

空间遥感器反射镜组件结构设计方法

王克军^{1,2}, 宣明¹, 董吉洪¹, 李威¹, 张缓缓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 100049)

摘要: 针对空间遥感器反射镜组件的结构复杂性和高性能需求, 对空间遥感器反射镜组件的设计方法进行了研究。提出了一种经验设计、拓扑优化与尺寸参数优化相结合的设计方法, 该方法可使设计结果快速收敛, 获得最优化的设计结构。采用该方法完成了某空间遥感器反射镜组件的结构设计, 通过有限元分析的手段得到了表征反射镜成像质量的 RMS 值, 同时对整个反射镜组件进行了动力学分析计算, 最后利用环境试验对有限元分析结果的正确性和设计的合理性进行了验证。结果表明: 在重力载荷、温度载荷、镜面加工残差和装配误差的综合影响下, 反射镜组件面形误差 RMS 值满足使用要求; 整个结构有一个好的动态刚度和合理的模态分布, 反射镜组件动态性能优良, 满足使用要求。针对反射镜组件的设计, 该设计方法是一种有效的、可靠的设计方法。

关键词: 拓扑优化; 结构设计; 反射镜支撑; CAE; 尺寸参数优化

中图分类号: V443.5; TH703 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.1113001

Design method of reflector component structure of space remote sensor

Wang Kejun^{1,2}, Xuan Ming¹, Dong Jihong¹, Li Wei¹, Zhang Huanhuan¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Based on the structural complexity and high performance requirements of space remote sensor reflector component, the design method of space remote sensor reflector component was studied. A method which was a combining method with the experience design, the topology optimization design and the size parameter optimization design was put forward, which can make the design result fast convergence, getting the optimal design structure. A reflector component structure design of a space remote sensor was achieved with this method, by means of the finite element analysis techniques, the shape error variation RMS and PV of optical reflector component which characterized the image quality of the component were got, and dynamic simulation calculation was carried out. Finally, the correctness of the finite element analysis results and the rationality of the design were validated by environmental testing. The test results show that the RMS meet the design index under the comprehensive influence of gravity load, thermal load which is in the control range, reflector surface machining residual error and

收稿日期: 2016-03-19; 修订日期: 2016-04-21

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

assembly error, and that the overall structure has a high enough dynamic stiffness and reasonable distribution of modal, the dynamic performance of the reflector component is good and meets the application requirement. In view of the reflector components design, this method is an effective and reliable design method.

Key words: topology optimization; structure design; reflector support; CAE; size parameter optimization

0 引言

空间遥感技术领域是当今世界各个发达国家激烈竞争的几个关键领域之一。随着空间遥感器分辨率和探测灵敏度的不断提高,反射镜的口径越来越大,对反射镜支撑性能的要求也越来越高。反射镜组件是空间光学遥感器的关键部件,通常要求具有很高的热、力学性能,并且出于发射成本的考虑,组件的质量受到严格限制。反射镜的轻量化和支撑结构的设计方法非常重要,反射镜组件性能的优劣直接关系到空间遥感器性能的优劣^[1-2]。

传统的反射镜轻量化及支撑结构的设计主要采用传统经验设计与有限元校核的手段。该方法是根据设计人员经验,采用传统理论和经验公式设计出反射镜组件的结构,再用有限元手段进行校核计算,然后根据仿真分析结果修改模型,进行反复迭代,最终设计出满足指标要求的反射镜组件。这种方法效率相对较低,耗费大量的人力和物力,并且设计结果很难收敛到最优解,得到的设计结果可能只是满足设计指标的局部最优解。针对传统设计方法的缺陷,文中提出了一种反射镜组件设计的新方法——传统经验设计、拓扑优化设计和尺寸参数优化设计相结合的综合设计方法。这种方法设计效率高、结果收敛速度快,可以很快地获得最优性能的结构。

最后,采用该综合方法完成了某反射镜组件的结构优化设计,并给出了反射镜组件的仿真分析与试验结果。

1 设计方法

文中的反射镜组件优化设计方法是一种传统经验设计、拓扑优化设计和尺寸参数优化设计相结合的综合设计方法。

1.1 传统经验设计

传统经验设计就是目前反射镜组件设计广泛采用的设计方法,根据设计经验确定反射镜组件的各个零件的材料、反射镜镜体的结构形式和反射镜组件采用的支撑形式^[3]。

(1) 对于镜体的设计,主要针对以下参数开展初始设计。

1) 径厚比

Roberts 等人对圆饼形反射镜的径厚比进行了研究,即 $dr(D/t)$ 与自重变形的关系,并给出经验公式:

$$\delta = \frac{3\rho g a^4}{16Et^2} = \frac{3\rho g dr^2 D^2}{256E} \quad (1)$$

式中: δ 为最大自重变形, μm ; ρ 为材料密度, kg/m^3 ; g 为重力加速度; a 为圆盘半径 $=D/2$, m ; E 为材料弹性模量, GPa ; t 为圆盘厚度, m 。

不同材料的轻量化反射镜都有相应的参考径厚比,例如, SiC 材料的轻量化反射镜径厚比在 7~12 左右。

2) 支撑点个数

对于背部支撑, Hall 研究了圆盘形反射镜重力变形与最少支撑点数量的关系,给出经验公式:

$$N = 0.001175 \left(\frac{D_G^2}{t_A} \right) \left(\frac{\rho_G}{E_G \delta} \right)^{0.5} \quad (2)$$

式中: N 为最少支撑点数目; δ 为镜面允许的 PV 值, μm ; ρ_G 为材料密度, kg/m^3 ; D_G 为反射镜直径, m ; E_G 为材料弹性模量, GPa ; t_A 为反射镜厚度, m 。

对于周边支撑来说,目前没有成熟的经验公式可供借鉴,采用有限元试算的手段。

3) 镜体背部轮廓形式

通过改变反射镜背部的轮廓形式可以对反射镜进行有效的减重,反射镜背部常见的轮廓形式主要包括同心圆弯月面、弯月面、单拱面、双拱面和锥形后表面轮廓形式。这些形式各有优缺点,根据不同的

设计目标选择合适的背部轮廓形式。

4) 轻量化结构形式

反射镜的轻量化结构形式有传统轻量化结构、背部开放式结构和背部封闭式结构。从刚度角度讲,背部封闭式结构>背部开放式结构>传统轻量化结构。

反射镜的轻量化孔形式有三角形轻量化孔形式、扇形轻量化孔形式、六边形轻量化孔形式、圆形轻量化形式。研究表明,三角形轻量化孔在刚度和轻量化率上都有优势。

为避免反射镜在加工过程中出现“网格效应”,轻量化孔不能太大,经验公式如下:

$$D/H=10-15 \quad (3)$$

式中: D 为轻量化孔内切圆直径,mm; H 为反射镜面厚度,mm。

5) 支撑点位置

对于背部支撑点初始位置的确定包括三点支撑初始位置和多点支撑初始位置的确定。对直径为 D_G 的圆形反射镜来说,三点支撑的支撑点所在圆推荐半径是 $0.322 5D_G$;9 点和 18 点支撑(如图 1 所示)的支撑点所在圆推荐支撑点位置由推荐公式计算。

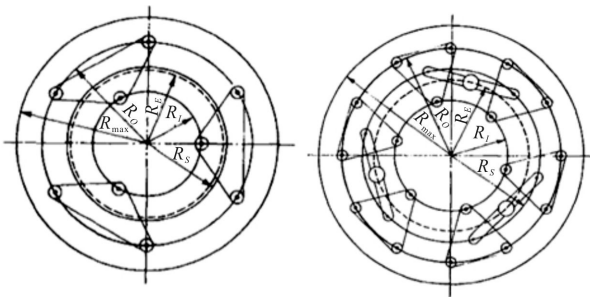


图 1 反射镜多点支撑位置布局

Fig.1 Reflector multipoint support location layout

$$R_i=(\sqrt{3}/12)D_G=0.144D_G$$

$$R_o=(\sqrt{6}/6)D_G=0.408D_G \quad (4)$$

背部支撑的本质就是每点支撑相同的质量,并且每点支撑在其所承担质量的质心位置上。

对于周边支撑来说,目前没有可靠的经验公式用来借鉴,对于圆形反射镜来说,考虑支撑的对称性,一般沿圆周均布。对于复杂形状的反射镜,可以采用有限元手段试算的手段来确定。在光轴方向,为避免引入倾覆力矩,支撑点一般放置在反射镜在光轴方向的质心平面上。

(2) 柔性环节的设计

反射镜组件的柔性环节是反射镜与背板之间的连接结构,其主要作用是用来消除组件存在整体温度变化时支撑结构与镜体材料热膨胀系数不一致带来的热应力。同时,柔性环节还可以削减组件装配时由于支撑结构的尺寸公差带来的装配应力。设计柔性环节要针对这两个方面来开展。

(3) 背板设计

反射镜组件通过背板与主框架连接,背板是一个高刚度的结构件,它可以在一定程度上隔离主框架的变形,给反射镜提供刚性基准。

1.2 拓扑优化设计

拓扑优化又称为结构布局优化,它是一种根据约束、载荷及优化目标寻求结构材料最佳分配的优化方法^[4-6]。拓扑优化通过去除材料的手段确定结构的整体几何外形,是一种确定设计区域材料最优分布的有效手段。

拓扑优化的数学模型一般可描述为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min: C(x)=U^TKU=\sum_{e=1}^N (x_e)^p u_e^T k_0 u_e \\ \text{s.t.} \quad \frac{V(x)}{V_0} \leq f \\ KU=F \\ 0 \leq X_{\min} \leq x_e \leq X_{\max} \end{array} \right. \quad (5)$$

式中: x 为设计变量; x_e 为单元设计变量; $C(x)$ 为结构的柔顺度(即刚度的倒数); F 为载荷矩阵; U 为位移矩阵; K 为整体刚度矩阵; u_e 为单元位移矩阵; k_0 为单元刚度矩阵; $V(x)$ 为在设计变量状态下的结构有效体积; V_0 为在设计变量取 1 状态下的结构有效体积; f 为材料用量的百分比(即体积系数); X_{\max} 为单元设计变量上限(在此取 1); X_{\min} 为单元设计变量下限; p 为惩罚因子(取 3 即可)。引入密度 X_{\min} 下限的目的是防止单元刚度矩阵出现奇异。

拓扑优化过程:(1) 定义需要拓扑优化的区域;(2) 定义优化参数;(3) 执行拓扑优化。

针对反射镜组件的设计,采用拓扑优化的对象是反射镜组件上的大尺寸零件——反射镜和背板。镜体以镜面柔度最小为优化目标函数,以镜体的去除体积比为约束条件,施加镜体工作状态下的载荷和边界位移条件,迭代优化获得镜体的材料最优分布形式;背板以背板上与柔节连接法兰处产生的刚

体位移最小为优化目标,以背板的去除体积比为约束条件,施加镜体工作状态下的载荷和边界位移条件,迭代优化获得背板的材料最优分布形式。

1.3 尺寸参数优化设计

尺寸参数优化设计是通过增减材料的手段确定结构局部细节结构的尺寸大小。在结构完成经验设计和拓扑优化设计之后,对其实施尺寸形状优化^[7-9]。

研究中利用集成优化软件 Isight 集成 Nastran 和 Matlab,采用试验设计的方法完成反射镜组件的尺寸参数优化设计。Isight 软件负责集成各个软件、提供优化算法;Nastran 软件负责对每个优化迭代步中的反射镜组件有限元模型进行力、热耦合分析计算以及模态分析计算;Matlab 软件负责对有限元分析结果进行后处理。优化流程如图 2 所示。

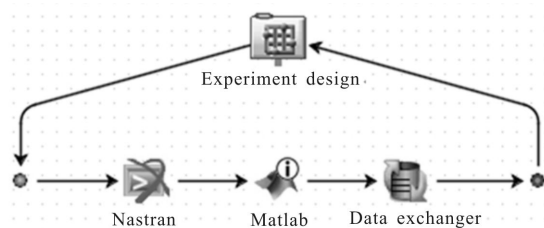


图 2 优化流程图

Fig.2 Optimization flow chart

试验设计方法提供了合理而有效的获取信息数据的方法,在工程和科研中有着广泛的应用。算法主要包括全因子设计、拉丁超立方设计、最优拉丁超立方设计。该研究采用拉丁超立方设计,其原理是将 n 维空间等分为 m 个区间,随机选取 m 个点,保证一个因子的每个水平只被研究一次,它能使所有的试验点尽量均匀地分布在设计空间,具有非常好的空间填充性和均衡性。

针对反射镜组件的设计,尺寸参数优化的对象是整个反射镜组件,优化目标是反射镜组件的面形精度最优,约束条件包括总体质量和组件基频,优化变量为反射镜组件的关键参数面板厚、轻量化筋厚、背部封闭板厚、柔性环节薄片厚度、背板轻量化筋厚度等。对优化变量在反射镜组件工作工况载荷下进行迭代优化,确定反射镜组件对工作载荷具备最优适应能力、满足质量要求和基频要求时的参数数值,完成反射镜组件的最优化设计。

2 反射镜组件结构设计

采用上述反射镜组件综合设计方法完成了某空间遥感器反射镜组件的优化设计。传统经验设计、拓扑优化设计和尺寸参数优化设计三者相辅相成,其中传统经验设计是最关键的环节,它决定反射镜组件的基本结构形式。拓扑优化设计和尺寸参数优化设计则保证该种结构形式下的支撑性能快速收敛至最优。

2.1 传统经验设计

2.1.1 结构参数与指标要求

该空间遥感器的发射状态为光轴竖直状态,考虑其反射镜组件在光学系统中的空间布置形式,将其装调、加工、检测状态确定为光轴竖直状态。该反射镜的口径为 $\Phi 700\text{ mm}$,要求其在 1 g 重力、 $\pm 2\text{ }^\circ\text{C}$ 温升载荷、镜面加工残差和装配公差等综合作用下反射镜组件在镜面朝上和朝下时面形误差 RMS 值均优于 $\lambda/50$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$);为保证反射镜组件能抵抗恶劣的发射环境,要求其基频高于 120 Hz ;为保证发射成本,要求整个反射镜组件的质量不得高于 60 kg 。

2.1.2 支撑方案选择

反射镜组件的被动支撑方式一般包括单点中心支撑、背部支撑、周边支撑和复合支撑等。单点中心支撑方式一般适用于光轴竖直状态加工、使用状态任意的口径小于 400 mm 的小口径反射镜;背部三点支撑适用于光轴竖直状态加工、使用状态任意的口径小于 1.5 m 的中小口径反射镜;背部多点支撑适用于光轴竖直状态加工、光轴竖直状态使用的中大口径反射镜;周边支撑适合于光轴竖直状态加工、光轴水平状态使用的中小口径反射镜,周边支撑很少应用于空间遥感器;复合支撑方式适用于光轴竖直状态加工,使用状态任意的中、大口径反射镜。

鉴于文中研究的反射镜的口径大小和反射镜组件的加工和使用状态,选取背部支撑方式。

2.1.3 材料的选取

反射镜的材料选择 SiC,该材料应用广泛,具有比刚度大、尺寸稳定、高轻量化率、可获得高精度镜面的优点;锥套是与反射镜粘接的镶嵌件,选用殷钢材料,其热胀系数可调,避免存在热载荷时镜体与其产生较大的热应力;柔性支杆是反射镜与背板之间的连接结构,用来消除温度变化时镜体与背板之间

的不一致变形,采用性能稳定的钛合金材料;反射镜组件的背板采用高体份 SiC/Al 复合材料,这种材料的弹性模量高、导热率高、密度小、线胀系数略低于钛合金,是一种新型的航天应用材料。

2.1.4 初始结构设计

采用传统经验设计方法完成镜体、柔性环节和背板的初始结构设计,确定反射镜组件的三点背部支撑方式。它是反射镜支撑的常用结构形式,背部三点以超静定的方式约束反射镜的六个空间自由度,对反射镜实现空间定位。三维模型如图 3 所示。

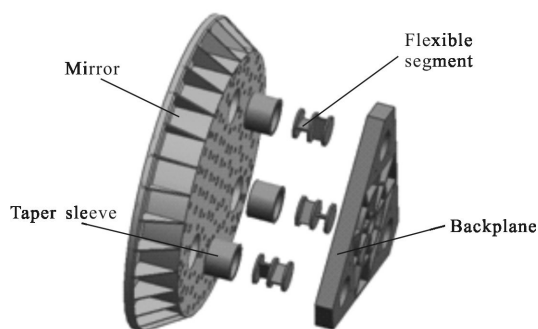


图 3 反射镜组件

Fig.3 Reflector component

反射镜组件的面形误差 RMS 主要取决于重力载荷影响、温度载荷影响和装配误差影响。反射镜组件的初始设计也要针对这三项指标来开展。

(1) 镜体设计

镜体刚度高可以大大降低重力载荷、温度载荷和装配误差引入的面形误差。考虑发射成本,镜体质量不能太大,因此镜体的设计目标是高比刚度。

根据径厚比经验公式并参照 SiC 反射镜的经验径厚比,选取径厚比为 10。

参照 Hall 的支撑点个数经验公式,并参考 $\phi 700$ mm 口径量级其他反射镜的支撑方案的支撑点个数,选择背部三点支撑方式。

锥形后表面结构轻量化程度比较高,对温度变化不敏感,锥形后表面的背部平面可做加工基准,且适于存放,镜体选择锥形后表面轻量化轮廓形式。

选择背部封闭式、三角形轻量化孔结构形式。为避免加工过程产生“网格效应”,采用经验公式并结合反射镜的实际轻量化布局,选取轻量化孔内接圆为 $\phi 60$ mm。

背部三点支撑点的位置根据经验公式确定。

通过经验设计得到反射镜的三维模型,如图 4

所示。

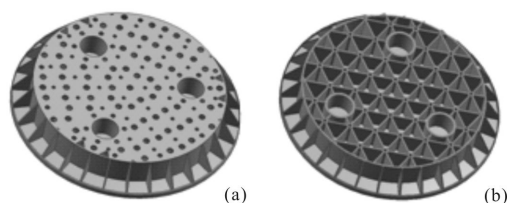


图 4 反射镜

Fig.4 Reflector

(2) 柔性环节设计

柔性环节介于反射镜与背板之间,其功能之一是削减温度变化时由于背板和反射镜的线胀系数不一致带来的热应力。如图 5 所示,三组柔节 120° 圆周对称布置,这样反射镜组件温度升高时产生的不同线胀量的差值由柔节上部的薄片的弹性变形来削减,进而消减镜体上的热应力而保证反射镜的镜面面形;功能之二是削减由于零件加工误差带来的装配应力,零件的加工误差会导致三个柔节上背板连接的法兰面的平面度和平行度变差,如果没有柔性环节,用螺钉紧固时,该平行度和平面度误差会使镜体产生变形,导致面形变差,柔性环节上设置了两处垂直布置的柔性薄片,通过两个垂直布置的薄片的弯曲释放两个垂直方向的转动自由度,可大大削减平行度和平面度误差带来的影响,保证面形精度在设计指标范围之内,原理如图 6 所示。

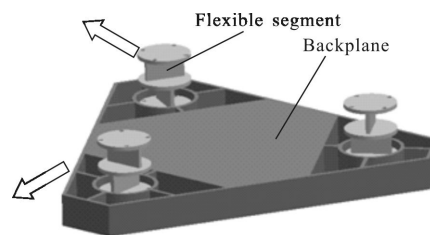


图 5 削减热应力原理

Fig.5 Principle of thermal stress reduction

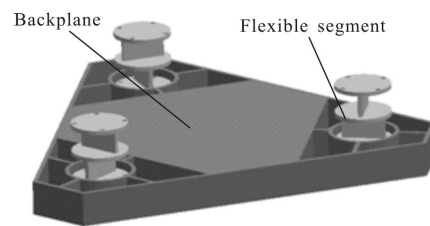


图 6 削减装配应力原理

Fig.6 Principle of assembly stress reduction

(3) 背板设计

背板是反射镜组件与主桁架的连接结构，同时是反射镜的承载结构。根据背板的功能需求，背板是一个高刚度的结构件，初步设计背板的结构形式如图 7 所示。

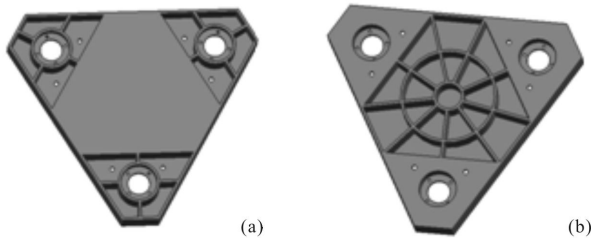


图 7 背板

Fig.7 Backplane

2.2 拓扑优化设计

反射镜组件的优化设计中，拓扑优化设计主要用来确定镜体和背板的材料最优分布问题。

在反射镜镜坯依据传统经验设计完成支撑方式、径厚比、轻量化形式、支撑点数量和支撑点位置等初始设计之后，对镜体开展拓扑优化。定义拓扑优化的区域：定义镜体背部轻量化筋结构为可设计区域；设置优化参数：定义响应(镜面柔顺度，体积分数)；定义目标函数(镜面柔顺度最小)；定义约束(拓扑后体积分数为原始体积的 0.30)。需要指出的是，镜面柔顺度的最小值和镜面 RMS 最小值并不等价并且它们的最优点并不吻合，参照镜面 RMS 变化曲线更有意义，迭代过程中要提取镜面的面形 RMS 值。图 8 为目标函数和镜面 RMS 值随迭代过程体积

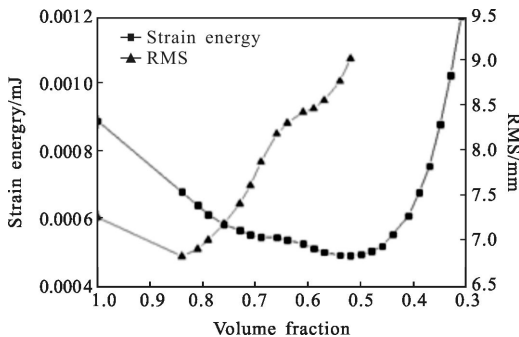


图 8 迭代过程中目标函数和 RMS 值变化曲线

Fig.8 Objective function and RMS value curve in the iterative process

分数改变时的曲线图，镜面 RMS 最小时，反射镜的体积分数为 84%，该状态为拓扑优化结果的最佳状态，面形最佳，且材料分布状态最佳。图 9 为镜体体积分数在 84%时的材料分布状态，黑色为优化设计建议保留的材料，灰色为优化设计建议去除的材料。



(a) 带背部封闭板

(b) 去掉背部封闭板

(a) With closed back plate

(b) Without closed back plate

图 9 RMS 最小时的镜体材料分布

Fig.9 Reflector material distribution when RMS is the smallest

根据拓扑优化后重力载荷作用下面形 RMS 最小的最佳材料分布形式修改反射镜的几何模型，如图 10 所示。

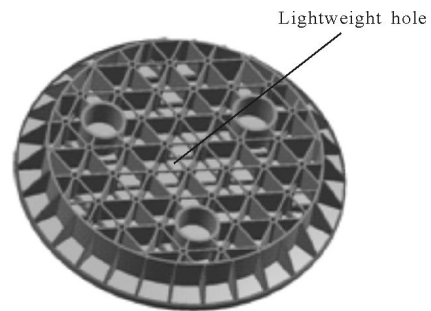


图 10 拓扑优化后的反射镜模型

Fig.10 Reflector model after the topology optimization

在背板依据传统经验设计完成初始设计后开展拓扑优化设计。定义拓扑优化区域：定义背板内部轻量化筋为可设计区域；设置优化参数：定义响应(背板与柔节连接法兰的刚体位移，体积分数)；定义目标函数(背板与柔节连接法兰的刚体位移最小)；定义约束(拓扑后体积分数为原始体积的 0.30)。

图 11 为目标函数随迭代过程体积分数改变的曲线图，背板与柔节连接法兰处产生的位移最小时，背板的体积分数为 70%，该状态为拓扑优化结果的最佳状态，材料分布状态最佳。图 12 为背板体积分数为 70%时的材料分布状态，黑色部分是建议保留的材料区域，灰色部分为建议去除的材料区域，浅灰色区域是可去除可保留的区域。

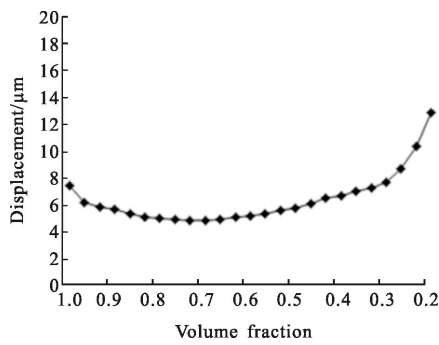


图 11 迭代过程中目标函数和 RMS 值的变化曲线

Fig.11 Objective function and RMS value curve in the iterative process

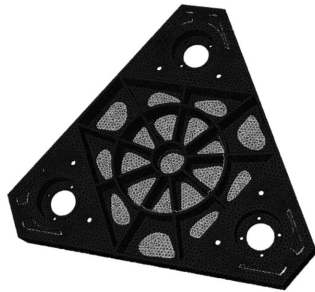


图 12 连接法兰产生位移最小时的背板材料分布

Fig.12 Backplane material distribution when the displacement of connecting flange is the smallest

根据拓扑优化后的材料最佳分布状态更改背板的几何模型,如图 13 所示。

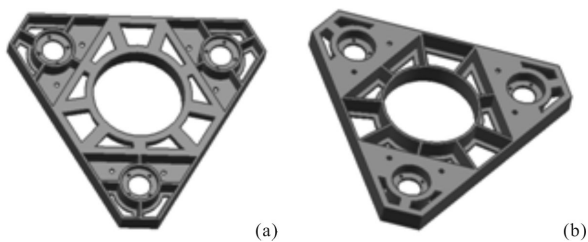


图 13 拓扑优化后的背板模型

Fig.13 Backplane model after the topology optimization

通过拓扑优化手段确定了反射镜组件中反射镜和背板的材料的最优布局形式。

2.3 尺寸参数优化设计

以拓扑优化手段完成的反射镜组件为基础建立反射镜组件的参数化有限元模型,开展反射镜组件的尺寸参数优化设计。为实现反射镜组件的参数化

设计,采用壳单元建立了反射镜组件的有限元模型,如图 14 所示。将反射镜组件中对反射镜组件面形值产生影响的局部结构参数化,采用尺寸参数优化设计对反射镜组件进行优化。

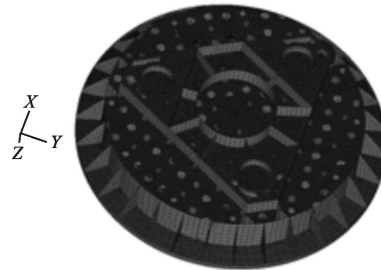


图 14 反射镜组件有限元模型

Fig.14 Finite element model of reflector component

将反射镜镜体的背部轻量化筋、面板厚度、周边辐射筋厚度、背板厚度、周边环面和周边翻沿等的厚度定义为参数 1~参数 8,分布形式如图 15 所示。

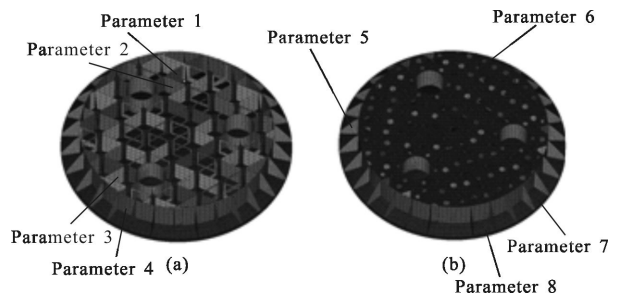


图 15 镜体的参数变量

Fig.15 Parameter variables of reflector

将柔节上垂直相交的两个薄片厚度定义为参数 9 和参数 10,分布形式如图 16 所示。

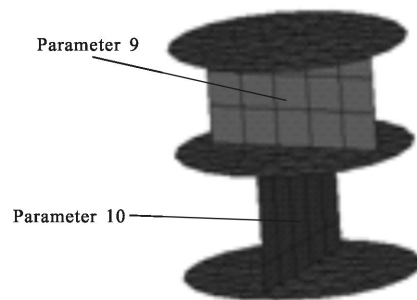


图 16 柔节的参数变量

Fig.16 Parameter variables of flexible structure

将背板上的轻量化筋厚度定义为参数 11~参数 16,分布形式如图 17 所示。

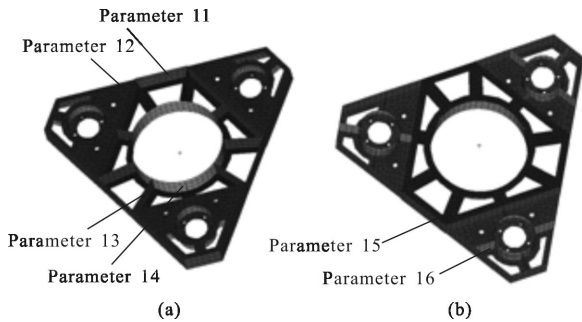


图 17 背板的参数变量

Fig.17 Parameter variables of backplane

搭建尺寸参数优化设计平台,约束反射镜组件与主框架连接的 6 个螺钉孔,对反射镜整体施加重力载荷和温升载荷,将影响反射镜组件面形精度的 16 个参数定义为优化变量,将反射镜组件的质量和基频作为约束条件,以镜面在耦合载荷下的面形变化 RMS 值最小为目标函数,以最优拉丁超立方设计为优化算法,对反射镜组件进行尺寸参数优化。参数优化历程曲线如图 18 所示,通过优选,获得一组使反射镜组件面形最优、质量和基频满足需求的参数组合。根据该组参数值建立反射镜组件的几何模型,得到反射镜组件的最优设计结果。

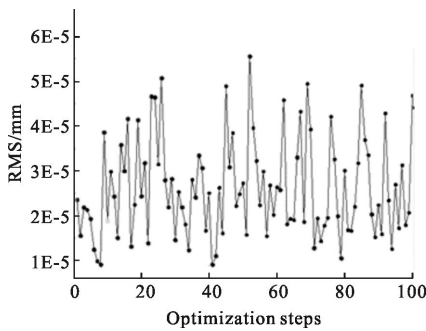


图 18 参数优化历程曲线

Fig.18 Process curve of parameter optimization

3 工程分析

在进行零件的加工生产之前,采用有限元分析的手段验证反射镜组件结构设计的可行性以及合理性,分析项目主要包括静态刚度分析和动态刚度分析^[10-11],采用实体单元 tet10 建立反射镜组件的有限元模型,如图 19 所示。

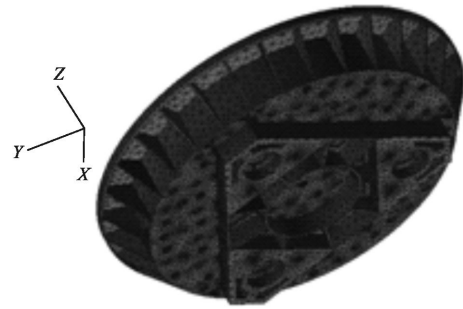


图 19 有限元模型

Fig.19 Finite element model

3.1 静态刚度分析

静态刚度分析是对反射镜组件进行重力载荷与温度载荷耦合作用下的变形分析,根据反射镜组件热控设计人员对反射镜组件进行热控所能达到的温度范围,温度载荷定为 $20\pm 2\text{ }^\circ\text{C}$,装调状态是相机坐标系的 Z 轴的反方向为重力方向,因此沿 Z 轴负方向施加 1 g 重力与 $20\pm 2\text{ }^\circ\text{C}$ 温度载荷,约束反射镜组件与传感器主体连接的 3 个法兰面上的 6 个螺孔,图 20 为施加 Z 向 1 g 重力和 $22\text{ }^\circ\text{C}$ 温度载荷所得到的反射镜位移云图(参考温度为 $20\text{ }^\circ\text{C}$)。对反射镜面形变化数据进行后处理,得到面形指标见表 1。

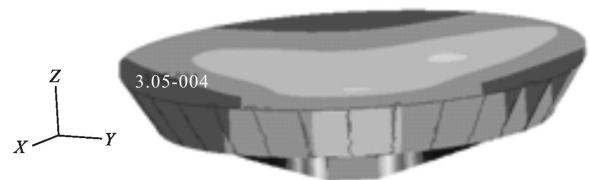


图 20 负 Z 向重力与 $22\text{ }^\circ\text{C}$ 温载下的位移云图

Fig.20 Displacement cloud picture of gravity in minus Z direction and temperature load of $22\text{ }^\circ\text{C}$

表 1 反射镜在耦合载荷下的面形精度

Tab.1 Mirrors surface shape accuracy under coupling load

Order number	Natural frequency	Vibration mode
1	160	Swing around Y axis
2	167	Swing around X axis
3	320	Vibration along Z axis

3.2 模态分析

模态分析结果反映结构的动力学特征,可以预

示结构在各种动力载荷作用下的振动响应,是结构振动控制的重要参数。模态分析是反射镜组件研制过程中的仿真分析的重要组成部分,用于验证是否满足设计要求,以及最终能否在轨正常工作,意义重大。模态分析可以在结构加工完成之前获知结构的基频,优化设计确保其在发射过程以及运输过程中避开受迫振动载荷,避免发生共振现象而破坏结构。表 2 为反射镜组件的前三阶固有频率,图 21 为其第一阶固有振型。

表 2 反射镜组件固有频率

Tab.2 Natural frequency of reflector component

Boundary condition	PV/ λ	RMS/ λ	Reference temperature/ $^{\circ}\text{C}$
18 $^{\circ}\text{C}$ +1 g	0.070	0.010	20
20 $^{\circ}\text{C}$ +1 g	0.036	0.005	20
22 $^{\circ}\text{C}$ +1 g	0.072	0.011	20

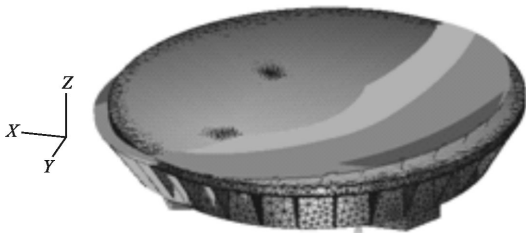


图 21 反射镜组件的第一阶固有振型

Fig.21 First order natural vibration mode of reflector component

4 试验验证

环境试验是结构设计过程中的重要组成部分,可以验证结构设计的合理性和仿真分析的准确性^[12]。在反射镜组件结构加工完成后进行组件装配并对其进行了静力学试验和动力学试验。反射镜组件质量为 56 kg。

4.1 静力学试验

静力学试验是指反射镜组件在重力载荷、温度载荷、镜面加工残差以及装配误差的综合影响下的面形指标检测,保证反射镜在综合因素影响下的面形指标满足设计要求,进而保证遥感器在空间环境下能稳定成像。反射镜组件镜面精加工完毕后,在重力载荷和 2 $^{\circ}\text{C}$ 温升载荷的耦合作用下(室温 20 $^{\circ}\text{C}$),光轴竖直,镜面朝上,反射镜组件的面形 RMS 值为

0.017 λ (见图 22(a));光轴竖直,镜面朝下,反射镜组件的面形 RMS 值为 0.019 λ (见图 22(b))。

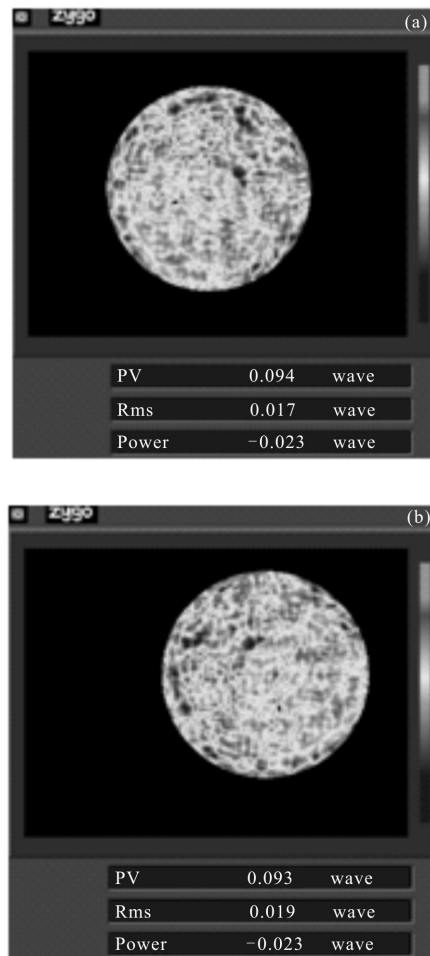


图 22 反射镜组件 1 g 重力和 22 $^{\circ}\text{C}$ 温载下的面形检测干涉图

Fig.22 Testing interferogram of the reflector component under 1 g and 22 $^{\circ}\text{C}$

反射镜组件在面形检测时,光轴竖直,由镜面朝上的状态变为镜面朝下的状态,相当于反射镜组件承受的重力载荷变化了 2 g,反射镜的面形误差变化量为:

$$\sqrt{0.019\lambda^2 - 0.017\lambda^2} = 0.0085\lambda \quad (6)$$

1 g 重力载荷引起的反射镜组件的面形变化量为 0.004 3 λ ,与仿真分析结果基本一致。

除去重力和温度影响产生的面形变化,图 22(a)中的 0.017 λ 、图 22(b)中的 0.019 λ 面形误差还包括镜面的加工残差和装配误差引入的面形误差。从检测结果来看,在施加极限温控指标 2 $^{\circ}\text{C}$ 和 2 g 重力载荷的情况下,反射镜面形精度为 0.019 λ ,在轨运行

时,最恶劣工况是 2℃温升和 1g 重力载荷(相对地面检测和装调状态,即图 22(a)),反射镜的面形误差值必优于 0.019λ,满足设计指标要求。

4.2 动力学试验

动力学试验在 9t 力学试验振动台上完成,如图 23 所示,试验内容为 X、Y、Z 三个方向的大小为 0.2g 的力学特性扫频试验,确定反射镜组件在 0~2 000 Hz 频率范围内的响应频率,保证反射镜组件的第一阶固有频率能避开其在转运和发射升空过程中的外部激励源产生的激振频率,防止反射镜组件发射共振而被破坏。根据试验数据,反射镜组件在转运和发射过程中要承受的激励频率远低于 120 Hz,因此必须保证反射镜组件的频率高于 120 Hz。

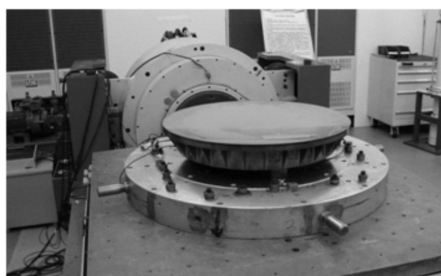


图 23 反射镜组件力学振动试验

Fig.23 Mechanical vibration test of reflector component

X 向 0.2g 扫频试验曲线如图 24 所示,试验表明反射镜组件的基频为 165Hz,与仿真分析的数据基本一致,完全满足反射镜组件基频大于 120Hz 的要求。

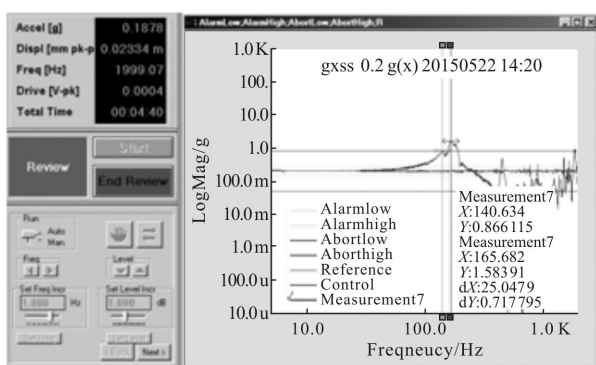


图 24 X 向 0.2g 扫频试验曲线

Fig.24 0.2g frequency scanning test curve in X direction

5 结论

文中提出了一种空间遥感器反射镜组件的新型

设计方法,这种设计方法收敛快,易于得到组件性能最优的结果,事半功倍。采用该方法完成了某空间遥感器反射镜组件的设计,并针对设计结果进行了仿真分析和环境试验。结果表明:反射镜在重力载荷、热载荷、镜面加工残差和装配误差的综合影响下,衡量空间遥感器成像质量的面形误差 RMS 满足设计指标要求;反射镜组件的第一阶固有频率为 165 Hz,远高于系统要求的 120 Hz,保证反射镜组件在运输以及发射过程中能承受住恶劣的振动条件;组件质量为 56 kg,满足质量限制要求。经验设计、拓扑优化与尺寸参数优化相结合的综合设计方法可以应用到其他类似结构的设计中。

参考文献:

- [1] Li Zhilai, Xu Hong. Design of rectangular space mirror and its support structure [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(5): 1039-1047. (in Chinese)
李志来, 徐宏. 长条形空间反射镜及其支撑结构设计[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(5): 1039-1047.
- [2] Chen Hongda, Chen Yonghe, Shi Tingting, et al. Lightweight and mounting design for primary mirror in space camera[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 42(2): 535-540. (in Chinese)
陈洪达, 陈永和, 史婷婷, 等. 空间反射镜的轻量化及支撑设计研究[J]. *红外与激光工程*, 2014, 42(2): 535-540.
- [3] Xu Xinxing, Wang Bing, Qiao Jian, et al. Lightweight design of mirror in fast-steering mirror system [J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(1): 35-41. (in Chinese)
徐新行, 王兵, 乔健, 等. 快反系统中平面反射镜的轻量化设计[J]. *中国光学*, 2012, 5(1): 35-41.
- [4] Liu Shutian, Hu Rui, Zhou Ping, et al. Topologic optimization for configuration design of web-skin-type ground structure based large-aperture space mirror [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(7): 1803-1810. (in Chinese)
刘书田, 胡瑞, 周平, 等. 基于筋板式基结构的大口径空间反射镜构型设计的拓扑优化方法 [J]. *光学精密工程*, 2013, 21(7): 1803-1810.
- [5] Sha Wei, Chen Changzheng, Zhang Xingxiang, et al. Topological lightweight design of space mirror [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2009, 36(4): 35-39. (in Chinese)
沙巍, 陈长征, 张星祥, 等. 空间反射镜轻量化结构的拓扑优化设计[J]. *光电工程*, 2009, 36(4): 35-39.
- [6] Guan Yingjun, Xin Hongwei, Zhao Guijun, et al. Topologic

- optimization design for main supporting structure of space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2007, 15(8): 1157-1163. (in Chinese)
- 关英俊, 辛宏伟, 赵贵军, 等. 空间相机主支撑结构拓扑优化设计[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1157-1163.
- [7] Yang Jiawen, Huang Qiaoling. Structure parameter optimization design of large-aperture reflector [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2011, 4(8): 77-83. (in Chinese)
- 杨佳文, 黄巧玲. 大口径反射镜结构参数优化设计 [J]. 中国空间科学技术, 2011, 4(8): 77-83.
- [8] Wu Qingbin, Chen Shijin, Dong Shen. Optimization of parameters structural design of lightweight reflector[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2003, 11 (5): 466-471. (in Chinese)
- 吴清彬, 陈时锦, 董申. 参数优化方法在轻质反射镜结构设计中的应用[J]. 光学精密工程, 2003, 11(5): 466-471.
- [9] Wu Qingbin, Chen Shijin, Dong Shen, et al. Parameter optimum design of a lightweight rectangular mirror [J]. *Optical Technique*, 2003, 29(1): 76-82. (in Chinese)
- 吴清彬, 陈时锦, 董申, 等. 长条形反射镜轻量化结构的参数优化设计[J]. 光学技术, 2003, 29(1): 76-82.
- [10] Wang Kejun, Dong Jihong, Li Wei, et al. Finite element analysis of overall structure of space camera [J]. *OME Information*, 2010, 27(12): 81-87. (in Chinese)
- 王克军, 董吉洪, 李威, 等. 空间遥感器整机有限元分析 [J]. 光机电信息, 2010, 27(12): 81-87.
- [11] Xin Hongwei, Guan Yingjun, Chai Fangmao, et al. Design of main support of off-axis space remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20 (6): 1257-1264. (in Chinese)
- 辛宏伟, 关英俊, 柴芳茂, 等. 离轴空间遥感器主支撑结构设计[J]. 光学精密工程, 2012, 20(6): 1257-1264.
- [12] Chen Changzheng, Zhao Lingling, Liu Lei, et al. Modal calculation and test of truss in space remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2007, 15 (8): 1166-1169. (in Chinese)
- 陈长征, 赵玲玲, 刘磊, 等. 空间遥感器支撑桁架的模态计算与试验[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1166-1169.