

文章编号 1004-924X(2008)12-2537-07

# SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用

任建岳, 陈长征, 何 斌, 王 兵

(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:** 简述了空间遥感器空间应用环境和三反射镜消像散(TMA)轻型遥感器的特点, 介绍了遥感器设计中材料选择的重要性及影响, 在 TMA 轻型遥感器研制中选用了具有高导热性和高比刚度的 SiC 和 SiC/Al 复合材料。对 SiC 和 SiC/Al 复合材料与常用光机材料的空间应用综合品质因子进行了比较, SiC 材料的综合品质因子为 8 072. 92, 是常用光学材料的 3~8 倍, 高分子 SiC/Al 复合材料的综合品质因子为 1 687. 50, 为常用机械材料的 5~9 倍。对遥感器的主框架进行了模态分析和试验, 验证了分析计算模型的正确性; 对遥感器进行了空间环境下光机热的集成计算, 得出了在空间环境下遥感器的光学传递函数。计算及实验证明, 这些材料的应用提高了遥感器的机械性能和热性能, 提高了 TMA 轻型空间遥感器的空间适应能力。

**关键词:** 空间遥感器; 比刚度; 热稳定性; SiC; SiC/Al

**中图分类号:** V243. 5; TN304. 24 **文献标识码:** A

## Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor

REN Jian-yue, CHEN Chang-zheng, HE Bin, WANG Bing

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

**Abstract:** The application environment for remote sensor in space is described and the importance of selected material and its effect on design of the Three Mirror Anastigmat(TMA) remote sensor are introduced, the new materials SiC and SiC/Al with high-thermal conductivity and high specific stiffness are selected to design for a lighting TMA remote sensor. The SiC and SiC/Al are compared with common materials. Compared results show that the comprehensive figure of merit of SiC is 8072. 92, which is 3 to 8 times that of a traditional optical material and that of the SiC/Al is 1687. 50, 5 to 9 times that of a traditional mechanical materials. The modal analysis and test results for the central framework in the remote sensor are given to prove the correct of the analysis model. The MTF of the remote sensor in the space is calculated by means of optical/mechanical/thermal integrate analysis, the results both of analysis and test prove that these new materials have improved all the mechanical characteristics, thermal stability and flexibility of the remote sensor in spatial environment.

**Key words:** aerial remote sensor; specific stiffness; thermal stability; SiC; SiC/Al

收稿日期: 2008-07-08; 修订日期: 2008-11-12.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 863-2-5-1-13B)

## 1 引言

三反射镜消像散(TMA)空间光学遥感器光学系统采用离轴反射式光学系统,光机结构具有非轴对称特点。相对于同轴轴对称结构形式的遥感器,对遥感器的支撑结构形式和热控设计提出了更严格的要求。

本文利用材料的空间应用综合品质比较的方法对 TMA 空间光学遥感器的光学材料和结构材料进行了选取,在 TMA 空间光学遥感器的研制中采用了性能卓越的 SiC 和 Al/SiC,计算和试验均表明,新材料的应用保证了 TMA 空间遥感器在结构性能上具有高的动静态刚度,在热性能上具有好的温度均匀性能力,整个遥感器对发射振动环境和空间热环境及微重力环境具有很好的适应能力。

## 2 空间遥感器的环境特点

TMA 空间光学遥感器从研制到在轨应用要

经受实验室环境、运输环境、发射环境和轨道环境的影响。空间遥感器光学元件、支撑结构组件的加工、检测、装配都在地面实验室完成,实验室环境是存在重力和常温(一般为 20 ℃)常压(1 个标准大气压)的稳定环境。装调完毕后的遥感器在发射前需要运到卫星厂房进行安装或试安装,最后要到发射场进行总装配和调试,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,空间遥感器呈关机状态,要经受冲击振动载荷作用。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空间遥感器的成像状态。归纳遥感器从研制到在轨飞行所经历的环境状态如表 1 所示。

表 1 空间遥感器研制经历的各阶段环境

Tab. 1 All stages of environment in optical remote sensor design

经历环境	力学	热环境	空气	遥感器状态
地面实验室	重力	常温(20 ℃)	1 个大气压	检测/开机
运输	重力	包装箱内温度	1 个大气压	关机
发射	振动	整流罩内温度	1 个大气压	关机
轨道	微重力	太阳辐射;地球红外辐射;地面阳光返照;4 K 冷黑背景	真空环境	开机

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各个环境的影响。提高空间遥感器的环境适应能力,能最终在恶劣的空间环境下稳定、可靠地完成遥感任务,是遥感器设计中追求的最终目标。其中最主要的是发射振动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空间遥感器空间应用成败的关键因素之一。

## 3 空间遥感器材料选择

针对空间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。比刚度是材料力学性能

的重要衡量方法,比刚度的定义是材料的弹性模量与密度的比值,即  $E/\rho$ ,高比刚度即材料应具有高的弹性模量和低的密度。材料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,它们都是影响遥感器成像质量的关键因素。在空间遥感器的研制中,更主要考虑导热系数和线胀系数两个物理参量;高导热低线胀系数是空间相机材料追求的。材料的热稳定性  $\lambda/\alpha$  即材料的导热系数与热膨胀系数的比值,可以作为空间相机材料选择方法,热稳定越大的材料其空间应用的热适应性越好。

材料的各项品质并不均衡,有的材料热性能好,有的材料力学性能优良,为了综合考虑其性能,一般可以用材料的比刚度与热稳定性参数的乘积即  $(E/\rho) \cdot (\lambda/\alpha)$  来进行比较,比刚度与热稳定的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,在某个性能达到要求的情况下,根据设计需要,可以对各个材料参数设置相应的权重系数。在空间相机材料的选用中,除了考虑上面的比刚度和热稳定的因素外,还要考虑材料的成本、机械加工性能等。

### 3.1 光学材料的选择

反射镜是 TMA 空间传感器的关键光学部件,对其刚度和热性能都有很高的要求。为了成像良好,必须保证反射镜的光学表面在微重力载荷和热载荷作用下满足变形 PV 值 < 1/10 波长的要求。利用材料综合品质比较的方法进行材料

选择,几种常用光学材料的性能如表 2 所示。从表 2 中可以看出,材料力学性能方面,铍的比刚度最大,铝的比刚度最小;材料的热物理性能方面,SiC 的热稳定性最好,熔石英热稳定性最差;综合品质 SiC 最优,熔石英最差。而对于反射镜来说,其光学表面的面形精度要求非常高,在空间应用中,空间相机所受的力学载荷是稳定的微重力载荷,而热载荷是受空间外热流的影响而不断变化的,因此对于反射镜热特性的要求较高。综合考虑,本文中所有反射镜材料选用 SiC。

表 2 常用反射镜材料的性能和品质因数

Tab. 2 Performance and quality factors of rational materials for mirror

序号	光学材料	密度 $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	弹性模量 $E$ (GPa)	比刚度 $E/\rho$ GN · m/g	线胀系数 $\alpha$ (10 <sup>-6</sup> /K)	导热系数 $\lambda$ W/(m · K)	比热容 $c$ J/(kg · K)	热稳定性 $\lambda/\alpha$	综合品质 $(E/\rho) \cdot (\lambda/\alpha)$
1	熔石英	2.19	72.00	32.88	0.50	1.40	750.00	2.80	92.05
3	微晶玻璃	2.53	91.00	35.97	0.05	1.64	821.00	32.80	1 179.76
4	铝	2.70	68.00	25.19	22.50	167.00	896.00	7.42	186.93
5	铍	1.85	287.00	155.14	11.40	216.00	1 925.00	18.95	2 939.40
6	硅	2.33	131.00	56.22	2.60	137.00	710.00	52.69	2 962.53
7	SiC	3.20	400.00	125.00	2.40	155.00	650.00	64.58	8 072.92

### 3.2 结构材料的选择

传感器的支撑结构材料关系到整个传感器的整体刚度和热稳定性,首先同样根据力学特性、热特性方面综合考虑选择,采用空间应用材料综合品质比较的方法进行材料选择,表 3 列出了常用的空间结构应用材料,比较发现,综合品质因数最好的材料为高体分 Al/SiC 复合材料,其次是殷钢材料,排在第三位的是低体分 Al/SiC 复合材料。因此对 TMA 空间光学传感器的反射镜支撑材料,选用高体分的 Al/SiC 复合材料,而由于当前铸造工艺的限制,对于本文研究的 TMA 空间光学传感器的主支撑框架还不能用高体分的 Al/

SiC 复合材料制造,因此只能从综合品质稍低的殷钢(综合品质 333.92)和低体分 Al/SiC 复合材料(综合品质 322.92)中进行选择。比较可以发现综合品质相差不大的情况下,低体分 Al/SiC 复合材料的比刚度要比殷钢高 1 倍多,导热性要比殷钢高 10 倍多,殷钢的优势在于其线胀系数非常低,而作为整个传感器的主要支撑作用的整体框架的结构材料来说,要承受卫星发射过程的振动载荷,而且在整个相机中所用的比重很高,因此更关心的是其高的力学性能和高导热性。因此,本文选择用低体分 Al/SiC 复合材料作为传感器主支撑框架的结构材料。

表 3 空间主要应用的结构材料列表

Tab. 3 Main structural materials in space

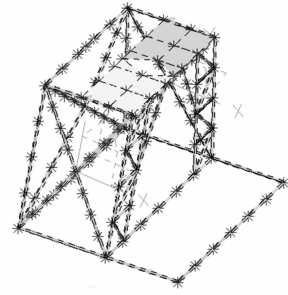
序号	光学材料	密度 $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	弹性模量 $E$ (GPa)	比刚度 $E/\rho$ GN · m/g	热膨胀系数 $\alpha$ (10 <sup>-6</sup> /K)	导热系数 $\lambda$ W/(m · K)	比热容 $c$ J/(kg · K)	热稳定性 $\lambda/\alpha$	综合品质 $(E/\rho) \cdot (\lambda/\alpha)$
1	Al	2.70	68.00	25.19	22.50	167.00	896.00	7.42	186.93
2	TC4	4.40	114.00	25.91	9.10	7.40	611.00	0.81	21.07
3	镁铝合金	1.80	40.00	22.22	25.00	201.00	951.00	8.04	178.67
4	殷钢	8.90	141.00	15.84	0.65	13.70	460.00	21.08	333.92
5	低体份 Al/SiC	3.00	100.00	33.33	16.00	155.00	921.00	9.69	322.92
6	高体份 Al/SiC	3.00	180.00	60.00	8.00	225.00	715.00	28.13	1 687.50

## 4 计算机仿真与实验验证

### 4.1 主支撑框架模态分析与测试<sup>[1-4]</sup>

TMA 空间遥感器的主支撑框架作为支撑和连接空间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。模态反映结构动态特性根本特征,是结构的刚度特性和质量特性的综合体现。

本文用有限元分析方法对几种结构材料的框架进行了模态计算,有限元模型图如图 1(a)所示,计算结果如表 4 所示。从计算结果可以看出,低体分 Al/SiC 材料框架的模态最高,镁铝合金质量最低。



(b) 框架模态测试模型图

(b) Modal test model of the frame

图 1 框架模态计算与测试模型图

Fig. 1 Modal analysis and test of the frame

表 5 低体分 Al/SiC 材料框架有限元计算与模态测试结果比较

Tab. 5 Comparison of FE calculation and modal test of frame from Al/SiC

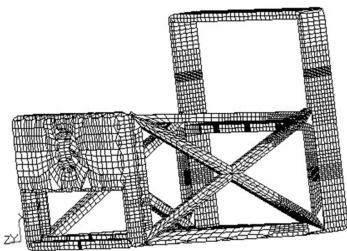
序号	测试值	计算值(90)	计算误差
1	154	152	1.3%
2	165	166	0.6%
3	167	167	0
4	215	217	-0.9%
5	223	223	0
6	245	249	-1.6%
7	260	262	-0.7%
8	277	282	-1.8%
9	309	308	0.3%
10	317	312	1.5%

表 4 各种材料框架自由模态计算结果比较

Tab. 4 Free modal comparison of the frames in different materials

	$f_0$	$f_1$	$f_2$	$f_3$	$m/\text{kg}$
Al	130	140	141	190	58.0
镁铝合金	122	133	134	178	38.7
4j32	105	143	114	153	189.2
Tc4	132	143	144	194	94.6
低体分 Al/SiC	152	166	167	223	64.5

对低体分 Al/SiC 复合材料制作的框架结构进行了模态测试。模态测试模型如图 1(b)所示。有限元分析计算结果与测试结果对比如表 5 所示,从对比结果可以看出,有限元计算误差 $\leq 2\%$ 。



(a) 框架有限元模型图

(a) FE-model of the frame

### 4.2 热分析与热平衡试验

利用轨道热分析软件 TMG,对 TMA 空间光学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,分别进行了有无主动热控的稳态和瞬态分析,分析结果如表 6 所示。从表 6 可以看出,无论是否施加主动热控,整个遥感器光机结构的最大温差 $\leq 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,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。

为了验证热分析的计算模型的正确性,同时考核遥感器热控设计的有效性,研制了 TMA 空间光学遥感器的热控样机,并根据航天规范要求进行了热平衡试验。试验在 KM-5 热真空环境模拟器内进行,在遥感器周围通过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 $< 1.3 \times 10^{-3}\text{ Pa}$ ,热沉温

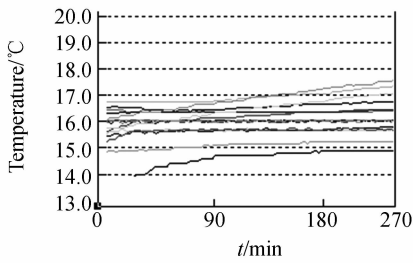
度控制在 100 K 以下模拟轨道的真空环境和冷黑环境。整个试验分为高温工况、低温工况和在轨存储工况 3 个阶段进行。整个遥感器共设置了 39 个温度采集点,各工况平衡状态温度结果如图 2 所示。试验结果显示整个光机结构在各种工况条件下最大温差 < 3 °C,试验结果的各个工况的

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,也进一步证明了 Al/SiC 复合结构材料和 SiC 光学材料在 TMA 空间光学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,提高了空间遥感器的空间适应能力。

表 6 TMA 空间遥感器轨道热分析结果

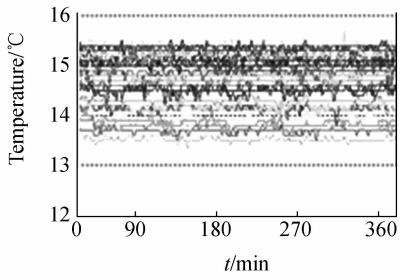
Tab. 6 Orbit thermal analysis results of TMA optical remote sensor

分析类型	稳态分析		瞬态分析		
初始温度	—		18		
多层	有				
主动热控	无	有	无	有	
计算时间(轨道周期)	—		20	40	
温度范围(°C)	高温工况	12.8~15.8	16.9~18.9	14.2~14.5	16.9~19.1
	低温工况	-3.2~-2.5	14.2~16.1	-1.0~-0.5	14.5~16.9



(a) 高温工况

(a) High temperature circumstance



(b) 低温工况

(b) Low temperature circumstance

图 2 高低温工况平衡状态温度测点曲线

Fig. 2 Measurement curve of temperature equilibrium

### 4.3 TMA 空间光学遥感器的光机热集成仿真<sup>[5-6]</sup>

为了能在发射前定量评价 TMA 空间光学遥

感器镜头的在轨成像质量,可以利用光机热集成仿真技术进行在轨环境下的成像质量预示,光机热集成仿真的计算流程如图 3 所示。首先建立

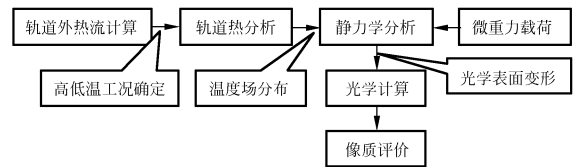


图 3 光学遥感器在轨成像质量评价计算流程图

Fig. 3 Flow chart of in-orbit imaging quality evaluation for optical remote sensor

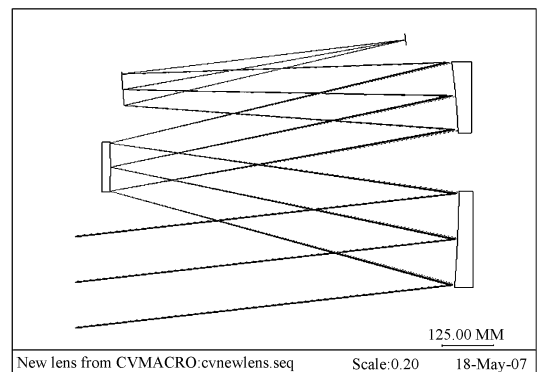


图 4 TMA 光学遥感器光学系统

Fig. 4 TMA optical system

TMA 空间光学遥感器光学计算模型、空间轨道热分析模型和空间轨道静力学分析模型,构成光

机热集成仿真模型如图 3 所示。然后进行在轨热分析(轨道外热流计算、辐射角系数计算、热传导计算)得到镜头在轨的温度场分布。在进行轨道热分析计算时,一般进行高温工况和低温工况两种极端热载荷状态的的稳态计算;把轨道热分析获得的温度场施加到静力学分析模型上,作为静力分析的温度载荷,同时在静力模型上施加空间微重力载荷,计算遥感器在空间微重力和热环境载荷作用下的变形情况;对 TMA 空间遥感器的各个光学反射面的变形结果进行数据处理,并输入到光学设计模型中计算 TMA 空间光学遥感器在轨的传递函数,从而可以对其成像质量进行评价。

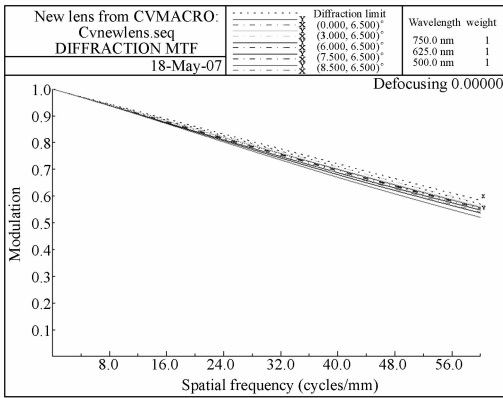


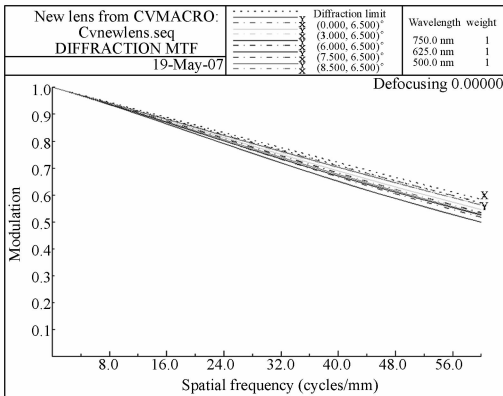
图 5 TMA 空间光学遥感器设计传递函数

Fig. 5 Design MTF of TMA optical remote sensor

表 7 TMA 空间光学遥感器在轨环境下镜头的传递函数

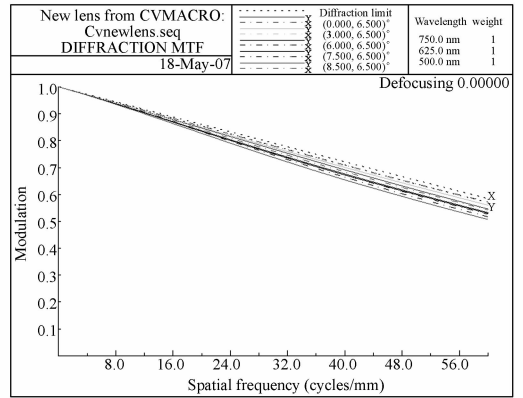
Tab. 7 In-orbit MTFs of lenses

视场	设计	高温工况		低温工况	
		不调焦	调焦(0.03)	不调焦	调焦(0.06)
0	0.555	0.567	0.559	0.557	0.505
0.7	0.544	0.508	0.525	0.453	0.52
1	0.530	0.530	0.525	0.509	0.486



(a) 不调焦

(a) Without focusing

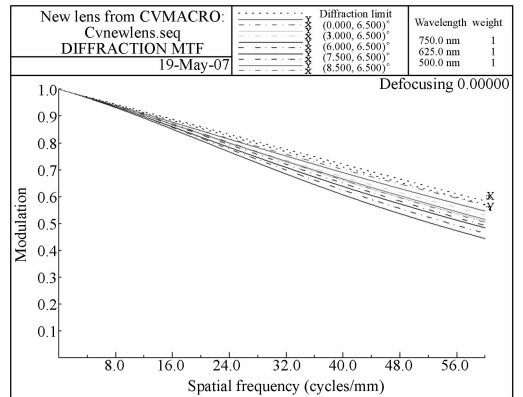


(b) 调焦后

(b) With focusing

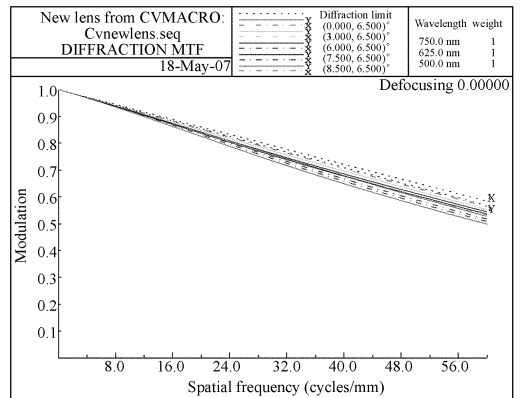
图 6 高温工况条件下 TMA 空间光学遥感器镜头的在轨传递函数

Fig. 6 In-orbit MTFs of lenses in high temperature circumstance



(a) 不调焦

(a) Without focusing



(b) 调焦后

(b) With focusing

图 7 低温工况条件下 TMA 空间光学遥感器镜头在轨传递函数

Fig. 7 In-orbit MTFs of lenses in low temperature circumstance

本文研究的 TMA 光学系统如图 4 所示,在耐奎斯特频率下的设计传递函数曲线如图 5 所示。通过对 TMA 空间光学传感器的在轨光机热集成分析,在高温工况和低温工况条件下,镜头传递函数变化及调焦补偿后传递函数如表 7 所示,传递函数曲线如图 6、图 7 所示。从集成仿真结果可以看出,在轨道外热流载荷作用和微重力载荷共同作用下,TMA 空间光学传感器热控后镜头各个视场传递函数满足镜头光学传递函数 $\geq 0.4$ 的要求。如果调焦可以达到传递函数 $>0.5$ ,调焦量 $\leq 0.1$  mm。

## 5 结 论

在 TMA 空间光学传感器设计中利用材料综合品质比较方法选择材料,光学材料选用 SiC,

结构材料采用高体分 Al/SiC 和低体分 Al/SiC,提高了 TMA 空间光学传感器的整体刚度和热稳定性。通过模态计算和试验证明了结构材料选择的合理性。TMA 空间光学传感器的轨道热计算和热平衡实验表明,本文选择的材料具有很好的热特性,整个传感器在空间温度环境下,无论有无主动热控,整机温差均 $<3^{\circ}\text{C}$ ,这非常有利于空间传感器的热稳定性。利用光机热集成仿真的方法,对在轨运行的空间传感器镜头进行了像质评价,结果显示,整个镜头传递函数的变化可以通过调焦进行补偿,这充分说明,整个镜头在空间热环境和微重力环境作用下的变形是整体变形,局部畸变变形很小,这正是传感器的温度均匀性来保证的。SiC 和 Al/SiC 材料都具有很高的结构稳定性和热稳定性,在 TMA 空间光学传感器设计中的应用是成功的。

## 参考文献:

- [1] 陈长征,孙德林,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.  
CHEN CH ZH, SUN D L, LIU L, *et al.*. Modal analysis and experiment on the truss structure[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 1164-1169. (in Chinese)
- [2] 陈志平,陈志远,杨世模.空间太阳望远镜主桁架的模态分析与试验[J].光电工程,2004,31(12):1-7.  
CHEN ZH P, CHEN ZH Y, YANG SH M. Modal analysis and experiment on the main truss of space solar telescope[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2004, 31(12): 1-7. (in Chinese)
- [3] 杨近松.空间相机桁架结构模态相关性分析[J].计算机仿真,2006,23(1):274-276.  
YANG J S. Modal correlation analysis of frame structure of a space camera[J]. *Computer Simulation*, 2006, 23(1): 274-276. (in Chinese)
- [4] 俞云书.结构模态试验分析[M].北京:宇航出版社,2000.  
YU Y SH. *The Analysis of Structural Modal Test*[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2000. (in Chinese)
- [5] 陈长征,赵贵军.空间光学镜头可适应边界温度的 CAE 计算方法[J].光学精密工程,2007,15(5):668-673.  
CHEN CH ZH, ZHAO G J. A calculating method for temperature tolerance of space telescope[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 15(5): 668-673. (in Chinese)
- [6] JUERGENS R C, CORONATO P A. Improved method for transfer of FEA results to optical codes[J]. *SPIE*, 2003, 5174: 105-115.

作者简介:任建岳(1952—),男,研究员,主要研究方向为空间光机电工程。E-mail:reny@sohu.com

陈长征(1976—),男,助研,主要研究方向为光机热集成仿真。E-mail:may328@163.com

通讯作者:何 斌(1961—),男,研究员,主要研究方向为空间遥感图像处理技术。E-mail:hbemail@163.com