

文章编号: 1672-8785(2012)07-0016-04

空间遥感器反射镜组件的微应力装配技术

谭进国¹ 何 欣¹ 刘 强^{1,2}

(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: 讨论了某型号空间遥感器主镜组件的微应力装配技术。在镜面被加工到面形 RMS 值为 $\lambda/10$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$) 时进行组件装配。为了尽量减小装配应力对镜面精度的影响, 分析了主镜镜面的受力情况, 并设计了组件装配流程及装配调整装置。装配后对面形进行了测试与检验, 面形数值没有发生变化。最后通过力学环境试验和真空热循环试验进行了验证。结果表明, 该装配技术满足设计及使用要求。

关键词: 空间遥感器; 反射镜组件; 微应力装配

中图分类号: TH122 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2012.07.004

Micro-stress Assembling Technique for a Reflector Component of Space Remote Sensor

TAN Jin-guo¹, HE Xin¹, LIU Qiang^{1,2}

(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)

Abstract: The micro-stress assembling technique for the main reflector component of a space remote sensor was discussed. The reflector component was assembled when it had the surface deformation of $\lambda/10$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$). To reduce the influence of the assembling stress on the reflector surface accuracy to the greatest extent, the stress of the main reflector was analyzed and the assembling process and adjustment device were designed. After the reflector was assembled, none changes of its surface deformation were measured. Finally, the reflector was verified in both mechanical test and vacuum thermal cycling test. The result showed that this assembling technique met the design and operation requirements.

Key words: space remote sensor; reflector component; micro-stress assembling

0 引言

随着空间遥感技术的不断发展, 人们对空间遥感器提出了轻型、大视场以及高分辨率的要求。离轴三反消像散非球面 (TMA) 光学系统具有组件少、无遮拦、焦距长、视场大、波段宽、抑

制杂光能力强以及调制传递函数高等优点, 因而得到了越来越多的应用^[1]。作为离轴三反光学系统中重要的成像元件, 反射镜的面形精度和位置精度会直接影响光学系统的成像质量。因此, 在装配反射镜组件时, 需要尽量减小装配应力对反射镜的影响, 以免在研制后期对组件进

收稿日期: 2012-07-02

作者简介: 谭进国 (1978-), 男, 黑龙江鹤岗人, 硕士, 主要从事空间光学遥感器的结构设计工作。

E-mail: tanjinguo@126.com

行力学环境试验和真空热循环试验时引起应力突然释放, 对反射镜精度造成不可修复的破坏。

本文讨论某空间遥感器主镜组件的装配工作。作为反射镜组件研制中的一个重要环节, 该组件装配是在反射镜镜面面形 RMS 值达到 $\lambda/10$ ($\lambda = 632.8 \text{ nm}$) 时进行的。通过设计合理的装配流程和装配调整装置, 减小了装配应力对反射镜的影响, 实现了主镜组件的微应力装配。

1 反射镜组件

反射镜为某空间遥感器光学系统的主镜, 其口径为 $\Phi 600 \text{ mm}$, 采用 SiC 材料。与其它用于制备反射镜的材料相比, SiC 的比刚度和热稳定性能都比较高, 它是一种非常理想的太空遥感器反射镜基体材料。该主镜采用背部 9 点支撑方式。根据其外形特点选择背部开放式三角形轻量化结构。图 1 所示为反射镜的示意图。



图 1 反射镜的示意图

主镜采用两层柔性环节的背部支撑方式。其中, 第一层为与主镜粘接的 9 个粘接柔性结构件, 相邻 3 个粘接柔性结构件与过渡件连接。第

二层为与过渡件连接的 3 个连接柔性结构件。这三个连接柔性结构件再与反射镜背板连接, 构成主镜组件。图 2 所示为主镜组件的示意图。

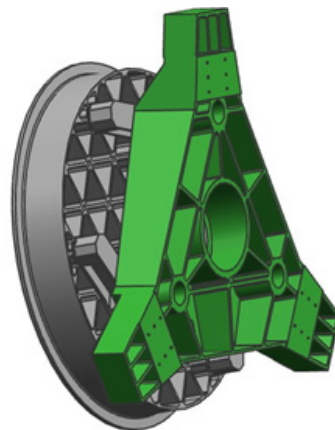


图 2 反射镜组件的示意图

柔性结构件的设计重点是柔度设计。若柔度过大, 反射镜组件的谐振频率和面形精度则不能满足设计要求; 若柔度过小, 热载荷条件下镜面的综合面形误差 RMS 值则不能满足指标要求^[1]。柔性铰链结构由于具有体积小、无机械摩擦、无空回以及运动灵敏度高优点而被广泛应用于微位移机构等精密机械^[2]。本文就是选取一种双轴圆弧柔性铰链作为柔性结构件的。

为了尽量减小因外界温度变化不同引起的材料间热特性差异对反射镜面形精度的影响, 与反射镜粘接的粘接柔性结构件选择可调整线胀系数的铟钢 (4J32), 并将其线胀系数调整成与 SiC 的线胀系数相近。过渡件及反射镜背板选用高比刚度、高尺寸稳定性和航天产品常用的钛合金 (TC4)。表 1 列出了反射镜组件中各元件材料的属性。

表 1 材料属性^[3-4]

参数	密度	弹性模量	比刚度	线胀系数	导热率	热畸变	比热	热扩散率
	$\rho(10^3 \text{ kg/m}^3)$	$E(\text{GPa})$	$E/\rho(10^6 \text{ m})$	$\alpha(10^{-6}/\text{K})$	$\lambda(\text{W/mK})$	$\alpha/\lambda(10^{-8} \text{ m/W})$	$C_p(\text{J/kg/K})$	$D(10^{-6} \text{ m}^2/\text{s})$
SiC	3.14	420	13.6	2.4	180	1.2	680	84.3
TC4	4.43	110	2.53	8.8	7.2	122	565	2.9
4J32	8.03	145	1.84	2.5	23.8	3.9	—	3.4

2 反射镜组件的装配流程设计

作为光学系统的重要元件,主镜必须具有很高的面形精度,因此其加工步骤较多,周期较长(主要流程见图 3)。

根据主镜的加工流程,首先对主镜镜坯进行成型加工,包括其外形、粘接孔和近似球面的加工。第二步进行镜面细磨。当镜面面形精度 RMS 值达到 $\lambda/10$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$) 时进行第三步,即镜面表面改性。其原因是 SiC 材料中存在的相当数量的孔洞使得无法直接获得质量较高的光学表面,因此需要在 SiC 基底表面上生长一层与基底结合牢固的致密的改性涂层(如 Si 膜),以使镜面具有良好的抛光特性。第四步是主镜组件装

配。装配时尽量避免零件间的装配应力对反射镜面形产生影响。装配完成后复检镜面面形。若与装配前面形的测试数值相差较大,则要重新进行装配。第五步是对主镜组件进行力学环境试验和真空热循环试验,释放装配过程中产生的装配应力并对装配工艺进行验证。在试验完成后分别复检镜面面形。与试验前的面形数值相比,若变化量在许用范围内,则证明反射镜组件的装配满足设计及使用要求。第六步是镜面抛光加工,要求面形精度 RMS 值达到 $\lambda/50$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$)。最后对反射镜镜面进行镀膜。

根据主镜的加工流程,并结合实际研制情况,制定了图 4 所示的主镜组件装配流程设计。

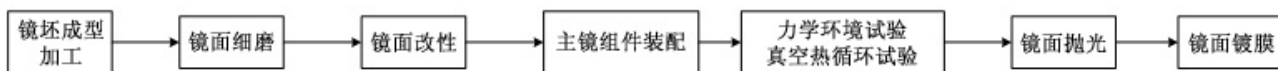


图 3 主镜的加工流程

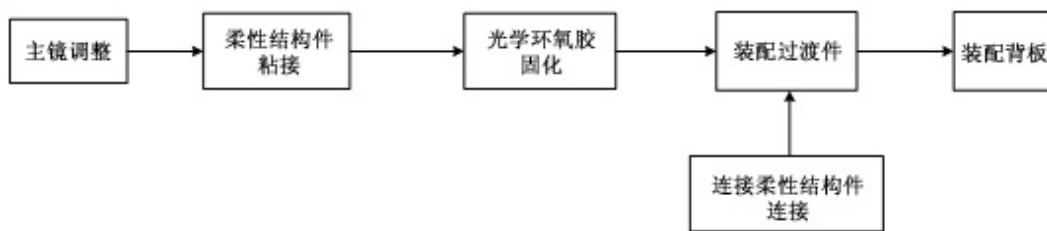


图 4 主镜组件的装配流程

首先按照装配要求对主镜进行调整摆放。第二步是将粘接柔性结构件与主镜粘接。粘接剂选用光学环氧树脂胶。第三步是等待光学环氧树脂胶固化。第四步是装配过渡件。先将连接柔性结构件与过渡件连接,再将 3 个过渡件分别与 3 组粘接柔性结构件连接。最后将反射镜背板与 3 个连接柔性结构件连接后完成组件装配。各零件同一平面内的连接面必须有良好的共面度,尽量减小因连接件之间的缝隙产生的连接应力对镜面的影响。

3 反射镜组件的装配调整装置设计

在主镜装配过程中,为确定调整垫的修研量,需要将主镜镜背向上放置,以镜背为基准多次测量各零件连接面的高度差。若将主镜放置

在平台上,主镜边缘与平台接触,镜面受镜体本身和背部支撑结构件的重力作用会产生受力不均匀,导致镜面产生的变形量差别较大。在此状态下进行装配,镜面将会存在较大应力。该应力可能会在后续研制环节中释放出来,从而对反射镜精度产生不可预估的影响。因此,若要满足镜面变化均匀的要求,则需将主镜置于装配调整装置上进行装配;同时调整装置需要具备竖直方向调节功能,以满足将镜背边缘处均布的 3 点作为测量基准的主镜调整要求。

为了满足镜面变形均匀的要求,采用均布几个支撑点支撑镜面的方法。每个支撑点承担的重力必须相近。根据上述原则,通过调整装置支撑点的个数和支撑位置,可以设计成与主镜背部柔性支撑相同的个数及位置。根据图 5 中

反射镜 9 点支撑的原理, 用式 (1) ~ 式 (4) 计算得到支撑点的位置。

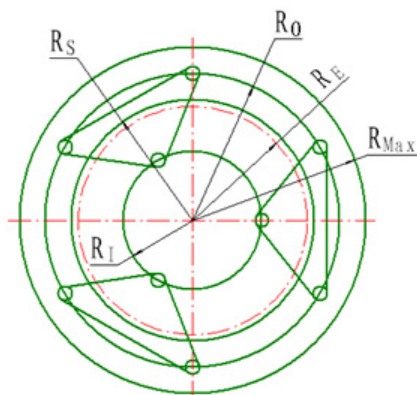


图 5 9 点支撑的示意图

支撑点的位置计算如下:

$$R_E = \left(\frac{\sqrt{3}}{6}\right) D = 0.28068 D \quad (1)$$

$$R_I = \left(\frac{\sqrt{6}}{12}\right) D = 0.20412 D \quad (2)$$

$$R_O = \left(\frac{\sqrt{6}}{6}\right) D = 0.20412 D \quad (3)$$

$$R_S = 0.30374 D \quad (4)$$

式中, $D = 2R_{Max}$ 。

为了保证与镜面接触的支撑点具有足够的接触面积, 将支撑点结构件设计成圆环形状, 采用聚四氟乙烯材料, 并避免划伤镜面; 同时将支撑点结构件设计成球铰结构, 使其具备自适应调节角度功能, 并避免其与镜面局部接触。

装配调整装置有 9 个支撑点。若采用 9 个竖直方向上互不干涉的调整环节进行调整, 则难以保证 9 点均与球面接触。为解决这一难点, 采用与主镜组件第二层背部支撑类似的原理, 即将调整装置上内圈的 1 个支撑点和外圈的相邻 2 个支撑点连接到过渡板上; 过渡板也具有自适应调节角度功能, 与过渡板连接的 3 个支撑点可同时与主镜镜面接触。

在调整装置的底座上均布安装 3 个螺旋副, 螺柱与过渡板的连接点位于过渡板的质心位置; 将连接点设计成球铰结构, 以满足过渡板自适应调节角度的要求; 通过旋转螺柱, 调整装

置便具备竖直方向调整主镜的功能。装配调整装置通过两层球铰结构的转化, 实现了主镜镜背与平台平行的调整要求。图 6 所示为主镜组件装配调整装置的示意图。

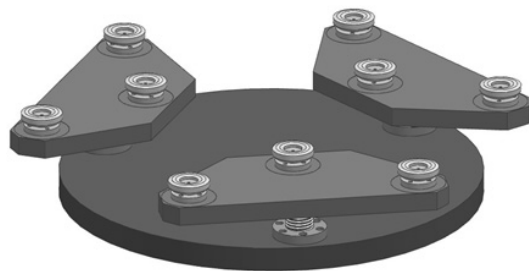


图 6 装配调整装置的示意图

4 试验验证

在主镜组件装配完成后, 复检镜面面形。RMS 值为 $\lambda/10$ ($\lambda = 632.8 \text{ nm}$), 测试数值和面形分布趋势与装配前相比没有发生变化。为释放装配过程中产生的装配应力, 初步判定主镜组件的固有频率和响应特性, 并验证主镜组件装配工艺的有效性。在装配完成后, 再进行力学环境试验和真空热循环试验。

力学环境试验需要进行 X、Y 两个方向的振动测试。首先在一个方向上进行 0.2 g 的力学特性扫描, 并进行随机振动试验; 然后进行 0.2 g 的力学特性回扫, 并对比两次 0.2 g 力学特性扫描数据。接着进行另一方向的试验。在力学试验完成后复检镜面面形。主镜面形的 RMS 值为 $1/10\lambda$, 测试数值和面形分布趋势与试验前相同。

在力学环境试验完成后, 对主镜组件进行真空热循环试验。真空度不大于 $1 \times 10^{-4} \text{ pa}$, 循环次数为 2.5 次。试验后复检镜面面形。RMS 数值为 $1/10\lambda$, 测试数值和面形分布趋势与试验前相同。主镜组件装配过程中产生的应力较小, 不会影响主镜的面形精度。

5 结论

某空间遥感器的主镜是离轴三反光学系统中的重要成像元件, 其面形精度和位置精度会

(下转第 38 页)