

## 高体份 SiC/Al 复合材料在星载遥感器中应用

王永宪, 李景林, 许艳军, 陈长征

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:** 高体份 SiC/Al 复合材料因其性能优良而成为新一代星载遥感器的理想结构材料。因星载遥感器设计中材料选择的重要性, 对高体份 SiC/Al 复合材料与常用遥感器结构材料的空间应用综合品质因子进行了比较, 高体份 SiC/Al 复合材料的综合品质因子为 1 687.8, 为传统遥感器结构材料的 5~80 倍。对遥感器的调焦机构支架进行力学分析和测试以及热分析, 结果表明, 高体份 SiC/Al 复合材料是星载遥感器理想的结构材料, 为星载遥感器的设计提供了坚实的保障。

**关键词:** 星载遥感器; 高体份 SiC/Al 复合材料; 模态分析; 热分析

**中图分类号:** V254 ; V447    **文献标志码:** A    **文章编号:** 1007-2276(2011)07-1299-06

## Application of high volume fraction SiC/Al composite material in satellite remote sensor

Wang Yongxian, Li Jinglin, Xu Yanjun, Chen Changzheng

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract:** The high volume fraction SiC/Al composite material has become a new generation of ideal structural material for satellite remote sensor since its excellent performance. The integrated quality factor for space applications of the high volume fraction SiC/Al composite material and commonly used remote sensor structural material were compared due to the importance of the material selection in the design of satellite remote sensor. The integrated quality factor of high volume fraction SiC/Al composites was 1 687.8, which was 5–80 times higher than that of traditional remote sensor structural material. The mechanical and thermal analysis on focusing mechanism bracket of remote sensor were developed. The results show that high volume fraction SiC/Al composite material is an ideal structural material for satellite remote sensor, which provides a solid guarantee for the design of satellite remote sensor.

**Key words:** satellite remote sensor; high volume fraction SiC/Al composite material; modal analysis; thermal analysis

收稿日期: 2010-11-15; 修订日期: 2010-12-13

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划(863-2-5-1-13B)

作者简介: 王永宪(1975-), 男, 博士, 主要从事光学仪器 CAD/CAE 方面的研究。Email: yongxianwang@sina.com

## 0 引言

目前,星载遥感系统在地球资源监测、天文观测、灾害监测及军事侦察等方面已经获得了越来越广泛的应用。星载传感器已成为人类认识自然、探索外层空间的重要工具<sup>[1-5]</sup>。为了保证星载传感器能在恶劣的空间环境下正常工作,各国的科研工作者做了很多的努力和尝试:如利用光学补偿的方法、选用性能更好的镜子材料、光学元件与结构元件的热性能匹配等<sup>[6-7]</sup>。但是,科研人员在结构材料的选择和使用上仍然保留着传统观念,使得新型材料的使用受到了很大的限制。因为传统材料愈发不能满足遥感器系统的轻量化、高性能化及结构/功能一体化技术发展的需求,因此,亟待研制结构/热控一体化的新型材料。而多功能高体份 SiC/Al 复合材料具有高弹性模量、高比模量等优异机械性能,以及低膨胀、高导热、导电等良好的物理性能,故采用该种材料制备某型星载遥感器的调焦结构支架,从而提高了结构稳定性,同时实现遥感器轻量化的目标。

文中利用材料的空间应用综合品质比较的方法对星载遥感器的结构材料进行了选取,在星载遥感器的研制中采用性能卓越的高体份 SiC/Al 复合材料。通过模态分析和实验,表明采用新材料保证了星载遥感器在结构性能上具有高的动态刚度;通过热分析及热平衡实验证明了材料在热性能上具有好的温度均匀性。整个遥感器对空间环境具有很好的适应能力,满足遥感器研制技术的要求。

## 1 星载遥感器环境特点

星载遥感器按不同的工作阶段所经历的环境不同,主要可分为力学环境和空间热环境。星载遥感器光学元件和支撑结构组件的加工、检测、装配都在地面实验室完成。装调后的遥感器在发射前要运到卫星厂房进行安装,最后要到发射场进行总装和调试,运输过程中遥感器为关机状态,运输环境为包装箱内的环境,包装箱设有减振装置,并能保持一定的温度、湿度和大气压力。卫星发射过程中,星载遥感器呈关机状态,要经受冲击振动载荷等作用。发射入轨后,遥感器要在轨道环境下开机工作,轨道上遥感器的飞行惯性与地球的重力相互抵消而形成微重力环

境,同时空间高真空和恶劣的温度环境、空间电磁辐射环境等都会严重影响遥感器的成像状态。

在遥感器的研制中,需要考虑从加工装调到轨道运行所经历的各个环境的影响。提高遥感器的环境适应能力,使其最终能在恶劣的空间环境下稳定、可靠地完成工作,是研制遥感器追求的理想目标。其中最主要的是力学环境和空间轨道环境的适应能力,在遥感器的光机结构设计中主要考虑的两个问题就是遥感器的动静态刚度和温度载荷作用下的尺寸稳定性。结构材料的合理选择是决定遥感器应用成败的关键因素之一。

## 2 遥感器结构材料选择

针对星载遥感器所经历的环境特点,在遥感器的光机结构材料选择中,主要考虑材料的力学性能和热性能两个方面<sup>[8]</sup>。比刚度是材料力学性能的重要衡量方法,是指材料的弹性模量与密度的比值(即  $E/\rho$ ),高比刚度意味着材料具有高弹性模量和低密度。材料的热物理性能主要是指材料的比热容、热膨胀系数及导热系数,这些是影响遥感器成像质量的关键因素。在星载遥感器的研制中,主要追求高导热系数和低膨胀系数两个物理参量。材料的热稳定性即材料的导热系数与热膨胀系数的比值( $\lambda/\alpha$ ),可以作为遥感器材料选择的方法,热稳定越大的材料,空间应用的热适应性越好。材料的各项品质并不均衡,为了综合考虑其性能,用材料的比刚度与热稳定性参数的乘积即  $(E/\rho)(\lambda/\alpha)$  来进行比较,该乘积可以反映材料空间应用的综合品质。通过上面所述的综合品质计算方法,可以根据设计需要对各个材料参数设置相应的权重系数。在遥感器材料的选用中,除了考虑上面的比刚度和热稳定的因素外,还要综合考虑材料的成本、机械加工性能等。

遥感器的支撑结构材料关系到整个遥感器的整体刚度和热稳定性。首先从材料力学特性、热特性方面综合考虑,采用综合品质比较的方法进行选择。表 1 列出了常用的空间结构应用材料,综合品质因数最好的为高体份 SiC/Al 复合材料,其次是殷钢材料。因此,遥感器的调焦机构支架选用高体份 SiC/Al 复合材料。由表 1 可以看出:在综合品质相差不大的情况下,高体份 SiC/Al 复合材料的比刚度比殷钢高近

表 1 主要空间结构材料的性能对比

Tab.1 Comparison of main structural materials in space

No.	Material	Density /g · cm <sup>-3</sup>	Elastic modulus /GPa	Specific stiffness E/ρ	Thermal expansion coefficient α 10 <sup>-6</sup> /K	Heat conduction coefficient/W · m <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup>	Heat capacity /J · kg <sup>-1</sup> · K <sup>-1</sup>	Heat stability λ/α	Synthetic quality (E/ρ) · (λ/α)
1	Al	2.70	68.0	25.19	22.50	167.0	896.0	7.42	186.93
2	TC <sup>4</sup>	4.40	114.0	25.91	9.10	7.40	611.0	0.81	21.07
3	Al/Mg alloy	1.80	40.0	22.22	25.0	201.0	951.0	8.04	178.67
4	In steel	8.90	141.0	15.84	0.65	13.7	460.0	21.08	333.92
5	SiC/Al composites	3.00	180.0	60.0	8.0	225.0	715.0	28.13	1 687.80

4 倍,导热性比殷钢高 16 倍。殷钢的优势在于其线膨胀系数非常低,而作为对整个遥感器调焦机构起主要支撑作用的整体支架的结构材料,要承受卫星发射过程的振动载荷,在整个相机中所用的比重很高,因此更重要的是其高力学性能和高导热性。因此,文中选择用高体份 SiC/Al 复合材料作为遥感器调焦机构支架的结构材料,不仅可使结构件大幅度减轻、实现系统的轻量化目标,同时满足遥感器研制的总体技术要求。

### 3 计算机仿真与实验验证

#### 3.1 模态分析与测试

遥感器的主支撑支架作为支撑和连接星载遥感器各光学元件的结构件,是承受动/静力学载荷的主要环节,其动静态刚度决定了整个遥感器的刚度。模态反映了结构动态特性的根本特征,是结构的刚度特性和质量特性的综合体现。模态测试使用的仪器是 Agilent E8408A 模态测试仪。文中用有限元分析方法对几种结构材料的支架进行了模态计算,有限元模型如图 1 所示,计算结果如表 2 所示。从计算结果可以看出:高体份 SiC/Al 材料支架的模态最高,镁铝合金质量最低。

实验部件处于自由支承状态,采用单点顺次敲击、3 点同时拾振的方法。3 个拾振点分别是后面(X 轴正方向为前面)、侧面和上面 3 个面的中间节点,方向为各点所处面的法线方向。对于各个平面内部的点,只敲击其法线方向,平面边缘的点尽量敲击 2 个

甚至 3 个方向。模态测试后共得到 102 个频率响应函数。

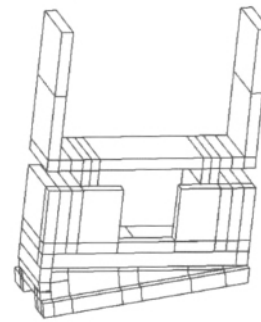


图 1 有限元模型

Fig.1 Finite element modal

表 2 各种材料支架自由模态计算结果比较

Tab.2 Comparison of calculated results of frames with different materials in free modal

	f <sub>0</sub>	f <sub>1</sub>	f <sub>2</sub>	f <sub>3</sub>
SiC/Al composites	468.2	598.9	1 054.1	1 532.1
TC <sup>4</sup>	372.6	476.7	838.9	1 219.3
Al	287.7	368.1	647.9	941.7
Al/Mg alloy	220.7	282.3	496.9	722.2

#### 3.1.1 频率相关性分析

固有频率通常是机构动力学分析的最基本参数,而且比模态向量更容易准确测量。实验模态固有频率 ω<sub>r</sub> 与计算模态固有频率 ω<sub>A</sub> 之间的相关性常以百分数差来表示。对高体份 SiC/Al 复合材料制作的

支架结构进行了模态测试，模态测试模型如图 2 所示，其中，图(a)~(d)分别为第一阶至第四阶的振型。有限元分析计算结果与测试结果对比如表 3 所示。从对比结果可以看出，有限元计算误差  $\leq 5\%$ <sup>[9-10]</sup>。

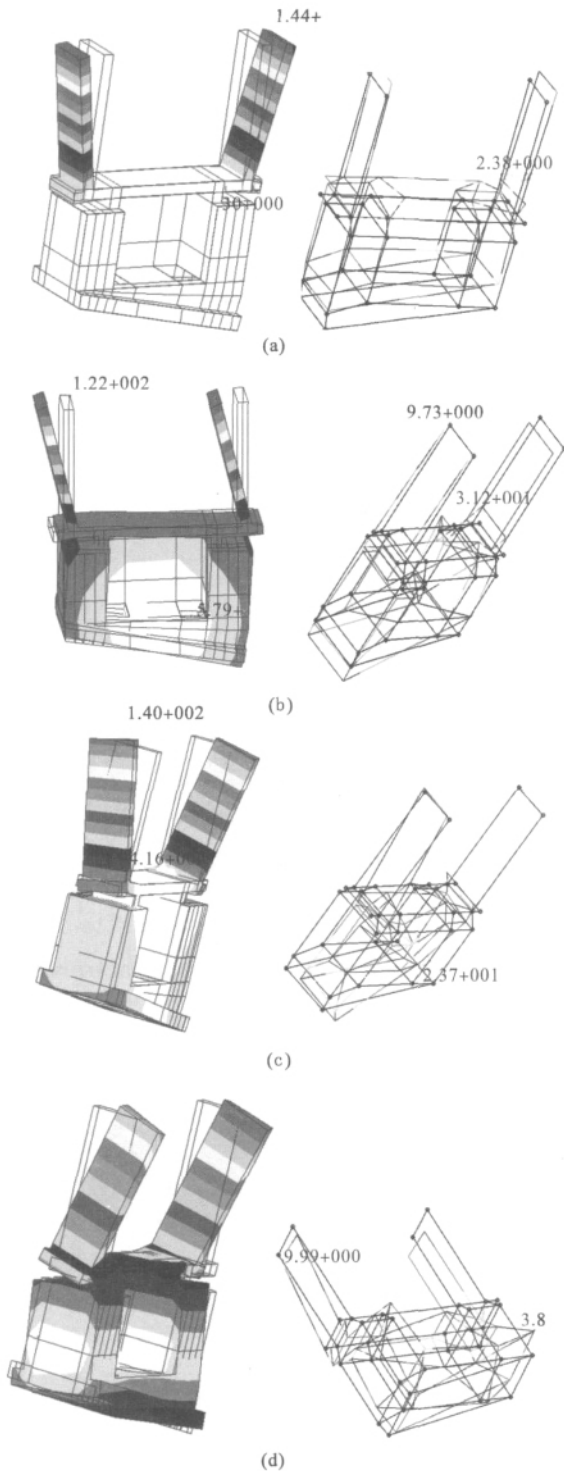


图 2 前四阶振型图

Fig.2 Comparison of the first four modes

表 3 结构计算/实验模态频率比较

Tab.3 Comparison of calculated/experimental modal frequencies

Step	Calculated frequency	Experimental frequency	Error
1	468.16	482.35	3.031%
2	598.94	620.19	3.547%
3	1 054.1	1 095.4	3.918%
4	1 532.1	1 602.5	4.56%

3.1.2 模态置信准则分析

振型的相关性分析可以通过计算模态置信准则 (MAC) 矩阵来得到。在用频域法对系统进行整体识别时同时运用了传递矩阵的不同行和列，也可得到不同组的关于模态振型矢量的数据，它们应具有很好的一致性。模态置信准则就是针对这一问题提出的。模态置信准则的提出不仅可以检验模态的真实性，更广义地说它是衡量模态有效性的标尺。MAC 值是对计算振型和实验振型的相关系数<sup>[11]</sup>。

MAC 值介于 0 和 1 之间，矩阵中的各元素可以表示计算模态与实验模态的相关程度，MAC 矩阵的非对角元素越小，各阶模态的区别就越明显，对角线元素越接近 1，实验模态和计算模态的符合程度就越高。MAC=1，说明两个模态矢量之间具有一定的相关性，同时也说明了模态比例因子的有效性；MAC=0，则说明两个模态矢量之间没有相关性。文中得到的前 4 阶模态振型的 MAC 结果如表 4 所示。

表 4 计算/实验模态置信因子

Tab.4 Confidence factors of calculated/experimental modal

Calculated frequency	Experimental frequency			
	482.35	620.19	1 095.4	1 602.5
468.16	0.941 6	0.300 8	0.550 4	0.030 9
598.94	0.022 9	0.954 3	0.006 4	0.265 0
1 054.1	0.032 7	0.213 3	0.983 9	0.030 1
1 532.1	0.205 4	0.624 2	0.000 8	0.992 5

根据此对照表可以判断：前 4 阶振型中，除了第 4 阶的计算和实验的模态振型结果相关性比较低之外，其他各阶的相关程度都比较高。MAC 数值偏低的原因有：

- (1) 系统是非线性的，这导致用不同的激励信号

和从不同位置进行的激励会给出不同的频响函数;

(2) 参考模态矢量有噪声,相当于在输入系统有测试噪声,而数据处理的量不能使其消去;

(3) 系统是非定常的,在实验过程中系统的质量或刚度处于一定变化中;

(4) 模态矢量是线性不相关的。

### 3.2 热分析与热平衡实验

利用轨道热分析软件 TMG 对星载遥感器进行在轨热分析。根据空间轨道环境,分别对高温和低温的两种极端工况进行分析,包括有无主动热控的稳态和瞬态分析,分析结果如表 5 所示。从表 5 可以看出,无论是否施加主动热控,整个遥感器机构的最大温差  $\leq 3^{\circ}\text{C}$ ,这充分说明高导热材料的应用有利于控制遥感器的温度梯度。

表 5 遥感器轨道热分析结果

Tab.5 Orbit thermal analysis results of remote sensor

Analysis type	Steady state analysis		Transient analysis	
	Initial temperature/ $^{\circ}\text{C}$	-		18
MLI	Yes		Yes	
Initiative thermal control	No	Yes	No	Yes
Calculating time (orbit period)	-		15	30
High temperature range/ $^{\circ}\text{C}$	13.6—15.6	16.2—19.2	14.0—14.5	16.6—19.3
Low temperature range/ $^{\circ}\text{C}$	-3.3—-1.6	14.3—16.1	-1.0—-0.2	14.5—16.8

为了验证热分析模型的正确性,同时考核热控设计的有效性,研制了热控样机,并根据航天规范要求进行了热平衡实验。实验在 KM25 热真空环境模拟器内进行,通过在调焦机构周围粘贴加热片和利用红外加热笼热辐射的方式来模拟轨道热环境。整个真空管控制真空度小于  $1.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ ,热沉温度控制在  $100 \text{ K}$  以下模拟轨道的真空环境和冷黑环境。实验分为高温工况、低温工况和在轨存储工况 3 个阶段进行。遥感器共设置了 12 个温度采集点,各工况平衡状态温度结果如图 3 所示。实验结果显示:结构在极端工况条件下最大温差小于  $4^{\circ}\text{C}$ ,实验结果的各个工况的平衡温度与分析结果一致,充分说明了热分析结果的正确性,进一步证明了 SiC/Al 复合结构材料在遥感器中的应用有效地保证了在空间

恶劣的热环境下遥感器的温度均匀化能力,提高了遥感器的空间适应能力。

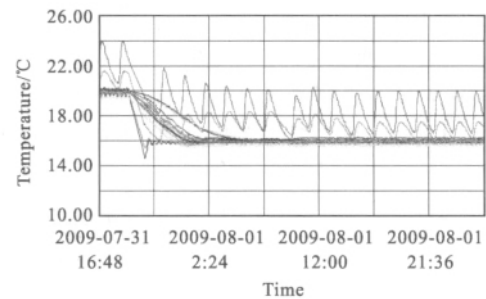


图 3 遥感器平衡状态下温度测点曲线

Fig.3 Measure curves of temperature equilibrium

## 4 结 论

在星载遥感器调焦机构设计中利用材料综合素质比较的方法选择高体份 SiC/Al 材料,提高了遥感器的整体刚度和热稳定性。通过模态计算和实验证明了结构材料选择的合理性。轨道热计算和热平衡实验表明,高体份 SiC/Al 复合材料具有很好的热特性,整个遥感器在空间温度环境下,无论有无主动热控,整机温差均小于  $3^{\circ}\text{C}$ ,非常有利于空间遥感器的热稳定性,在遥感器设计中的应用是成功的。

### 参考文献:

- [1] Zhang Xuejun, Li Zhilai, Zhang Zhongyu. Space telescope aspherical mirror structure design based on SiC material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 577-582. (in Chinese)  
张学军,李志来,张忠玉. 基于 SiC 材料的空间相机非球面反射镜结构设[J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(5): 577-582.
- [2] Ren Jianyue, Chen Changzheng, He Bin. Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor [J]. *Opt Precision Eng*, 2008, 16(12): 2537-2542. (in Chinese)  
任建岳,陈长征,何斌. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(12): 2537-2542.
- [3] Li Ming, Wu Qingwen, Jiang Fan, et al. Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras[J]. *Opt Precision Eng*, 2010, 18(6): 1367-1373. (in Chinese)  
黎明,吴清文,江帆,等. 三线阵立体测绘相机热控系统的设计[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(6): 1367-1373.
- [4] Wang Yongxian, Wang Bing, Ren Jianyue. Topology optimization design for main supporting structure of space camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(4):

- 702-704. (in Chinese)  
王永宪, 王兵, 任建岳. 空间相机碳纤维支撑结构改进及拓扑优化设计[J]. 红外与激光工程, 2009, 38(4): 702-704.
- [5] Chen Changzheng, Zhao Lingling, Liu Lei, et al. Modal calculation and test of truss in space remote sensor [J]. *Opt Precision Eng*, 2007, 15(8): 1164-1169.(in Chinese)  
陈长征, 赵玲玲, 刘磊, 等. 空间传感器支撑桁架的模态计算与试验[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1164-1169.
- [6] Cheng Zhifeng, Zhang Bao, Cui Yan, et al. Application of high volume fraction SiC/Al composites to unmanned airborne photoelectric platforms[J]. *Opt Precision Eng*, 2009, 17(11): 2920-2827. (in Chinese)  
程志峰, 张葆, 崔岩, 等. 高体份 SiC/Al 复合材料在无人机载光电稳定平台中的应用[J]. 光学精密工程, 2009, 17(11): 2920-2827.
- [7] Wu Xuefeng, Ding Yalin, Wu Qingwen. Thermal design for near space optical remote sensor [J]. *Opt Precision Eng*, 2010, 18(5): 1159-1165.(in Chinese)  
吴雪峰, 丁亚林, 吴清文. 临近空间光学传感器热设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(5): 1159-1165.
- [8] Yoder P R. *Opto-Mechanical System Design* [M]. 2nd ed. New York: MarCel Dekker, 1993.
- [9] Ahemad A. *Handbook of Opto-machanical Engineering* [M]. Boca Raton: CRC Press, 1997.
- [10] Wang Yongxian, Ren Jianyue. Optimization analysis for the support of the primary mirror by the finite element method[J]. *Computer Aided Engineering*, 2008, 17(4): 14-17. (in Chinese)  
王永宪, 任建岳. 基于有限元法的空间传感器主镜支撑位置优化[J]. 计算机辅助工程, 2008, 17(4): 14-17.
- [11] Zhang Lei, Jia Xuezhi. Design and optimization of trussed supporting structure[J]. *Opt Precision Eng*, 2009, 17(3): 603-608. (in Chinese)  
张雷, 贾学志. 大型离轴三反相机桁架式主支撑结构的设计与优化[J]. 光学精密工程, 2009, 17(3): 603-608.

## 下期预览

# 高稳定性的偶氮聚合物薄膜光致取向与弛豫的研究

雷张源<sup>1</sup>, 黄金堂<sup>1</sup>, 吴思<sup>2</sup>, 张其锦<sup>2</sup>, 王克逸<sup>1</sup>

- (1. 中国科学技术大学 精密机械与精密仪器系, 安徽 合肥 230027 ;  
2. 中国科学技术大学 高分子科学与工程系, 安徽 合肥 230026)

**摘要:** 合成了一种新型的偶氮聚合物, 它是由吡啶基团和 4-腈基-4'-羟基偶氮苯聚合而成。搭建了偶氮聚合物薄膜光致双折射探测光路系统, 并测量了吡啶基团和 4-腈基-4'-羟基偶氮苯的摩尔比是比分别为 0, 0.25, 0.5, 0.75, 1 的偶氮聚合物薄膜的光致取向和弛豫曲线, 并做了反复写入和擦除实验以及老化实验。实验结果表明: 这种偶氮吡啶聚合物光致取向十分稳定, 两种单体的摩尔比越高, 偶氮聚合物双折射值越大。值得关注的是摩尔比低于 50% 时, 偶氮聚合物薄膜弛豫表现为曲线缓慢下降最后趋向平衡。而当摩尔比高于 50% 时, 偶氮聚合物关闭泵浦光后曲线缓慢上升最后趋向平衡, 这个实验结果说明了摩尔比超过 50% 的偶氮聚合物其保存写入信息的能力增强了, 因而也更稳定了。