

空间遥感器反射镜背部支撑结构设计

王克军,董吉洪,周平伟,王晓宇,姜萍

(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: 鉴于空间遥感器反射镜组件需要具有高面形精度、高可靠性和高稳定性支撑的性能,设计了一种应用于天基反射镜的三点背部支撑结构,该支撑结构包括锥套、柔节和修研垫。对三点背部支撑的支撑原理以及工程实现开展了深入研究。对引起三点背部支撑反射镜组件面形误差变化的误差源进行了归纳总结,研究了各个误差源引起面形变化的作用机理,对支撑结构开展相应的设计来缓解各个误差源导致的反射镜的面形精度的变化。首先采用有限元仿真的方法对设计结果开展静、动力学仿真,然后对加工装配完成的反射镜组件开展了试验测试。测试结果表明,在工作状态下采用该三点支撑结构的镜组件的面形误差优于 $\lambda/60$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$),镜体刚体位移小于 0.01 mm ,镜体转角小于 $2''$,质量小于 4.5 kg 。整个组件具有合理的模态分布,基频是 254 Hz ,大大高于设计要求值 120 Hz 。镜组件在正弦振动和随机振动下的最大放大倍率为 1.73 倍,在正弦振动和随机振动下的最大应力为 369 MPa ,远低于选用材料的屈服极限。

关键词: 空间遥感器; 背部支撑; 仿真分析; 面形误差测试; 力学试验

中图分类号: TH751 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0718004

Back support structure design of mirror of space remote sensor

Wang Kejun, Dong Jihong, Zhou Pingwei, Wang Xiaoyu, Jiang Ping

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

Abstract: In view of the functional requirements of high surface shape error accuracy, high reliability and high stability of mirror support for space remote sensor, a three-point back support structure applied in the mirror support in the field of space was designed, the back support structure included taper sleeve, flexible segment and adjusting pad. The in-depth study was done about support principle and engineering realization of the three-point back support structure. The error source which caused the variation of surface shape error of the three-point back supporting mirror component was summarized, the theory of surface shape variation caused by various error sources was studied, and the corresponding design of the supporting structure was carried out to alleviate the variation of the surface shape error of the mirror caused by various error sources. Firstly, the static and dynamic simulation of the design results were carried out by means of finite element analysis, then the assembled and processed mirror assembly was tested. The results show that the surface shape error of mirror with the three-points support structure is

收稿日期: 2018-10-15; 修订日期: 2019-03-03

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(11703027)

作者简介: 王克军(1982-),男,副研究员,博士,主要从事空间遥感器光机结构设计方面的研究。Email: wangkejun1@163.com

better than $\lambda/60$ ($\lambda=632.8$ nm), the rigid body displacement of mirror is smaller than 0.01 mm, the dip angle is smaller than $2''$, the mass of the mirror component is smaller than 4.5 kg. The component has a reasonable distribution of modal, the fundamental frequency is 254 Hz, which is higher than the requirement of 120 Hz. The maximum magnification rate of the mirror assembly under sine vibration and random vibration is 1.73 times, and the maximum stress under sine vibration and random vibration is 369 MPa, far lower than the yield limit of the selected material.

Key words: space remote sensor; back support; simulation analysis; surface shape error test; mechanical test

0 引言

反射镜组件是空间遥感器中的最关键的部件之一,其支撑性能的优劣决定了系统的成像质量。调研国内外天基大口径反射镜的支撑方式,主要包括三大类:被动支撑方式、重力卸载方式和主动光学方式。被动支撑方式是一种传统的支撑方式,它具有高可靠性和高稳定性,但随着反射镜口径的增大,结构会更加复杂,设计难度增大;主动光学这种支撑方式是一种新兴的支撑方式,实时的调整促动器上促动力的大小来校正反射镜面形,保证反射镜组件自身性能,但是由于结构太复杂,可靠性并不高;而重力卸载方式是在地面装调阶段通过对反射镜施加重力卸载装置来模拟遥感器在轨工作的环境,保证面形精度要求,入轨工作时重力消失,断开重力卸载装置,保持反射镜组件的面形不变化,难度在于精确卸载重力、卸载残余要足够小^[1-3]。主动光学支撑方式和重力卸载支撑方式多用于支撑 1 m 口径以上的大尺寸反射镜反射镜,小于 1 m 口径的反射镜更多采用被动支撑的方式。被动支撑的具体支撑方式也包括很多种:周边支撑方式、背部支撑方式和复合支撑方式等等。

文中针对应用于空间遥感领域的口径为 $\Phi 410$ mm 反射镜的高精度指标支撑需求,设计了一种三点背部支撑形式的柔性支撑结构,深入剖析、研究了天基反射镜支撑的支撑工作原理及其工程实现途径,归纳总结了三点背部支撑的误差来源,对支撑结构开展了有针对性的设计。通过仿真和试验手段证实该支撑形式的可行性,该支撑结构可以应用于更大口径的反射镜支撑。

1 背部三点支撑的支撑原理

1.1 反射镜支撑原则

对于空间遥感器反射镜的稳定支撑而言,有两个支撑原则:一是对反射镜进行空间定位,确保反射镜在光学系统中位于确定的空间位置;二是保证镜体刚度,使反射镜组件的镜面面形精度满足成像的精度需求。因此,就第一条原则来讲,应该将反射镜看做一个刚体,采用依据机构运动学原理,约束反射镜的六个空间自由度,支撑形式应该为静定或者超静定结构;就第二条原则来讲,应该将反射镜视为弹性体,通过提升镜体自身比刚度或者增加支撑点数来保证镜体自身变形最小^[4]。

1.2 背部三点支撑工作原理

位于空间中的反射镜具有六个空间自由度或者说是可以运动的方式,即沿 X 、 Y 、 Z 方向的平动和绕着 X 、 Y 、 Z 坐标轴的转动。假如镜体的每种可能的运动都通过与支撑的单点接触而被单独制约,该物体是被运动学约束,也就是静定约束,假如一种可能的运动受到多种方式的约束,那么该物体就是被过约束,也就是超静定约束,这时就会受到支撑从外部施加的力而导致镜面变形^[5-6]。

采用背部三点支撑方式的镜组件,由于其三组支撑中的每一组都是面接触,支撑结构对反射镜的六个空间自由度都属于过约束,也就是说,采用三点支撑的反射镜组件实际是一种超静定结构,这样镜组件在受到重力载荷、温度载荷和装配公差作用时,镜体将产生非自由状态的形变,导致镜面产生变形,而反射镜的变形是非常不期望发生的。

在支撑结构上设计合适的柔性结构,并将三组

柔性结构在反射镜镜体背部合理布局,可以有效地吸收外部载荷引入的变形能,大大缓解镜面的面形变化,同时还满足对镜体的空间定位功能。

2 支撑方案设计

2.1 误差源归纳

一般,反射镜组件设计指标为:镜面面形精度、镜体刚体位移、镜体倾角、组件质量和组件动力学性能。

镜面面形值是镜面面形相对理想镜面的变形程度,其值越小越好,取决于镜体刚度、支撑点的个数和支撑结构的形式。

镜体刚体位移是指镜组件在承受重力载荷时,镜体偏离理想位置的位移大小,该值越小越好,其大小取决于支撑结构的刚度。

镜体倾角是指在重力载荷作用下,镜体产生的相对镜体理想位置的倾角大小,其值越小越好,它与支撑结构在光轴方向的支撑位置和支撑刚度有很大关系。

镜组件的动力学特性取决于各结构件的结构刚度,通过增加镜组件内各零、部件的刚度可以提升镜组件的刚度,但是镜体刚度过大会导致镜面面形变化过大,镜面面形精度指标不满足指标要求,需要折中设计。

质量越大,空间遥感器的发射成本越大,在保证反射镜组件各项性能指标的前提下,应最大限度降低组件质量。

以上各项指标中,镜体的刚体位移、镜体的倾角和组件的动力学性能对支撑刚度的需求是一致的,都是越高越好,除此之外,镜体的倾角还与支撑位置有很大关系。质量指标则是在保证性能的前提下,越轻越好。这几项指标的保证相对来说是比较容易保证的。镜组件的镜面面形精度是比较复杂的,对其产生影响的误差源比较多,尤其是对高精度的面形精度来说,设计起来难度较大,需要针对各项误差源开展针对性的设计,这就需要明确影响镜面面形精度的各项误差。经过研究,归纳总结出反射镜面形精度的面形误差主要有四个分量:镜体的加工残余面形误差、重力载荷消失带来的面形误差、温度载荷带来的面形误差和装配带来的面形误差。

2.2 功能分配

背部三点支撑的天基反射镜组件镜体一般都

“薄圆饼形”结构,其径向的刚度远远大于其轴向的刚度。反射镜组件地面装调和在轨应用的唯一区别就是重力载荷的有无。反射镜在径向承受重力载荷时,镜体径向刚度大,对重力载荷不敏感,所以,背部三点支撑的主镜在地面装调时一般都是采用光轴水平的状态。这样反射镜组件在承受各种载荷时的受力状态如图 1~图 5 所示。

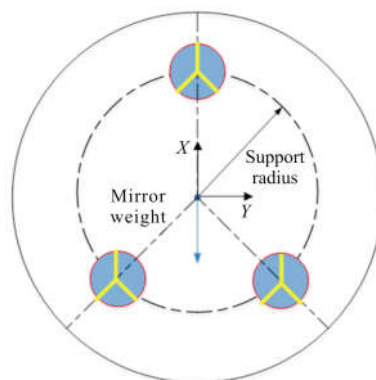


图 1 镜组件承受重力载荷

Fig.1 Mirror assembly with gravity load

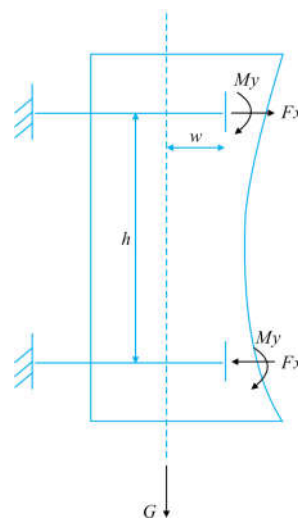


图 2 镜组件重力载荷下受力状态

Fig.2 Force state of mirror assembly under gravity load

处于光轴水平状态的反射镜组件在地面装调时会承受重力载荷的作用,该载荷将导致镜面面形发生变化,面形值变化大小与镜体刚度、轴向支撑位置以及三个柔节的柔性特性有关。

镜体的设计原则是高比刚度,满足质量要求的前提下最大限度地提升镜体刚度。

镜面的面形变化对支撑结构在光轴方向的支撑

位值是最敏感的。支撑结构的位置位于镜体在光轴方向质心所在平面的前端,距离镜面更近的位置。在镜组件中,镜体处于平衡状态,根据镜体受力情况,可以得到镜体平衡方程:

$$GW=3My+Fxh \quad (1)$$

式中: G 为镜体自身重力; W 为支撑点与光轴方向过质心平面的距离; Fx 为上方柔节的轴向力,上方单个柔节的受力大小等于下方两个柔节的轴向力之和,且方向相反; h 为上方柔节与下方两个柔节在垂直方向的距离。

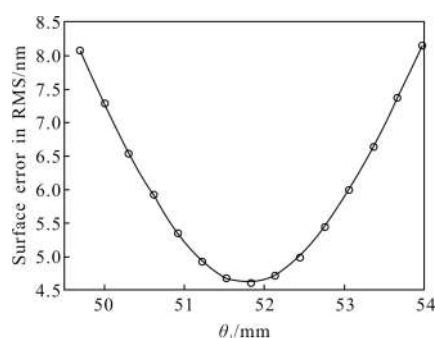


图 3 支撑位置与质心距离和镜面面形误差关系

Fig.3 Relationship of mirror surface shape error vs the distance between the support position and gravity center

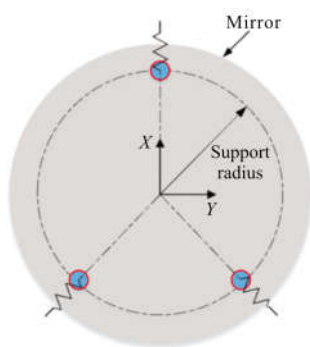


图 4 镜组件承受温度载荷

Fig.4 Mirror assembly with temperature load

镜体处于平衡状态后,通过微调锥套的长短,即变化 W 的数值,存在一组使反射镜镜面面形 RMS 值最优的力矩 My 和轴向力 Fx ,这组数据和柔节的刚度相关。

目前轴向最优支撑点位置选择的最佳手段是采用有限元的手段,将镜面面形精度 RMS 值最小做为目标函数,以支撑点距离镜体轴向过质心面的距离

W 为变量来优选。

在重力载荷工况下,三个柔节变形一致。柔节为了适应温度载荷和装配误差,在整个反射镜组件中是相对柔软的环节,尤其是相对刚度大的镜体来说。在重力载荷下,镜体产生刚体位移,在大刚度镜体重力在作用下,三个柔节的变形一致,受力相同,分别承担镜体三分之一的重量。

反射镜组件在轨工作时即使有精密温控系统来保证其温度环境,也要承受一定幅值的温度载荷作用,由于安装镜组件的桁架和镜体的材料属性不同,即具有不同的线胀系数,温度载荷作用下,镜体将会承受由于自身材料和桁架材料不一致带来的热应力,导致镜面面形精度的变化。因此,镜体和桁架之间的支撑结构要具备一定的柔性来吸收和缓解这部分热应力。尤其对于背部三点支撑的圆形反射镜来说,三点一般 120° 均布,柔节在径向的柔性应该一致,这样镜组件对于热载荷的适应是圆周对称,可有效保证镜体自由膨胀,减小面形变化。

装配引入的面形误差主要包括支撑结构的加工误差和反射镜组件与外部框架连接法兰面的不平度误差,这两部分误差的部分分量会直接作用在镜面,对镜体产生挤压,镜表面产生应力,导致镜面面形精度误差,因此,需要在产生面形变化的分量的方向设置柔性结构,将对镜面的直接作用力转变为柔性环节的变形能,缓解镜面的面形变化量。三点背部支撑的装配流程一般是:镜体粘接锥套(三组);研磨锥套与支撑的连接法兰面,保证三个面共面;安装支撑结构,修研三个支撑与背板或者框架连接的法兰面,保证三个面的共面度;组件与背板或者框架安装。

由三点背部支撑结构的装配流程来看,锥套、支撑的加工误差最终全部转变为三个支撑的共面度误差,并且这个共面度误差可以通过研磨控制到微米量级,将组件安装到三角板或者框架上,该不共面度将会对面形产生影响,这个不共面度还包括三角板或者框架受外力作用带来的在支撑与其连接法兰面上的变形。作用机理见图 5。

柔性环节产生弹性变形,吸收能量,但是会带来镜面的转角和刚体位移,当然这个变形量不大,不会影响整个光学系统的成像性能,可以接受。

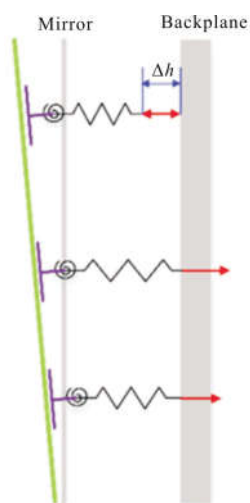


图 5 装配误差导致面形变化示意

Fig.5 Schematic diagram of surface shape variation caused by assembly error

以上从三个方面论述了镜面面形变化的机理,开展支撑设计时要对上述引起面形精度变化的误差源有针对性的措施。

2.3 指标分配

由上述论述,镜组件的面形精度指标是最关键和最难保证的一项指标,为了清晰和明确支撑结构的设计目标,对产生镜面面形精度变化的四项误差源引入的误差变化进行了指标分配,只要每部分误差引入的面形变化量都小于相应的分量值,则相应的总面形误差就会小于总面形误差指标^[7-8]。

这四项误差产生的原因不同,近似不相关,所以可以用随机误差和系统误差的误差合成公式来计算:

$$\sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^q \sigma_i^2 + \sum_{j=1}^s s_j^2} \quad (2)$$

式中: σ_i 为随机误差; s_j 为单项未定系统误差。

鉴于目前光学反射镜的面形加工的能力、机械零部件的加工精度和镜组件的装配能力,对镜组件的总面形误差指标 $\lambda/60$ (10.55 nm)进行指标分解,确定各项误差源引入的镜面面形变化的量级,详见图 6,这样有利于开展针对性设计,使设计有据可依。

为便于设计,除了对总面形误差进行分配之外,

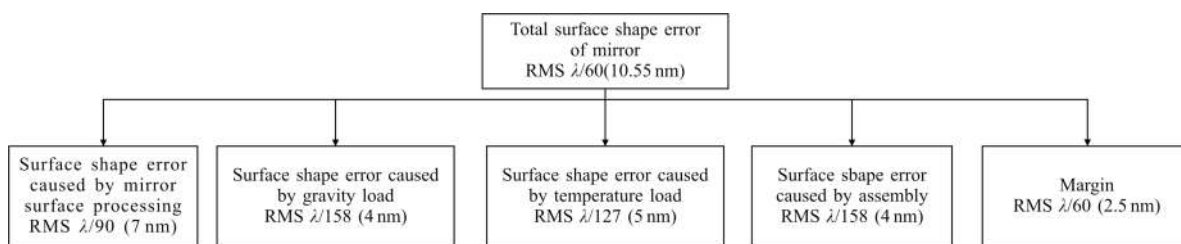


图 6 反射镜组件总面形误差分配

Fig.6 Surface shape error allocation of mirror component

还要对镜面在重力载荷下的刚体位移和组件质量进行分配,在保证面形精度的同时,质量和刚体位移也是约束条件。对于位移来说,镜面在重力载荷下产生的刚体位移是由镜体和支撑结构在重力载荷下变形引起的,要保证总刚体位移小于设计指标,则需要镜体和支撑结构在重力载荷下的变形分别小于相应的分配指标;对于质量来说也是一样。镜体的倾角则由支撑位置决定。镜组件的基频也作为镜组件的一项约束,完成面形精度指标优化设计的同时,组件基频要高于相应的设计指标,需要开展折中设计。

2.4 结构设计

通过对天基背部三点支撑镜组件支撑原理分析、误差归纳、功能分解和指标划分,明确了背部三点支撑反射镜组件的设计约束条件和设计目标。背

部三点支撑方案^[9-11]见图 7。

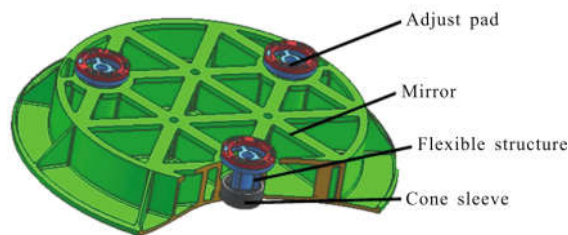


图 7 反射镜组件结构组成

Fig.7 Mirror component

反射镜组件包括:反射镜、锥套、柔节和修研垫。其中反射镜材料选择 SiC,应用广泛,具有比刚度大、尺寸稳定性好、轻量化率高、可获得高精度镜面面形精度的优点。镜体的设计目标就是高比刚度。修研垫是镜组件与主框架安装时为了保证镜体

处于理论位置而采用的一种手段，通过修研三个修研垫来实现镜体的空间定位。

锥套是镜体和支撑结构之间的一种过渡环节，支撑结构为缓解热应力和装配应力，其上开有柔性环节，一般选择性能稳定、密度较低的钛合金材料，如果支撑结构直接与镜体粘接，在承受温度载荷时镜体上将产生极大的内应力，使镜面面形恶化。因此，采用殷钢材料(4J32)的锥套与镜体粘接，在通过其上的螺孔与支撑结构螺接，殷钢材料可以通过调整其成分配比将其线胀系数调整至与镜体一致，从而有效地避免承受温度载荷时带来的热应力。

柔节是该三点背部支撑方案中的支撑结构，是支撑结构的核心部件，其设计的优劣直接决定组件的性能。考虑到支撑结构要缓解热应力和装配应力，结合上述的原理分析和功能分配，设计柔节见图 8。

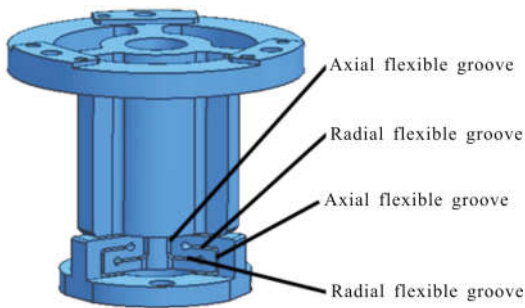


图 8 柔节

Fig.8 Flexible structure

该柔节在与锥套连接的法兰面附近设置有柔性结构，柔性结构为三叶式，三组柔性结构呈 120°圆周对称形式布置，每组上设计有两组轴向柔槽和两组径向柔槽，其中的两组轴向柔槽是用来释放温度载荷的，即在镜体的径向方向产生柔性，其原理如图 4 所示；其中的两组径向柔槽是用来缓解镜组件的装配误差，即在镜体的光轴方向产生柔性，其工作原理如图 5 所示。柔节在镜体内的摆放形式如图 1 所示，三个柔节绕镜体回转轴线呈圆周 120°对称形式布置，这种用于背部三点支撑的三叶柔节的优点在于：对于重力载荷来说，三个柔节的刚度特性一致，同时，对于热载荷来说，热应力释放方向即沿 120°径向方向的刚度特性也是一致的。该柔节应用于背部圆周对称布置的三点支撑结构来说，具有优良的适应重力载荷、温度载荷和装配误差的能力^[12-14]。

针对面形误差这项指标来说，主要包括四部分误差源，其中的温度载荷和装配误差带来的镜面面形变化，与支撑结构的柔性成反比，柔性越大，面形误差变化越小，但是将会导致组件的基频降低，柔性环节处的动应力提高，需要开展折衷设计，采用集成仿真优化技术来开展优化，采用集成优化平台 Isight 集成三维建模软件和有限元软件，搭建集成仿真平台见图 9。

该优化过程是以重力载荷、温度载荷和装配公差引入的镜面面形误差最小为目标函数，以镜组件

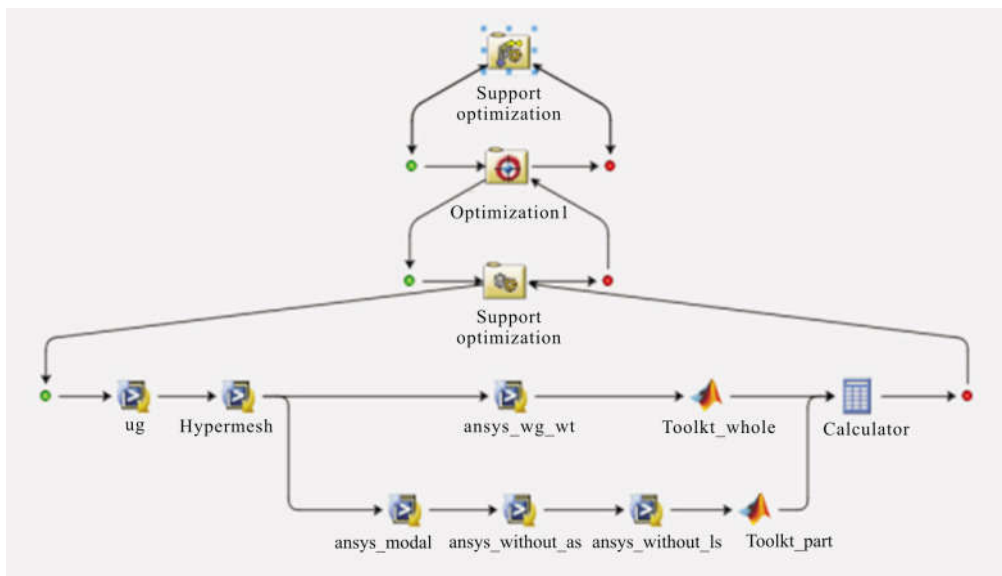


图 9 集成优化平台

Fig.9 Integrated optimization platform

的质量和基频为约束条件,以柔性支撑结构的柔性参数-柔片厚度、柔槽长度、柔槽宽度等为优化变量,采用优化算法,完成支撑结构柔性参数的优选。获得综合性能最优的镜支撑组件。

3 工程分析

在工程领域,有限元仿真的应用越来越广泛,主要用来早期发现设计的缺陷并完成设计方案的性能评估。结合天基反射镜组件的各项环模实验规定,有针对性的对反射镜组件进行了力、热耦合静力学仿真和动力学仿真^[15-16]。采用六面体实体单元建立反射镜组件的有限元模型,如图 10 所示。

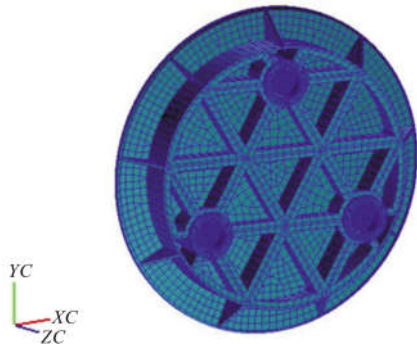


图 10 反射镜组件有限元模型

Fig.10 Finite element model of mirror component

3.1 力、热、装配误差耦合静力学分析

为验证镜组件的各项静力学特性,对镜组件同时施加重力载荷(装调状态镜体受 1g 重力载荷)、4℃ 温升载荷、相对三个支撑点的 0.05 mm 不平度误差,耦合载荷作用下的镜体面形变化为 3.2 nm。耦合载荷作用下的组件位移云图见图 11,镜面面形变化

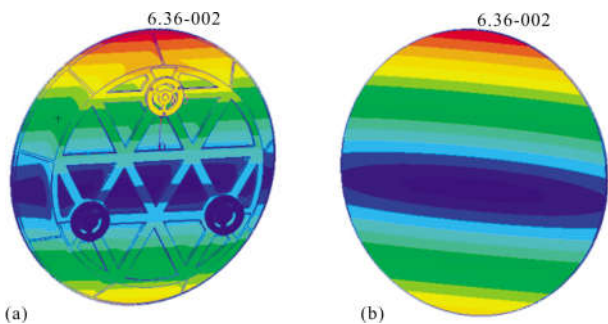


图 11 耦合载荷作用下反射镜组件的位移云图

Fig.11 Displacement cloud picture of mirror assembly with coupling load

云图见图 12。单独施加 1g 重力载荷,镜面面形变化为 1.1 nm,重力载荷方向的刚体位移为 0.004 mm,倾角变化为 0.19"。单独施加 4℃ 温升载荷产生的镜面面形变化为 2.7 nm,单独施加三个支撑点的 0.05 mm 不平度误差产生的镜面面形变化为 1.5 nm,均满足设计指标要求。

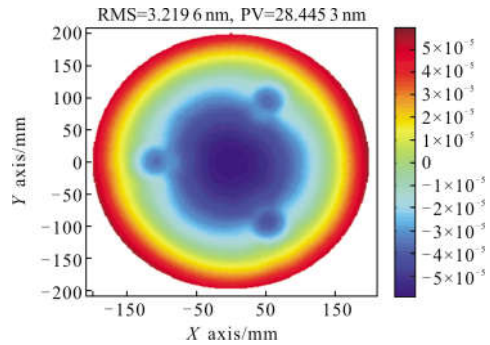


图 12 反射镜组件在耦合载荷作用下的镜面面形云图

Fig.12 Mirror surface shape cloud picture of mirror assembly with coupling load

3.2 动力学分析

反射镜组件在运载以及和发射过程中会遭受振动、冲击、过载而被破坏,组件是否具备足够高的刚度和强度,是否具备合理的动态刚度特性,在承受外部激励时的镜组件是否具有合理的动力学响应,组件承受的动应力是否小于材料的屈服极限,对反射镜组件进行模态分析、正弦振动响应分析和随机振动响应分析^[17-18]。

模态分析表明镜组件的第一阶固有频率是 251 Hz,远远高于设计要求的 120 Hz,表明该结构组件具有足够高的动态刚度。固有振型是绕 Y 轴的摆动。固有振型见图 13。

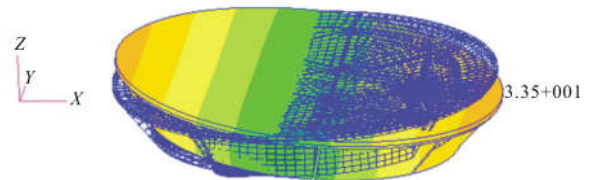


图 13 一阶固有振型

Fig.13 First natural vibration mode

在整器力学试验中,遥感器主镜安装处粘贴有测试传感器,其数据可以作为主镜组件力学输入的参考依据。正弦振动响应分析和随机振动响应分析的鉴定级试验输入条件见表 1 和表 2。通过正弦振

表 1 主镜组件正弦振动试验条件

Tab.1 Sine vibration test condition of the primary mirror assembly

Direction	X		Y		Z	
	Frequency/Hz	Magnitude	Frequency/Hz	Magnitude	Frequency/Hz	Magnitude
Parameters	5-18	5.36 mm(O-P)	5-20	6.21 mm(O-P)	5-15	6.62 mm(O-P)
	18-80	7 g	20-60	10 g	15-60	6 g
	80-100	10 g	60-100	8 g	60-100	10 g
Scan frequency	2 oct/min					

表 2 主镜组件随机振动试验条件

Tab.2 Random vibration test condition of the primary mirror assembly

Direction	X		Y		Z	
	Frequency/Hz	Magnitude	Frequency/Hz	Magnitude	Frequency/Hz	Magnitude
Parameters	20-100	+6 dB/oct	20-100	+6 dB/oct	20-100	+6 dB/oct
	100-240	0.06 g ² /Hz	100-200	0.07 g ² /Hz	100-180	0.06 g ² /Hz
	240-360	0.03 g ² /Hz	200-330	0.03 g ² /Hz	180-320	0.03 g ² /Hz
	360-500	0.06 g ² /Hz	330-500	0.07 g ² /Hz	320-500	0.06 g ² /Hz
	500-2 000	-12 dB/oct	500-2 000	-12 dB/oct	500-800	-12 dB/oct
					800-1 000	0.001 g ² /Hz
	250-300	1e-5 g ² /Hz	250-300	1e-5 g ² /Hz	1 000-2 000	-12 dB/oct
					200-280	1e-5 g ² /Hz
Total rms acceleration	5.52 g		5.93 g		4.93 g	
Testing time/min	2					

动响应分析和随机振动响应分析,可以预测镜组件的响应放大倍率和镜组件柔性环节处动应力大小。

正弦振动响应分析表明应力最大点位于柔节的柔槽处,X向的最大应力为 70 MPa,Y方向的最大应力为 62 MPa,Z方向的最大应力为 59 MPa,均位于柔节的柔槽位置。应力最大位置如图 14 所示,其中 X 向的最危险点的振动应力曲线见图 15。X 和 Z 两个方向的加速度响应最大放大倍率均在 100 Hz 处,Y方向的加速度响应最大放大倍率在 59.9 Hz 处。X 向的最大放大倍率为 1.3 倍,Y 向的最大放大倍率为 1.1 倍,Z 向的最大放大倍率为 1.08 倍,X 向正弦振动加速度响应曲线见图 16。



图 14 柔节的正弦振动动应力分布

Fig.14 Stress distribution of flexible structure under the sine vibration

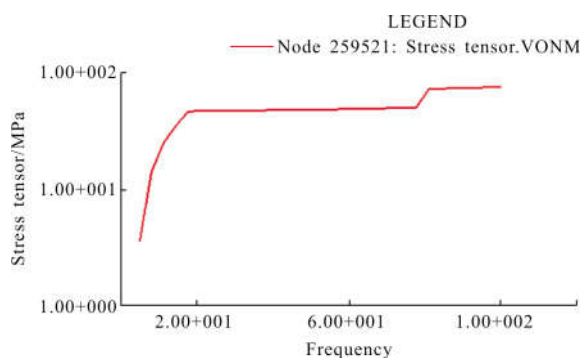


图 15 X 向振动况柔节最危险位置的振动应力曲线

Fig.15 Dynamic stress curve of the most dangerous position of the flexible structure in X direction

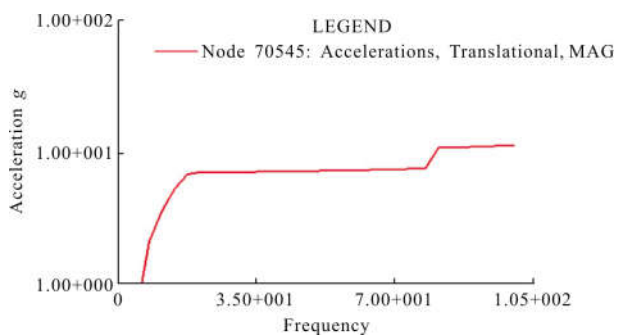


图 16 X 向正弦振动加速度响应曲线

Fig.16 Sine vibration acceleration response curve in X direction

随机振动响应分析,X 向的最危险位置的统计应力为 106 MPa,Y 方向的最危险位置的统计应力为 95 MPa,Z 方向的最危险位置的统计应力为 75 MPa,均位于柔节的柔槽位置,而最大应力应该为仿真统计应力的 3 倍,则 X 向最大动应力约为 318 MPa。X 向随机振动时柔节应力分布状态见图 17。X 向的总均方根加速度放大倍率为 2.16 倍,Y 向总均方根

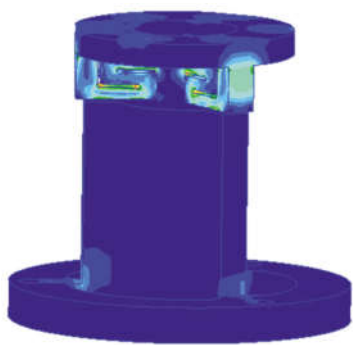


图 17 柔节的随机振动动应力分布

Fig.17 Stress distribution of flexible structure under the random vibration

加速度放大倍率为 1.87 倍,Z 向的总均方根加速度放大倍率为 1.62 倍,X 向随机振动加速度响应曲线见图 18。

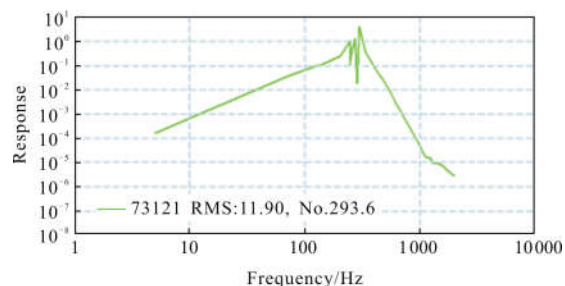


图 18 X 向随机振动加速度响应曲线

Fig.18 Random vibration acceleration response curve in X direction

4 试验验证

反射镜在改性之前以单镜的状态加工,改性后粘接锥套并安装支撑结构,以组件的形式进行加工,加工至要求的面形值再进行镀膜,原则上镀膜不会改变镜面的面形精度和组件性能,因此,所有实验在镀膜前完成。

4.1 面形检测

采用 ZYGO 干涉仪对反射镜组件进行面形精度的检测,检测工况为耦合载荷工况,检测状态为光轴水平,在室温 20℃的基础上增加 4℃温升载荷,在三个柔节与框架连接面上随机一个柔节法兰面增加 0.05 mm 垫片模拟不平度,反射镜的面型值为 0.016 2λ,绕光轴旋转 180°后面形值为 0.016 3λ。力学环境模拟试验前后面形值基本无变化。

图 19 为面形检测搭建的试验环境。图 20 为光轴水平,镜体绕光轴 0°状态耦合载荷下反射镜的面形检测干涉图。

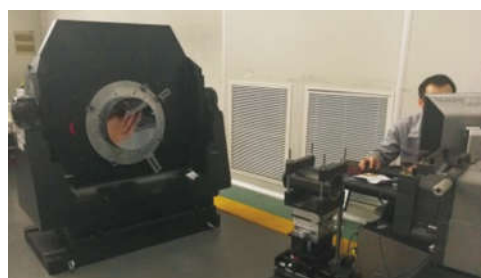


图 19 面形检测试验

Fig.19 Test of surface shape error

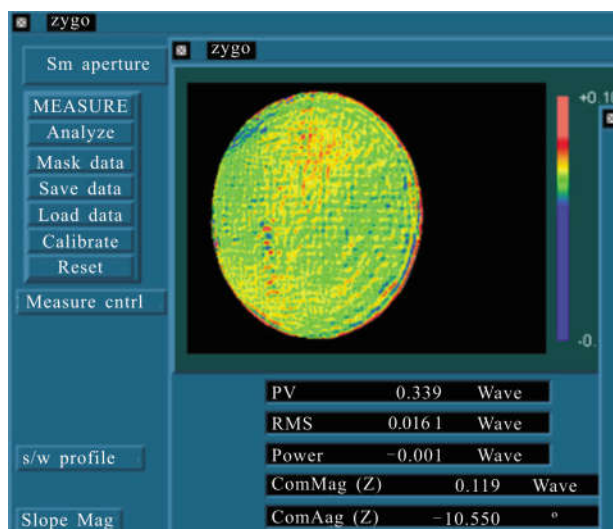


图 20 ZYGO 检测干涉图

Fig.20 ZYGO testing interferogram

4.2 刚体位移、倾角检测

依据反射镜组件的刚体位移和倾角指标要求，采用数显千分表和莱卡经纬仪分别对镜体的刚体位移和倾角进行检测。将测试结果进行数据后处理，获得在 1g 重力载荷作用下的镜体位移量为 0.008 mm，倾角大小为 0.9"，优于设计指标值。

4.3 力学试验

对镜组件开展力学振动试验，实测组件的动力学特性。图 21 为力学振动试验环境。对镜组件开展 X、Y、Z 三个方向的正弦振动和随机振动试验，试验结果表明镜组件基频是 254 Hz，与力学仿真结果基本吻合，正弦振动的 X、Y、Z 三个方向的响应放大分别是 1.2 倍、1.04 倍和 1.02 倍，动态应力分别是 62、58、55 MPa。图 22 为 X 向正弦振动响应曲线，图 23 是 X 向正弦振动动应力时间历程曲线。

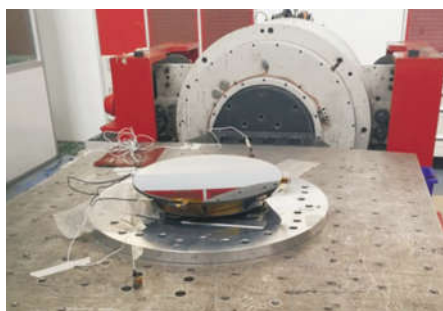


图 21 力学振动试验

Fig.21 Test of mechanical vibration

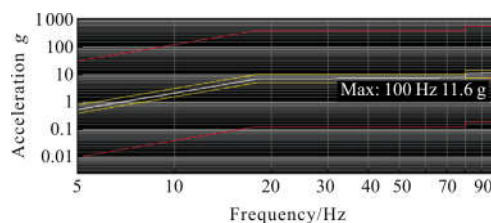


图 22 X 向正弦振动加速度响应曲线

Fig.22 Sine vibration acceleration response curve in X direction

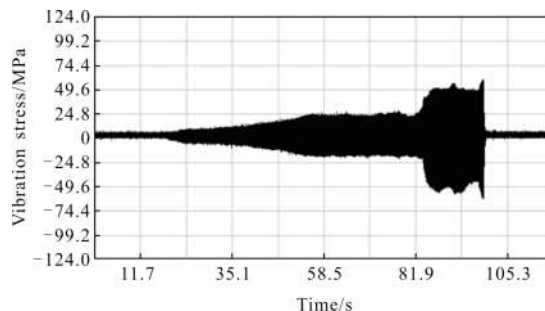


图 23 X 方向正弦振动动应力时间历程曲线

Fig.23 Vibration stress time-dependent curve of the sine vibration in X direction

随机振动的 X、Y、Z 三个方向的总均方根放大分别是 1.73 倍、1.5 倍和 1.35 倍，最大动态应力分别是 369、310、270 MPa。图 24 为 X 向随机振动响应曲线，图 25 是 X 向随机振动动应力时间历程曲线。

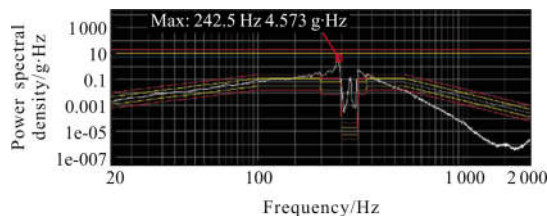


图 24 X 方向随机振动响应曲线

Fig.24 Random vibration acceleration response curve in X direction

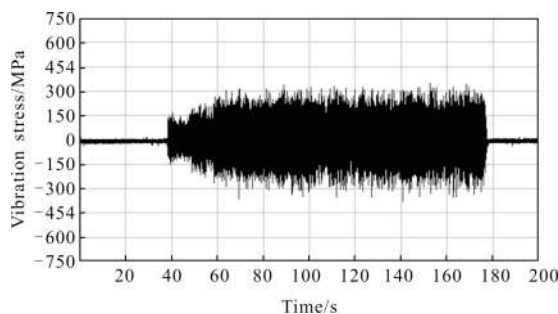


图 25 X 方向随机振动动应力时间历程曲线

Fig.25 Vibration stress time-dependent curve of the random vibration in X direction

5 结 论

针对空间遥感器反射镜组件的面形精度高、稳定性高的要求,对反射镜背部三点支撑的支撑原理进行了研究,并对面形误差的来源进行了详细的剖析,针对误差源开展了相应的设计。得到能够同时缓解多种误差源的柔性支撑结构。针对反射镜组件开展仿真分析和实验验证。镜组件在耦合载荷作用下的面形精度为 $\lambda/62$, 优于 $\lambda/60$ 。刚体位移是 0.008 mm , 小于指标需求的 0.01 mm 。倾角是 $0.9''$, 小于指标需求的 $2''$ 。基频 254 Hz , 大于设计需求的 120 Hz 。组件质量为 4.4 kg , 小于设计要求的 4.5 kg 。正弦振动的最大响应放大倍率为 1.2 倍, 随机振动的总均方根加速度放大倍率为 1.73 倍, 正弦振动的最大动应力为 62 MPa , 随机振动的最大动应力为 369 MPa , 小于材料的屈服极限。

该柔性支撑结构通过更改结构尺寸和柔槽的结构参数可以用于支撑更大口径的反射镜。

参考文献:

- [1] Shao Jun. Investigation on supporting structure of spacial reflector[J]. *Infrared*, 2006, 27(4): 36–41. (in Chinese)
- [2] Jiao Shiju. Achievement and prospect of satellite remote sensing technology in China[C]//Proceedings of SPIE, 1998, 3505: 26–30.
- [3] Li Shenhua, Guan Yingjun, Xin Hongwei, et al. Lightweight design and flexible support of large diameter mirror in space camera[J]. *Laser & Infrared*, 2017, 47(11): 1422–1427. (in Chinese)
- [4] Wang Kejun. Research on the lightweight design and compound support of the large-aperture mirror for space-based telescope [D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2016. (in Chinese)
- [5] Li Zhilai, Xu Hong, Guan Yingjun, et al. Structural design of 1.5 m mirror subassembly for space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(6): 1635–1641. (in Chinese)
- [6] Cui Yongpeng, He Xin, Zhang Kai, et al. The support design of reflected mirror from the principle of three points supported[J]. *Optical Instruments*, 2012, 34(6): 56–61. (in Chinese)
- [7] Yang Fei, Liu Guojun, An Qichang. Error allocation of opto-mechanical system for large aperture telescope based on structure function [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(1): 119–221. (in Chinese)
- [8] Wang Kejun, Dong Jihong, Xuan Ming, et al. Compound support structure for large aperture mirror of space remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(7): 1719–1730. (in Chinese)
- [9] Wang Xin. Optimal research on 800 mm reflect mirror and its support structure of space camera [D]. Xi'an: University of Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)
- [10] Zhang Lei, Ding Yalin, Xu Zhengping, et al. Long type scanning mirror with flexible supporting [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(12): 3678–3683. (in Chinese)
- [11] Chen Hongda, Chen Yonghe, Shi Tingting, et al. Lightweight and mounting design for primary mirror in space camera[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(2): 535–540. (in Chinese)
- [12] Xu Hong, Guan Yingjun. Structural design of 1m diameter space mirror component of space camera. [J] *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(6): 1488–1495. (in Chinese)
- [13] Li Xu, Sun Shijun, Tang Tianjin. Design of support structure for large mirror of space camera [J]. *Spacecraft Recovery and Remote Sensing*, 2016, 37(3): 91–99. (in Chinese)
- [14] Cheng Zhifeng. Mechanical design of support structure of reflector in aerial camera [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2014, 35(6): 87–90. (in Chinese)
- [15] Wu Qingwen, Yang Hongbo, Yang Jinsong, et al. Design and analysis for primary mirror and its support of space camera[J]. *Optical Technique*, 2004, 30(2): 152–156. (in Chinese)
- [16] Zhu Nengbing. Research on the design of the supporting structure of lightweight mirror [D]. Chengdu: University of Chinese Academy of Sciences, 2016. (in Chinese)
- [17] Wang Kejun, Dong Jibo, Li Wei, et al. Finite element analysis of overall structure of space camera [J]. *OME Information*, 2010, 17(12): 81–87. (in Chinese)
- [18] Li Zongxuan. Analysis and test on the response of primary mirror flexure under random vibration [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(s): 101–107. (in Chinese)