,因此在条件有限的情况下,为更好地减小结构件的温度梯度,可选择在星敏支架内外表面均贴 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料。

4 星敏传感器支架表面粘贴炭/炭复合材料

由上述结果可知,为减小星敏传感器支架的温度梯度可在低导热率的钛合金星敏传感器支架上实施炭/炭复合材料,内外表面均贴 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料。星敏传感器支架结构如图 8 所示。

为检验 0.5 mm 厚的炭/炭复合材料粘贴在星敏传感器支架表面对星敏传感器支架传热性能的改善作用,在星敏传感器支架上粘贴加热片、热敏电阻和炭/炭复合材料,电缆走线按飞行状态完成,并在星敏传感器支架的内外表面均用 20 单元的多层

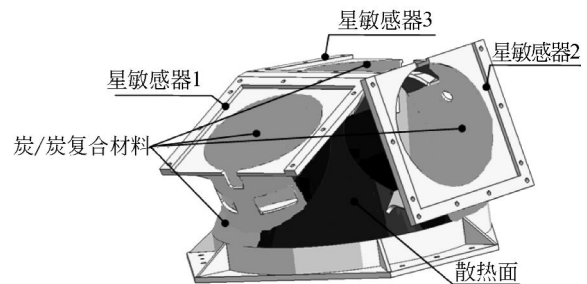


图 8 星敏传感器支架结构图

Fig. 8 Structure image of star-tracker bracket

隔热组件(每单元由 1 层铝膜和 1 层涤纶网组成),对星敏传感器支架粘贴炭/炭复合材料前后进行了温度测试试验。

测试方法:在星敏传感器 3 的安装法兰处加热回路通电(3 W),通过 2 个热电偶分别测试散热面与星敏传感器 3 安装面间的温差。测试设备及方法同钢板表面粘贴炭/炭复合材料材料测温方法一致,测量结果见表 3。

表3 星敏器支架粘贴炭/炭复合材料前后测量结果
Tab.3 Test result of star-tracker bracket before or after
pasted carbon-carbon composites

状态	温差/°C
粘贴炭/炭复合材料前	28
粘贴炭/炭复合材料后	5

此外,炭/炭复合材料具有良好的力学性能^[12],对星敏器支架表面粘贴炭/炭复合材料后的结构进行了工艺级力学试验,试验证明了炭/炭复合材料贴在星敏器支架上能够满足力学稳定性的要求。通过测量结果可知,粘贴炭/炭复合材料后,星敏器支架轴向温差由28℃减小为5℃,星敏器支架的传热性能得到了很大程度的提高,温度梯度明显减小,能够更好地满足热控指标的要求。

5 结 论

为了解决空间光学遥感器局部温度梯度较大

的问题,研究了在金属表面粘贴高导热率的炭/炭复合材料的方法。通过在钢板表面分别粘贴0.5和2mm厚炭/炭复合材料进行数值计算、试验验证及仿真分析,结果显示钢板表面粘贴炭/炭复合材料后能在很大程度上改善其导热性能,0.5较2mm厚的炭/炭复合材料具有更好的传热性能,并且有较好的工艺实施性。在某型相机的星敏器支架上粘贴0.5mm厚炭/炭复合材料,并对其温度测试试验表明,炭/炭复合材料使星敏器支架轴向温差由原来的28℃减小为5℃,很大程度地提高了星敏器支架的传热性能,明显减小了温度梯度,能够更好地满足热控指标的要求。因此在金属表面粘贴具有高导热率的炭/炭复合材料能很好地解决空间光学遥感器光机结构温度梯度较大的问题。该措施对改善空间光学遥感器上低导热率结构件的温度梯度过大问题有很好的借鉴意义,并可进一步推动热控领域对新型材料的探索。

参考文献:

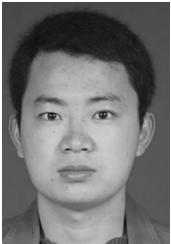
- [1] KACHI T, KATO Y, USHIGOME N, *et al.*. Evaluation of the coating layer formed on the substrate of C/C composites [J]. *Energy Conversion and Management*, 2001, 42:1963-1975.
- [2] OSAMU YAMAMOTO, KAZUYUKI SUGANO, TADASHI SASAMOTO, *et al.*. Reaction of C-C composites with WSi₂ and its effect on thermal conductivity [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2003, 134:197-205.
- [3] 陈洁,熊翔,肖鹏.高导热C/C复合材料的研究进展[J].*材料导报*,2006,20(11):431-434.
CHEN J, XIONG X, XIAO P. Research and development of high-thermal conductivity carbon/carbon composites [J]. *Material Bulletin*, 2006, 20(11): 431-434. (in Chinese)
- [4] 于澍,刘根山,李溪滨,等.炭/炭复合材料导热系数影响因素的研究[J].*稀有金属材料与工程*,2003,32(3):213-215.
YU SH, LIU G SH, LI X B, *et al.*. The main factors on heat conductivity for carbon-carbon composites[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2003,32(3):213-215. (in Chinese)
- [5] 黄宏涛.C/C复合材料[J].*国外金属热处理*,2005,26(3):47-48.
HUANG H T. Carbon-carbon composites [J]. *Guowai Jinshu Rechuli*, 2005, 26(3): 47-48. (in Chinese)
- [6] 郭琛,郭领军,李贺军.C/C复合材料与金属材料的热压连接[J].*炭素技术*,2009,28(5):27-29.
GUO CH, GUO L J, LI H J. Hot pressing joining of carbon/carbon composites to metal [J]. *Carbon Techniques*, 2009,28(5):27-29. (in Chinese)
- [7] 天际.飞亚达钛合金航天表助力“神六”[N].*中国有色金属报*,2005,10(7):3.
TIAN J. Feiyada TC₄ space table helpful “SZ-6” [N]. *Chinese Nonferrous Metals Newspaper*, 2005,10(7):3. (in Chinese)
- [8] 刘涛,罗瑞盈,李进松,等.炭/炭复合材料的热物理性能[J].*炭素技术*,2005,24(5):28-32.
LIU T, LUO R Y, LI J S, *et al.*. Thermophysical properties of carbon/carbon composites [J]. *Carbon Techniques*. 2005,24(5):28-32. (in Chinese)
- [9] CHEN J, XIONG X, XIAO P. The effect of MWNTs on the microstructure of resin carbon and

- thermal conductivity of C/C composites[J]. *Solid State Science*, 2009, 11:1890-1893.
- [10] 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. *Spacecraft Thermal Control* [M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [11] 陈立恒, 徐抒岩. 高分辨率空间相机电控箱热设计 [J]. *光学 精密工程*, 2011, 19(1):70-75.
- CHEN L H, XU SH Y. Thermal design of electric cabinet for high-resolution space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(1):70-75. (in Chinese)
- [12] HONGWEI L, SHIGEYASU A, MICHEL E. Evaluations of thermal shock shear strength of carbon-carbon(C/C) composite by a laser irradiation technique [J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2003, 138:423-428.

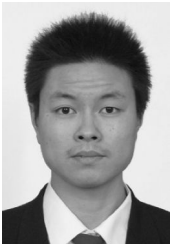
作者简介:



吴清文(1968—), 男, 四川简阳人, 博士, 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 年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获硕士、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



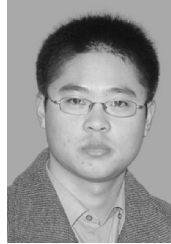
王领华(1987—), 男, 山东潍坊人, 硕士研究生, 主要研究方向为 CAD/CAE/CAM 技术及空间光学遥感器热控制技术。E-mail: panlai@yeah.net



杨献伟(1983—), 男, 河南安阳人, 助理研究员, 2010 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获硕士学位, 主要从事空间光学遥感器热设计及热分析方面的研究。E-mail: yangxianwei521@163.com



江帆(1983—)男, 湖北仙桃人, 研究实习员, 2004 年、2007 年于中国科技大学分别获得学士、硕士学位, 主要从事空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail: gholethe@126.com



郭亮(1982—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 助理研究员, 博士研究生, 2004 年、2006 年于哈尔滨工业大学分别获学士、硕士学位, 主要从事空间光学遥感器的热控制、热分析与热试验技术方面的研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com



陈立恒(1979—), 男, 吉林农安人, 助理研究员, 2002 年、2005 年于吉林大学分别获得学士、硕士学位, 2008 年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位。主要从事空间光学遥感器热控制技术方面的研究。E-mail: chenliheng3@163.com