

文章编号 1004-924X(2012)09-1967-07

同轴空间相机碳纤维复合材料桁架结构的研制

张 雷*, 姚劲松, 贾学志, 安 源, 金 光

(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:从某空间相机的任务需求出发,提出了采用基于碳纤维复合材料的高精密桁架作为主次镜间的支撑结构,完成了相关设计和工程分析,并在加工制造过程中,对相关工艺流程进行了探索。确定了相关结构的制造工艺流程,实现了该结构的高精密加工。最后,深入开展了相关振动、力学和温度稳定性试验,搭建了基于光学测量方法的自动测试平台,排除了人为因素的影响,实现了快速多次自动测量,从而提高了测试精度。分析和试验结果表明:所研制的大型碳纤维桁架质量仅为 13 kg,基频达到 119 Hz,在重力、10 °C 温升和 4 °C 温差条件下的变形均小于 4",各组件 $\Phi 864$ mm 安装接口的平面度优于 8 μm ,同时实现了高度轻量化和高稳定性。该桁架已成功应用于某空间相机中,提出的设计、试验方案和工艺流程可以作为其它同型空间相机结构设计的技术参考。

关键词:空间相机;碳纤维复合材料;桁架;环境试验;稳定性

中图分类号: V447.3; V443.5 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20122009.1967

Development of trusses made of carbon fiber composites for coaxial space remote sensors

ZHANG Lei*, YAO Jin-song, JIA Xue-zhi, AN Yuan, JIN Guang

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

* Corresponding author, E-mail: zhangleisong19@sohu.com

Abstract: According to the requirements of a coaxial space remote sensors, a high-precision truss made of carbon fiber composites was developed to be as the supporting structure between primary and secondary mirrors, and its engineering applications were analyzed. In the manufacturing process, the relevant technological process was explored and the high-precision machining of the structure was realized. Finally, the vibration test, mechanical test and temperature stability test were performed. Based on the optical measurement method, an automatic testing platform was set up and the measurement precision was improved by rapidly repeated measurement and the elimination of artificial factors. The analysis and test results indicate that the high-precision truss only weights 13 kg, the first natural frequency is 119 Hz, and the deformations are less than 4" under the conditions of gravity, 10 °C temperature rise and 4°C temperature difference. Furthermore, the flatness of mounting interfaces for each component is less than 8 μm in the high lightweight and high stability. The truss has been successful-

收稿日期:2012-03-12;修订日期:2012-05-18.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2006AA701410);科技部国际合作资助项目(No. 2011DFA50590)

ly applied in a space remote sensor, and the design scheme, test scheme and the manufacturing process discussed in this paper can be used as a reference for other coaxial space remote sensors with the same type.

Key words: space remote sensor; carbon fiber composite; supporting truss; environmental test; stability

1 引言

随着空间技术的发展,各国对空间相机的应用需求越来越广泛,其技术指标也越来越高,已逐步向长焦距、大口径的方向发展。由此,相机对主反射镜口径和主次镜放大比要求越来越高,对相机支撑结构的要求也越来越严格。无论是何种类型的三反系统,次镜与主镜间相对位置的变动对成像质量都有很大影响^[1]。因此,主次镜间的支撑结构的优化设计及其稳定性研究已成为目前空间相机领域的热门课题。目前,空间相机常采用的主次镜间支撑结构有薄壁连接筒式、桁架式、薄壁连接筒与支撑杆组合式等。国内外大型空间相机的主次镜采用桁架式支撑结构的较多,如美国的 EO-1 卫星上的先进陆地成像仪^[2]、哈勃望远镜、我国的空间太阳望远镜等^[3]。李威等研制了薄壁筒和支杆组合的支撑结构^[1],其分别采用碳纤维和殷钢的薄壁筒,固有频率均大于 75 Hz,主次镜间夹角变化均小于 10''。

碳纤维复合材料是 20 世纪 60 年代中期崛起的一种新型结构材料,该材料在轻量化和线胀系数可设计性等方面具有很大优势,已被广泛应用于航天器本体的主承力结构,大型天线结构等^[4-5]。利用碳纤维复合材料的可设计性,可以得到很小的线膨胀系数,使结构具有很好的热稳定性和比刚度,特别适合应用于大型空间相机结构中。美国国家航空航天局(NASA)的空间望远镜采用长约 3 m、直径为 1.68 m 的碳纤维圆筒壳体安装望远镜的光学组件;国际紫外线探测卫星采用了 16 根碳纤维圆筒作为光学系统的支撑部件;哈勃天文望远镜结构支撑桁架采用了碳纤维的支杆和框架结构;美国 NASA 戈达德宇航中心采用 M55J 碳纤维束研制了直径为 420 mm 的光学镜面,其表面粗糙度优于 1 nm、面密度小于 2 000 g/m²^[6-9]。

可见,桁架结构和碳纤维复合材料具有诸多优势,使用碳纤维复合材料桁架结构已成为未来大型空间相机支撑结构的重要发展趋势之一。我国在该领域起步较晚,相关参考文献较少,相关工艺技术还不成熟,已成为我国空间相机发展的瓶颈。本文以某光学系统支撑结构为研究对象,从系统对重量和位置精度的要求出发,对同轴空间相机精密碳纤维复合材料桁架结构进行了设计和分析,并通过实际加工和测量,确定了该型结构的加工制造工艺。通过对夹角的自动测量,实现了对该结构稳定性的定量验证。

2 高精密桁架结构设计与分析

2.1 系统要求

本文针对某同轴卡式光学系统展开研究,其主次镜间的位置关系和本文坐标系定义如图 1 所示。该系统结构主、次镜间距为 650 mm,要求次镜相对主镜的位置公差包括:倾斜小于 10'',横向离焦小于 30 μm ,轴向离焦小于 20 μm 等。因此,系统总体要求桁架本身在重力、温度等外载荷作用下倾斜小于 6'',横向和轴向的变形分别小于 25 μm 和 16 μm 。同时,还要求主次镜支撑桁架结构

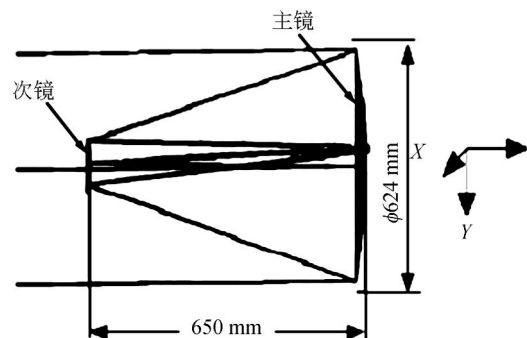


图 1 主次镜位置关系示意图

Fig. 1 Configuration and dimensions of primary and secondary

的重量小于 13.5 kg。

2.2 桁架结构设计

根据光学系统的特点,首先完成了桁架结构的布局,其外接圆的直径和长度均在 800 mm 以上,现有筒式结构和常规结构材料无法满足系统要求,因此,必须对支撑结构从材料选择和结构形式等各个方面进行优化设计。

在材料选择方面,碳纤维复合材料被选作主要材料。该材料价格昂贵,但利用该材料的比刚度大、热畸变小和线胀系数可设计等诸多优点,可以得到质量轻、热稳定性好的桁架结构,可有效满足以上光学系统的高精密要求。各碳纤维构件间通过钛合金预埋件进行连接,可弥补碳纤维复合材料机械切削加工工艺性差的缺点,满足精密加工要求,减小装调应力^[9-10]。鉴于成本的考虑,纤维束选择 T700;在结构形式和优化设计方面,基于三角形稳定的原理完成了桁架结构设计,并对各结构件进行了轻量化设计,完成的结构设计如图 2 所示。该结构由次镜支架、6 杆主桁架和支撑环等组件构成,易于进行装调和研磨精加工,重量仅 13 kg。为控制结构装配过程中的应力,保证结构的稳定性,要求次镜支架、支撑环和桁架等组件间的接口平面度均优于 8 μm 。



图 2 轻型空间遥感器支撑桁架结构

Fig. 2 Supporting trusses of space remote sensor

2.3 桁架结构分析

建立了有限元模型,进行了碳纤维桁架工程分析,其 1 阶振型如图 3 所示。次镜在 3 个方向重力作用下的中心位置和倾角变化的分析结果如表 1 所示。分析结果表明:碳纤维复合材料支撑桁架的 1 阶固有频率达到 123 Hz,1 阶振型为支撑环和次镜

支架在 XOY 面内平动(坐标系如图 1 所示),3 个方向重力作用下的变形均小于位置公差要求。

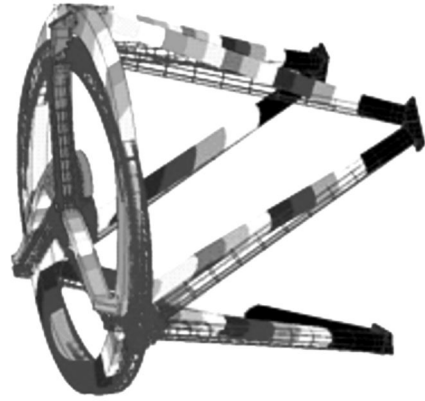


图 3 桁架的 1 阶振型

Fig. 3 The first order shape of supporting truss

表 1 次镜在重力作用下位置变化的分析结果

Tab. 1 Analysis results of for position change

重力方向	X	Y	Z
变形量/ μm	20	22	14
倾角变化/($^{\circ}$)	0.6	0.8	0.2

3 加工制造工艺流程

在国内航天领域,碳纤维复合材料桁架结构主要应用于卫星承力构件中,发射过程中强度的可靠性是考核的重点,加工精度和长期结构的稳定性要求较低,属于半精加工。而用于本系统中的桁架结构则大大不同,其加工精度为微米级,稳定性要求为角秒级,传统加工制造和装配工艺无法满足该桁架的要求。由于基本没有相关工艺技术文献,作者对碳纤维复合材料桁架结构的加工制造流程进行了探索。在相关加工试验的基础上,制定了完善的工艺技术方案,如图 4 所示,主要包括:

(1)次镜支架/主桁架/支撑环成型:实现碳纤维构件与钛合金埋块的连接;

(2)真空出气:在整个加工过程中,2 次的整体真空出气至关重要,要求出气真空度高于 1×10^{-5} Pa,出气时间大于 24 h;

(3)消应力试验:通过高低温和振动试验消除结构成型和装配过程中的残余应力;

(4)半精加工:通过初步研磨,使相关接口平面度优于 $20\ \mu\text{m}$;

(5)精密研磨加工:在 $20\ ^\circ\text{C}$ 恒温条件下,通过精密研磨和多次测量,保证相关接口平面度优于 $8\ \mu\text{m}$;

(6)稳定性试验:完成在外力和温度作用变化下的稳定性试验,验证是否满足要求;

(7)销钉定位:各组件间配制销钉,采用锥销,定位精度可达 $3\ \mu\text{m}$ 。

4 试验研究

4.1 稳定性自动测量方案

经调研,国内尚没有适合本结构变形测量的专门设备,因此,作者自行设计了如图 5 所示的稳定性自动测量方案,主要包括平面反射镜 A 和 B、自准直平行光管、气浮平台、翻转支架、测温仪、加热片以及图像采集与处理系统等。在该方

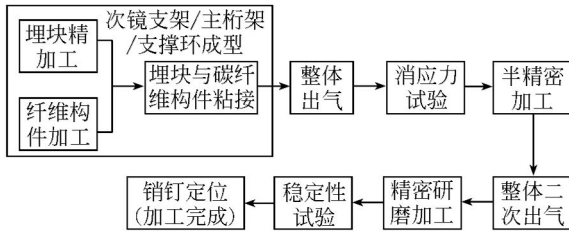


图 4 桁架加工工艺流程

Fig. 4 Manufacturing processes of truss

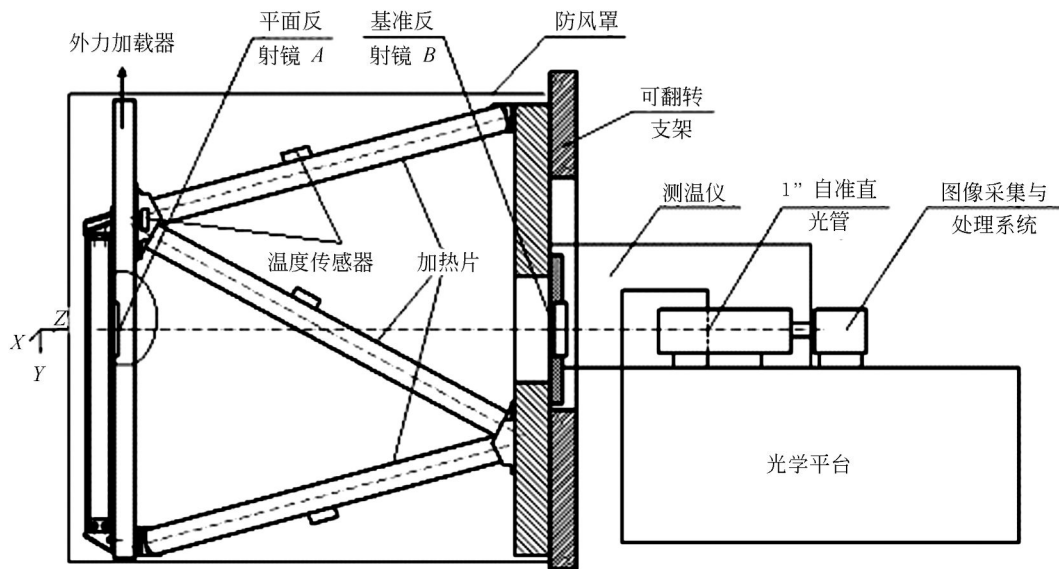


图 5 结构稳定性检测方案

Fig. 5 Structural stability measuring scheme

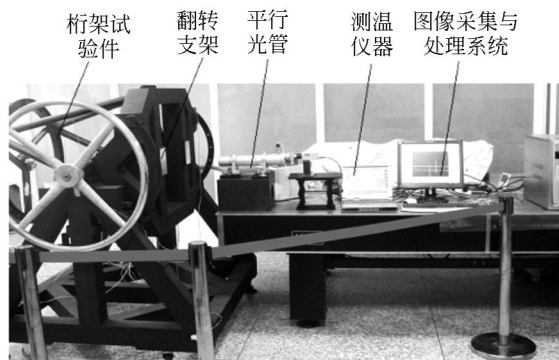


图 6 稳定性测试试验装置

Fig. 6 Stability measuring equipment

案中,平面反射镜 A 和 B 分别模拟结构的次镜和主镜,它们之间的夹角变化可反应出桁架的变形情况。在试验中,调整两平面镜和自准直光管的位置,使两反射镜自准像同时进入光管视场,通过图像采集和处理系统测量平面反射镜 A 与 B 之间绕 X 轴和 Y 轴的夹角变化。通过图像采集和处理系统实现多次自动测量,并求平均值,可以大大减少人为误差,其测量精度可达到秒级。测试试验现场如图 6 所示。

4.2 振动试验

根据分析结果,传感器安装在支架接头、次镜模拟镜面和支撑环等位置。试验得到的垂直光轴

方向和沿光轴方向的固有频率分别达到 119 和 156 Hz,与有限元分析结果吻合,相差小于 3%,如表 2 所示,验证了有限元分析计算结果的正确性。扫频试验曲线如图 7 所示。RMS 为 11.3 g 的鉴定级随机振动实验表明:在支撑环的支架接头中的中间位置垂直光轴方向振动时响应最大,RMS 均方值达到 83 g;而次镜处的 RMS 均方值约为 43.7 g。由于相机固有频率超过了 100 Hz,在 0~100 Hz 的正弦振动试验时的响应较小。试验说明次镜处为相对薄弱的环节。试验后完成了平面反射镜 A 和 B 之间夹角测试,结果如表 3 所示。

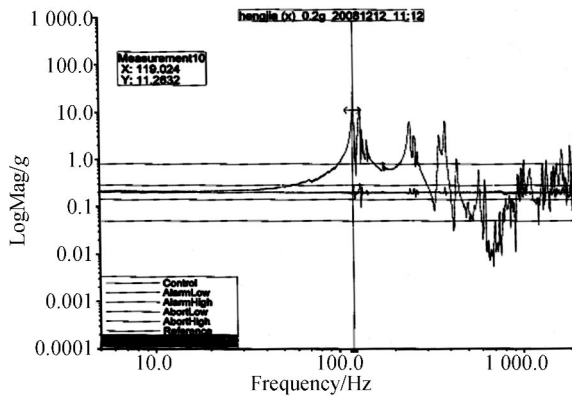


图 7 X 方向正弦扫描响应曲线

Fig. 7 Truss response curve (in X direction) under sinusoidal scan

表 2 固有频率分析与试验对比情况

Tab. 2 Comparison of results of analysis and vibration tests

方向	有限元分析	试验
横向/Hz	121	119
轴向/Hz	160	156

4.3 外力作用下的稳定性测试

分别完成以下两种工况的测试:(a)在支撑环处沿 X、Y 两个方向加载大小为 45 N 的力;(b)将整个试验件翻转 180°,模拟 2 倍重力的作用。具体夹角变化的测试结果如表 3 所示。

表 3 外载荷作用下的测试结果

Tab. 3 Test results under external loads

方向	振动试验	Y 向加力	X 向加力	2 倍重力	4℃ 温差	
夹角变化 /(")	俯仰	0.5	1.2	2.4	1.5	2.4
	水平	1	0.9	1.5	1.1	1.5

4.4 温度稳定性试验

(a)均匀温度变化作用下的测试:进行本试验的目的是模拟均匀温升对碳纤维复合材料桁架的影响。通过加热器加热使环境和桁架温度升高 12℃ 以上,然后在自然状态下降低温度,测试温度变化前后两个反射镜的夹角变化情况。通过数据处理系统采集数据,如图 8 所示,可见在俯仰和水平方向的夹角变化均小于 4"。

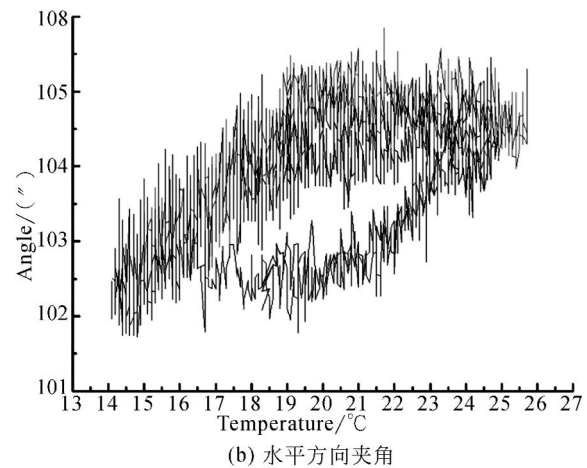
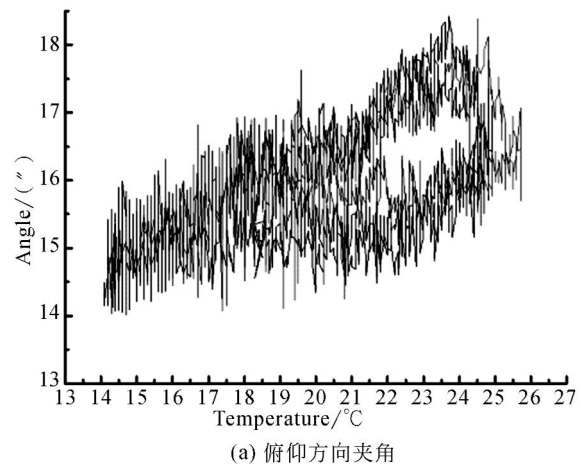


图 8 均匀温升条件下的夹角变化曲线

Fig. 8 Angle deviation vs temperature

(b)局部加热引起温差作用下的测试:本试验的目的在于测试温度梯度对桁架的影响。每个桁架杆上都贴有加热片,可单独供电,通过控制供电路数和电压,获得 4℃ 的温度梯度。具体夹角变化的测试结果如表 3 所示。

5 结 论

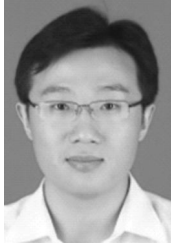
针对大型同轴空间相机对支撑结构高轻量化和稳定性的要求,深入研究和开展了高精密碳纤维复合材料桁架结构的研制。对某相机的桁架结构进行了设计和工程分析,并通过加工制造过程中的探索,首次确定了该型结构的工艺流程。为验证结构的稳定性和工程分析的正确性,设计了主次镜夹

角实时自动测试系统。试验结果表明:所研制 $\Phi 864$ mm 大型复合材料高精密桁架结构的基频达到 119 Hz,质量仅 13 kg,在重力、10 °C 温升和 4 °C 温差等条件下的变形均小于 4",同时实现了高度轻量化和良好的稳定性。该桁架已成功应用于某空间相机中。大型复合材料高精密桁架的研制成功提高了我国空间相机支撑结构的技术水平,其设计、试验方案和工艺流程可作为其它同型空间相机结构设计的技术参考。

参考文献:

- [1] 李威,刘宏伟,郭权锋,等. 空间相机主次镜间的薄壁和支杆组合支撑结构[J]. 光学精密工程,2010,18(12): 2633-2641.
LI W, LIU H W, GUO Q F *et al.*, Combined supporting structure of thin wall joint cylinder and supporting bar between primary mirror and second mirror in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(12): 2633-2641. (in Chinese)
- [2] FORMAN S E. EO-1 advanced land imager (ALI) technology transfer forum [R]. 2001,9.
- [3] 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): 1-3.
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): 1-3. (in Chinese)
- [4] 贾学志,金光,张雷. 空间相机外遮光罩结构设计 with 优化[J]. 光学精密工程,2008,16(8): 1560-1565.
JIA X ZH, JIN G, ZHANG L. Design and optimization of lightweight outer baffle for space camera [J] *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1560-1565. (in Chinese)
- [5] 李威,刘宏伟. 空间光学遥感器中碳纤维复合材料精密支撑构件的结构稳定性[J]. 光学精密工程,2008,16(11): 2173-2179.
LI W, LIU H W. Structure stability of precision component made of carbon fiber composite in space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2173-2179. (in Chinese)
- [6] 沃西源. 国外先进复合材料发展及其在卫星结构中的应用[J]. 航天返回与遥感,1994,15(3): 53-62.
WO X Y. Applications of advanced composites in foreign space structure [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 1994, 15(3): 53-62. (in Chinese)
- [7] CONNELL S J, ABUSAFIEH A. Lightweight space mirrors from carbon fiber composites [J]. *Sampe Journal*, 2002, 38(4): 46-55.
- [8] ROBERT C R. CFRP composites for optics and structures in telescope applications [J]. *SPIE*, 2543: 154-161.
- [9] 林再文,刘永琪,梁岩,等. 碳纤维增强复合材料在空间光学结构中的应用[J]. 光学精密工程,2007,15(8): 1181-1185.
LIN Z W, LIU Y Q, LIANG Y, *et al.*. Application of carbon fiber reinforced composite to space optical structure [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 1181-1185. (in Chinese)
- [10] DENNIS G, JIM B, JOE D. Overview of the optical design and performance of the high resolution science imaging experiment (HIRISE) [J]. *SPIE*, 2005;0K1-0K10.

作者简介:



张雷(1982-),男,山东菏泽人,副研究员,主要从事空间遥传感器的结构设计及分析。E-mail: zhangleisong@tom.com

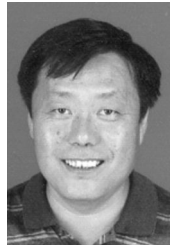


安源(1980-),男,汉族,黑龙江安达人,博士,副研究员,主要从事空间遥传感器的结构及机构设计。E-mail: any@ciomp.ac.cn

导师简介:



姚劲松(1962-),男,吉林洮南人,高级工程师,主要从事空间光学仪器机械与机构方面的研究。E-mail: yaoniuyjs@yahoo.com.cn



金光(1958-),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事空间遥感器总体设计。E-mail: jing@ciomp.ac.cn



贾学志(1980-),男,汉族,河北唐山,博士,助理研究员,主要从事空间遥感器结构设计与分析工作。E-mail: xuezhi0817@163.com

●下期预告

反射镜无热装配中胶层计算及胶粘工艺实现

刘强^{1,2},何欣¹,张峰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)

为了实现空间遥感器反射镜无热装配,深入研究了反射镜粘接镶嵌件时胶层的计算及如何进行胶粘实施。首先,介绍了工程中可以实际应用的反射镜无热装配胶层厚度的计算方法,并对目前反射镜装配中胶层厚度控制工艺方法做了介绍,详细分析了各种方法的优缺点及局限性;针对目前胶粘工艺控制胶层厚度存在的问题,提出采用具有不同直径规格的空心玻璃微珠来控制胶层厚度的方法。通过拉伸试验,验证了添加了空心玻璃微珠的光学环氧胶比纯光学环氧胶的力学性能提升了20%;利用平面反射镜粘接镶嵌件的试验表明,依靠填充空心玻璃微珠保证胶层厚度的胶粘工艺方法能够保持反射镜面形值,同时证明了胶层计算方法可以应用于空心玻璃微珠直径选择中。胶层厚度计算方法及玻璃微珠胶粘工艺可以实现反射镜无热装配。