文章编号　1004-924X(2019)05-1138-10

大口径空间反射镜大容差支撑结构设计与优化

郭　疆[1,2*]，朱　磊[2]，赵　继[3]，龚大鹏[2]
(1. 吉林大学 机械与航空航天工程学院，吉林 长春 130022；
2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033；
3. 东北大学，辽宁 沈阳 110819)

摘要：针对传统反射镜无法消除加工及装配应力，长期使用后面形精度下降不能满足使用要求的问题，提出了一种高稳定性空间反射镜支撑结构的解决方案，进行了具有大容差特性的 1.5 m 口径高精度空间反射镜工程化研究和创制。依据经验和理论，完成了初始反射镜组件构型，反射镜的材料选用 RB-SiC，采用三角形背部半开口反射镜轻量化形式和背部三点膜片型柔性支撑结构。以装配误差 0.01 mm 的 9 种工况下反射镜的面形 RMS 变化量最小为目标，利用 isight 软件对反射镜支撑结构的主要尺寸进行了优化设计。最终完成了轻量化率为 82.1%，组件质量为 170.23 kg 的反射镜的研制。试验结果表明：反射镜在 1 g 重力作用下，面形精度 RMS 优于 0.016λ(λ=632.8 nm)；加入 0.02 mm 强迫位移模拟装配误差，面形 RMS 仍然为 0.016λ；在 20 ℃±5 ℃温变环境下，面形 RMS 变化量在 0.002λ 范围内；组件一阶固有频率为 101.3 Hz。反射镜组件静态刚度、动态刚度、面形精度以及环境适应性满足空间工程应用要求。

关　键　词：大口径；空间反射镜；大容差设计；柔性支撑；装配应力
中图分类号：V447.1　　**文献标识码**：A　　**doi**：10.3788/OPE.20192705.1138

Design and optimize of high tolerance support structure for large aperture space mirror

GUO Jiang[1,2*], ZHU Lei[2], ZHAO Ji[3], GONG Da-peng[2]

(1. *School of Mechanical and Aerospace Engineering, Jilin University, Changchun* 130022, *China*;
2. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*;
3. *Northeastern University, Shenyang* 110819, *China*)
* *Corresponding author, E-mail: guojiang006@163.com*

Abstract: In a traditional space mirror, the stress of processing and assembling cannot be eliminated and this causes the surface accuracy of the mirror to degrade. In this study, an optimization method for a high-stability support structure for a space mirror was proposed to solve this problem. A 1.5-m aperture high-tolerance and high-accuracy space mirror for engineering applications was fabricated. First, the initial configuration of the mirror subassembly was designed based on theory and experience. The mirror was composed of reaction-bonded silicon carbide. A back-half open triangle was se-

收稿日期：2018-11-20；**修订日期**：2018-12-11.
基金项目：中科院长春光机所大口径光学技术基金资助项目(No. Y6A912U160)

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

lected for the lightweight structure of the mirror, and a diaphragm-type flexure structure was used to support the mirror. The main dimensions of the supporting structure were then optimized using iSIGHT, and the minimum change of the root mean square (RMS) in nine situations with a 0.01-mm assembly error was chosen as the target. A mirror with a mass of 170.23 kg and lightweight ratio of 82.1% was obtained in 30 months. A series of tests revealed the following: The surface accuracy of the mirror was 0.016λ RMS(λ=632.8 nm) under 1 g of gravity, and a 0.02-mm forced displacement on the interface of the structure caused no changes. The change scope was 0.002λ(RMS) in a (20 ± 5 ℃)temperature environment, and the first-order natural frequency of the subassembly was 101.3 Hz. The static stiffness, dynamic stiffness, accuracy of the surface, and environment adaptability of the subassembly were found to meet the requirements of commercial remote sensing.

Key words: large aperture; space mirror; high tolerance design; flexible support; assembly stress

1　引　言

众所周知，遥感器的口径越大，焦距越长，越利于获得更强的集光能力和更高的分辨率。为了实现大口径长焦距商业遥感器的研制，其主反射镜的工程化研究更是显得尤为重要[1-8]。目前最先进的商业遥感卫星 WorldView-4 的口径为 1.1 m，而赫赫有名的詹姆斯韦伯太空望远镜(Jams Webb Space Telescope, JWST)的主镜由 18 块对角线长度为 1.52 m 的子镜拼接而成[9]。可以预见大口径拼接反射镜技术必将成为未来空间遥感的主要发展方向。1.5 m 量级的空间反射镜领先于国际商业遥感水平，突破其关键技术，将能够满足商用遥感市场未来 5～10 年的需求，并且为我国超大口径拼接反射镜研制打下基础。

大口径空间反射镜面形精度由反射镜刚度及其支撑结构的环境适应性共同保证。学者们对此进行了大量地研究。徐炜通过参数优化与拓扑优化相结合的方法对 2 m 口径反射镜组件进行了优化设计[10]；胡瑞通过拓扑优化提出了一种新的双向多拱形 2 m 反射镜结构，并通过拓扑优化的方法对反射镜的柔性支撑结构进行了设计[11]；王克军等提出了一种传统经验设计、拓扑优化设计和尺寸参数优化设计相结合的 2 m 反射镜轻量化结构设计方法[12]；李志来等采用经验的方法对 1.5 m 口径的反射镜进行了设计，在考虑力、热等环境适应性的条件下对反射镜支撑的柔性进行设计，通过有限元进行了复核并完成了相关的验证试验[13]；胡佳宁考虑装配误差和温度变化的影响利用折衷规划理论对 1.5 m 口径空间反射镜的主镜柔性支撑进行了设计[14]。

对于大口径反射镜，大多停留在理论研究，距离工程化应用还有一定距离。在实际使用中存在以下问题：为了保证黏接应力和装配应力不会对反射镜面形精度产生影响，传统反射镜在光学加工和最终装调中，镜体与主结构不再拆卸。这样加工、装配过程中产生的应力将带入最终产品中，虽有相应的消应力措施，但不能保证完全释放。残余应力的缓慢释放会导致光学系统性能随着时间的推移而下降；其次，主结构若采用比刚度更高的碳纤维材料能够显著减重。但按目前的反射镜研制流程，由于碳纤维材料具有吸湿特性，且会受到切削液的浸蚀，不能与反射镜一起进行光学加工，也限制了该材料的应用；再次，主结构若能与遥感器的框架集成，结构形式会更加紧凑，进一步降低整机质量。因此研制具有较强装调适应性，对安装面精度要求低，主结构可更换的反射镜组件，是大口径反射镜工程化急需解决的难题。为此，大口径反射镜支撑结构应具备大容差的特性，适应重力、热以及装配应力变化带来的影响。这一特性同时使得反射镜具有易于扩展的能力。

本文对 1.5 m 口径商业遥感用空间离轴非球面凹反射镜进行研究，提出了大容差优化设计方法，获得的反射镜组件具有较好的环境适应性。依据设计结果，对反射镜组件进行了研制。试验结果验证了本文优化方法的正确性以及结构设计的合理性。

2　反射镜组件设计

反射镜组件由反射镜及其支撑结构组成，其

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

设计主要包括装调与检测状态选择、反射镜设计以及反射镜支撑结构设计。考虑到反射镜的工艺性以及经济性，在反射镜组件设计中还是采用传统的构型方式，即背部柔性支撑方式，结合以往的一些经验与理论公式，完成反射镜的参数设计，为进一步的结构优化提供支撑。

2.1 技术指标

反射镜组件的技术指标见表1，表中PV为面形精度峰谷值，RMS为面形精度均方根值。

表1 反射镜技术指标

Tab.1 Specifications of the mirror

项目		指标
有效口径		≥1.5 m
工作温度		20℃±2℃
面形精度	PV	≤63.2 nm ($\lambda/10$，$\lambda=632.8$ nm)
	RMS	≤12.6 nm ($\lambda/50$，$\lambda=632.8$ nm)
镜面转角	θx	2″
	θy	2″
组件质量		≤180 kg
组件基频(含主结构)		≥70 Hz

2.2 装调与检测状态的选择

反射镜的装调、检测状态在一定程度上决定了镜体和支撑结构的实现形式。常用的有光轴水平和光轴竖直两种状态。对于1.5 m量级的反射镜来说，若采用光轴竖直放置，要想克服自重产生的变形，保证面形精度，至少需要采用18点的Whifftree形式的支撑结构，这就导致其支撑结构复杂，质量增大，增加了装调和检测的难度。若采用光轴水平放置，反射镜在重力方向刚度相对较好，有利于减重和简化支撑结构。因此采用光轴水平放置作为装调和检测的状态。

2.3 反射镜设计

反射镜材料选择目前空间应用较多也比较理想的RB-SiC材料[15]，采用反应烧结工艺制备反射镜镜坯。轻量化构型采用了三角形轻量化孔形式，并在接口受力部分增加筋板以提高镜体刚度。设计中将材料尽可能地向镜背和镜面分布，以提高镜坯的扭转刚度和弯曲刚度。由于近净尺寸镜坯制造技术需要为模具预留操作口，因此反射镜采用背部半开口的形式。对于传统的SiC反射镜其径厚比在7～12之间，镜厚确定为150 mm。筋的长度和宽度需要考虑轻量化孔的分布和支撑位置确定。反射镜的刚度对筋的厚度不敏感，在保证镜体刚度的前提下将筋的厚度设计的尽量薄。由于镜面面积较大，镜坯在烧结时会产生收缩变形，导致反射面厚度不均匀。考虑镜坯的制造能力，镜面厚度定为8 mm。为了装调和检测方便，也结合实际制造能力，本文采用了平背式的结构。在远离支点连线的位置，镜子的中心和边缘处进行了轻量化或削边处理。这样的设计对于反射镜的轴向强度和在径向重力作用下的刚度下降很小，但在基频上却可以提高近10 Hz。综上，反射镜轻量化结构如图1，主要结构的尺寸参数如表2所示。

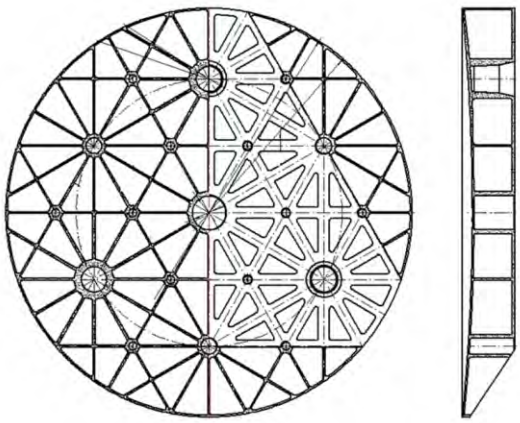

图1 反射镜轻量化结构

Fig.1 Light-weight structure of the mirror

表2 反射镜结构主要参数

Tab.2 Main parameters of the mirror

参数	尺寸/mm
反射镜厚度 t	150
加强筋厚 t_b	8.5
镜面厚度 t_1	8
背部面板厚度 t_2	7
中心孔直径 D'	130

2.4 支撑结构设计

2.4.1 设计方法

空间反射镜会面临重力、温度、装配应力、冲

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

击、加速度及噪声等变化载荷的多重作用。支撑结构设计的基本原则是以最少的支撑点，实现反射镜的定位与约束，使反射镜在复杂的环境条件下的变形最小。对于大口径反射镜，主结构与镜体间的变形差值对反射镜影响很大，需要将其尽可能地隔离或削弱。

背部支撑利用了不参与成像的反射镜背部，便于反射镜的加工、检测和装调，不占用多余的空间，是反射式光学系统的常用方案。由于背部支撑点数越多，结构越复杂，装配精度要求越高，对外界环境则越敏感。因此设计中首先考虑最简单、经典的三点支撑方案。每个支撑结构与反射镜连接的位置都是球铰，而与主结构连接的位置都是一个转动副。在光轴水平时，考虑受两向重力的面形情况；在光轴竖直时，考虑镜体和支撑结构有无弹性变形和微屈服现象。支撑点位置的确定一方面要考虑质量分布的均匀性，另一方面应尽量落在立筋的交点处，提高支撑点的刚度。支撑结构的静刚度要高，在光轴方向，支撑点尽量落在反射镜重心所在平面附近，降低重力作用产生的倾覆力矩。在径向，支撑点在保证面形精度的前提下尽量向反射镜边缘靠近，以减小反射镜转角对相机成像质量和相机内方位元素的不利影响，提高反射镜动态刚度[15]。

2.4.2　支撑结构的确定

根据以上方法，完成了背部 3 点柔性支撑结构设计。柔性支撑结构中采用膜片式结构实现径向定位，杆结构实现轴向定位，利用各自的挠度释放由于温度变化或装配误差产生的应力，见图 2。该结构具有接近球铰的变形行程，可以实现柔性支撑结构大容差的设计理念。该结构的关键是膜片结构的设计，考虑到发射过程的冲击、振动等力学环境，柔性支撑应具有足够的动态刚度，因此非变形方向设计刚度较大，能够很好地保证整个镜组的动态刚度。支撑结构由钛合金的柔性结构和殷钢的镶嵌件构成。镶嵌件的线胀系数与碳化硅相匹配，以减小温度变化带来的组件内部应力。镶嵌件粘入反射镜支撑孔内，通过螺钉将柔性支撑结构与镶嵌件连接。

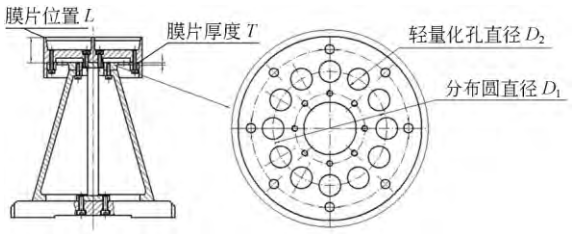

图 2　柔性支撑结构

Fig. 2　Structure of flexible supporting

2.5　有限元分析

基于上述设计参数，采用四面体单元建立了反射镜组件有限元模型，如图 3 所示。对重力加温度场以及装配精度对反射镜面形精度的影响进行了分析。

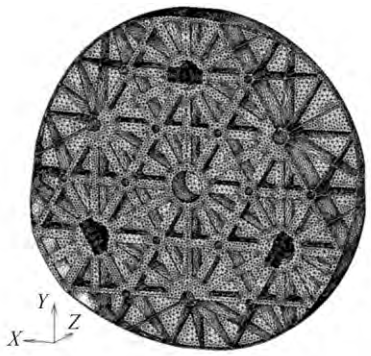

图 3　反射镜组件有限元模型

Fig. 3　FEM of mirror subassembly

2.5.1　重力加温度场对反射镜面形的影响分析

对反射镜在 X 向重力加 5 ℃温升作用下的反射镜变形进行了分析，结果如表 3。从结果可以看出反射镜的面形精度能够满足指标要求。

表 3　自重及热载荷分析结果

Tab. 3　Analysis results under gravity and thermal loads

自重方向		X 向重力＋5 ℃温升
镜面倾斜角/(″)	θx	0.56
	θy	0.58
PV/nm		55.9
RMS/nm		10.9

3　支撑结构的优化设计

3.1　优化方法选择

目前对于反射镜组件的设计优化主要有尺寸优化、形状优化和拓扑优化等方法。本文初始设计的反射镜组件的性能已经接近使用需求，无需

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

颠覆性的改变，仅对尺寸进行参数优化即可。OptiStruct 软件具有良好的尺寸参数优化功能，本文将通过该软件对反射镜组件进行优化分析。

3.2 目标函数的选取

3.2.1 接口特性分析

大容差反射镜的设计，需考虑组件的接口特性。在反射镜支撑结构与主结构进行安装对接时，由于检测与加工误差，相互配合的两个连接面不可能是理想的平面，其平面度只能控制在一定范围内。图4为反射镜支撑结构与主结构相连接的安装接口示意图，共有 A,B,C,D,E,F 6个小安装面，理想状况下这6个安装面是共面的。为模拟实际装配时安装面的共面度误差，并且使所得模型有利于进行有限元仿真分析，将6个小安装面简化为6个安装点，在进行有限元分析时分别对 A,B,C,D,E,F 6个安装点中的某些点加入垂直于安装面方向的0.01 mm的位移来模拟安装面的共面度误差（安装面共面度可控精度0.005 mm）。

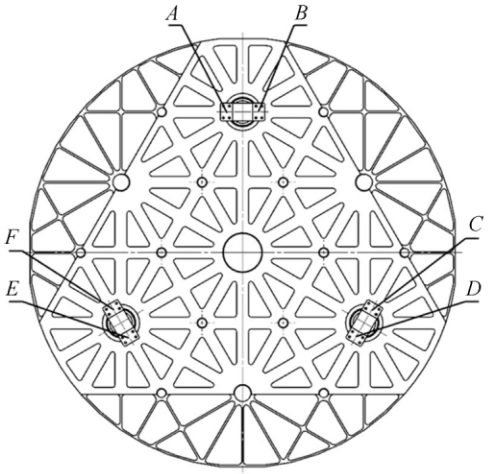

图4 安装接口示意图

Fig. 4 Interface of mirror support and substrate

可能产生的共面度误差分为以下9种情况：

(1)在 A 点加0.01 mm位移；

(2)在 A,B 点加0.01 mm位移；

(3)在 A,C 点加0.01 mm位移；

(4)在 A,D 点加0.01 mm位移；

(5)在 A,F 点加0.01 mm位移；

(6)在 A,B,C 点加0.01 mm位移；

(7)在 A,B,D 点加0.01 mm位移；

(8)在 A,C,E 点加0.01 mm位移；

(9)在 A,C,F 点加0.01 mm位移。

3.2.2 目标函数确定

反射镜的面形精度是衡量反射镜光学性能的重要指标，在检测中大多采用RMS来表示反射镜面形，本文以面形RMS为目标进行优化。在仿真时调用Matlab程序进行计算，通过isight软件将所用到的软件集成到一起。

反射镜在上述9种共面度误差施加 X 向重力加5 ℃温升情况下的RMS变化量越小，稳定性越好（即RMS的最大值和最小值的差值最小），所以将目标函数定义如下，即：

$$f(X)=|R_{\max}-R_{\min}|, \tag{1}$$

式中：$R_{\max}$ 是反射镜在 X 向重力加5 ℃温升作用下9种装配误差情况中面形RMS的最大值，$R_{\min}$ 是其中面形RMS的最小值。

3.3 优化参数的选取

支撑结构的参数很多，如果全部进行优化，计算量非常大，且不易收敛到最优解。由于反射镜支撑结构的适应性主要由其柔性环节决定，所以主要对其参数进行优化，即膜片厚度 T、膜片位置 L、轻量化孔分布圆直径 D_1、轻量化孔直径 D_2 以及孔数 n。

3.4 约束条件

反射镜组件的质量也是十分重要的技术指标，将反射镜组件的质量 m 不超过180 kg作为一个约束条件。此外，面形PV小于 $\lambda/10$、RMS小于 $\lambda/50$ 也是一个重要的约束条件。

3.5 算法描述

通过上面的分析，可以得到反射镜尺寸的优化的数学模型为：

$$\begin{gathered}\text{Find } \boldsymbol{X}=(X_1,X_2,\cdots,X_N)^{\mathrm{T}}\\ \text{Min } f(\boldsymbol{X})=|\boldsymbol{R}_{\max}-\boldsymbol{R}_{\min}|\\ \text{s.t. } PV\leqslant U_{PV},RMS\leqslant U_{\mathrm{RMS}},m\leqslant m_{\max},\\ L_X\leqslant \boldsymbol{X}\leqslant U_X\end{gathered}$$

式中：X_i 为需要优化的第 i 个参数，U_{PV} 是PV的上限值，U_{RMS} 是RMS的上限值，$m_{\max}$ 是组件质量 m 的上限值，L_X，U_X 是参数的上下限。

3.6 优化结果

优化算法迭代的过程如图5所示，各参数的收敛过程见图6，经过大约30代的优化即收敛到最优值。优化后得到的相关最优参数如表4所示。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

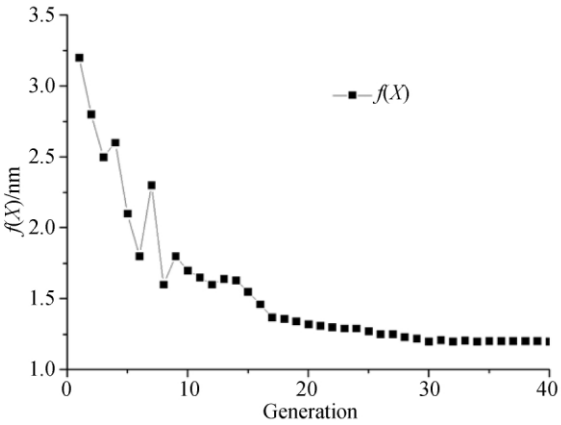

图 5　优化收敛迭代过程

Fig. 5　Convergent iteration of optimized method

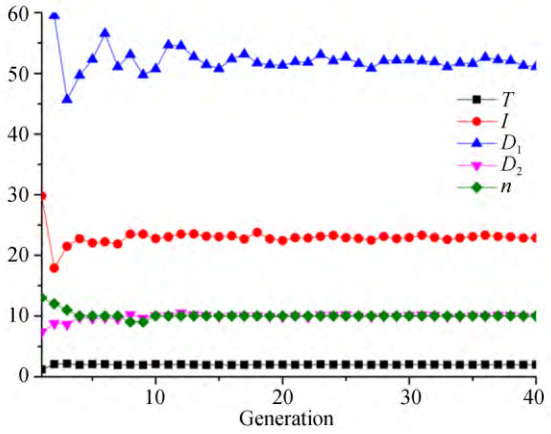

图 6　参数收敛过程

Fig. 6　Convergent iteration of the parameters

表 4　最优结构参数

Tab. 4　Parameters of optimal structure　(mm)

参数	初始值	优化尺寸	圆整后尺寸
膜片厚度 T	1.5	2.13	2
膜片位置 L	22	23.04	23
分布圆直径 D_1	55	52.04	52
轻量化孔直径 D_2	12	9.98	10
孔数 n	9	10	10

3.7　最终模型有限元分析

基于圆整后的柔性支撑的尺寸参数对反射镜组件进行了有限元建模。利用有限元模型分析反射镜组件在 X 向(光轴水平)自重作用下，X 向自重加 5 ℃均匀温升耦合作用下以及 2 g 重力加 5 ℃均匀温升复合作用下反射镜的面形误差和刚体位移。约束条件是将结构接口处自由度全约束。分析结果见表 5。

表 5　自重及热载荷分析结果

Tab. 5　Analysis results under gravity and thermal loads

自重方向		X 向重力	X 向重力 +5 ℃温升	X 向 2 g 重力 +5 ℃温升
镜面倾斜角/(″)	θx	0	0.1	0
	θy	0	−0.1	−0.6
PV/nm		34.9	43.5	63.8
RMS/nm		4.5	6.6	10.6

通过表 5 可以看出在重力和重力加 5 ℃均匀温升作用下的反射镜的面形 RMS 满足要求，反射镜组件在地面有重力和温度变化的环境下的加工、检测和装调时的面形指标能够满足要求。进入空间微重力环境后，反射镜失重，光机结构因此出现回弹变形，其变形量即为分析中 1 g 自重产生的变形量，可以看出此变形量在光学设计的允差范围内。

为了进一步确认支撑结构能够承受的装配误差，令 3.2.1 节中 9 种工况的装配误差为 0.02 mm，分析结果如表 6 所示。可见反射镜能够适应 0.02 mm 的装配误差。

表 6　装配误差为 0.02 mm 时反射镜面形误差

Tab. 6　Mirror surface accuracies with 0.02 mm assembly errors

区域	PV/nm	RMS/nm
A	58.95	11.5
AB	60.35	11.6
AC	57.15	10.8
AD	62.65	12.05
AF	60.9	11.7
ABC	61.05	11.9
ABD	61.65	11.55
ACE	58.35	10.3
ACF	59.2	10.65

为考核反射镜组件(含主结构)的动态刚度，

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

对反射镜的主结构进行了设计，并对反射镜组件（含主结构）进行了有限元建模，如图 7 所示。随后对有限元模型进行了模态分析，结果见表 7。主镜组件（含主结构）基频为 99.3 Hz，高于 70 Hz 的要求。反射镜的质量为 158.7 kg，组件重量为 168.3 kg，也优于指标 180 kg 的要求。

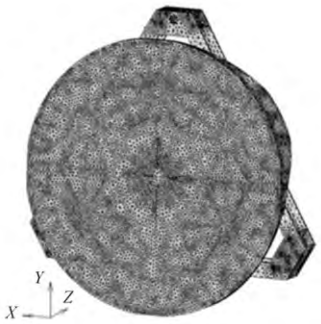

图 7 反射镜组件有限元模型（含主结构）

Fig. 7 FEM of mirror subassembly with substrate

表 7 模态分析结果

Tab. 7 Modal analysis results of mirror subassemble

阶数	频率/Hz	振型
1	99.3	反射镜沿 y 向振动
2	100.2	反射镜沿 x 向振动
3	120.5	反射镜绕 z 轴转动

4 研制成果

经过 30 个月的镜坯烧结、光学加工、镀膜、机械装配，完成了 1.5 m 空间反射镜组件的制造，如图 8 所示。反射镜质量 160.68 kg，轻量化率 82.1%，组件总重 170.2 kg。

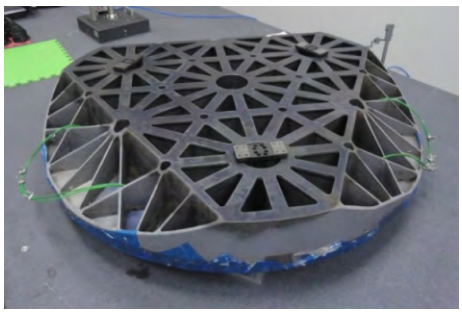

图 8 1.5 m 反射镜组件

Fig. 8 1.5 m mirror subassembly

应用 ZYGO 干涉仪对反射镜面形进行检测（如图 9 所示），反射镜面形 RMS：0.016λ，获得的镜面干涉检验图见图 10。

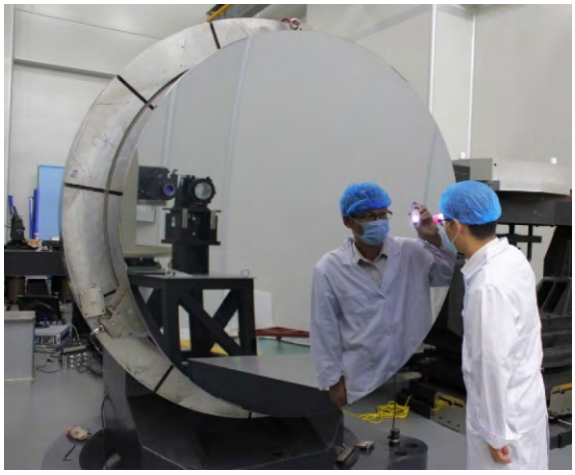

图 9 反射镜面形检测

Fig. 9 Test of mirror surface error

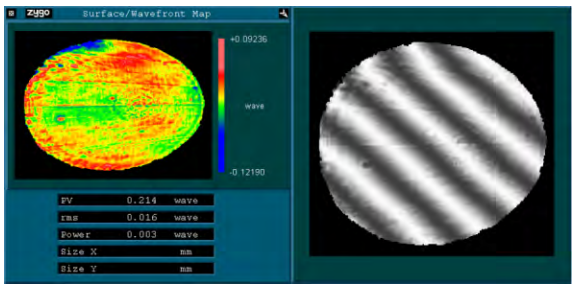

图 10 镜面干涉检验图

Fig. 10 Interferogram of the mirror

5 试验验证

为了确认反射镜组件的性能以及本文设计方法的正确性，对反射镜进行了装配应力容差、主结构更换、重力变化适应性、振动、温度拉偏及面形稳定性等试验。

5.1 装配应力容差试验

通过在反射镜支撑与主结构结构接口处施加 0.02 mm 的强迫位移，模拟装配面的共面误差以产生装配应力，考察组件对装配面的适应能力。具体试验情况见图 11。

从试验结果看，加入 0.02 mm 强迫位移前后镜面 RMS 值均为 0.016λ，反射镜组件对装配面具有较高的容差能力。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

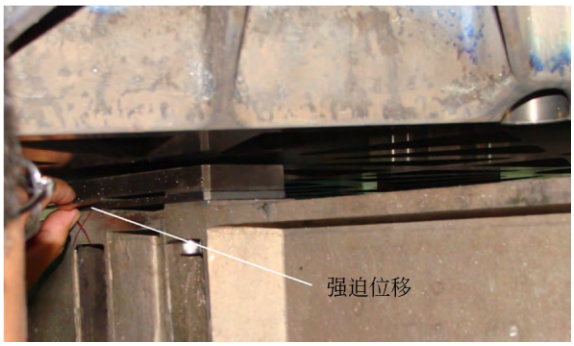

图 11　装配应力容差试验

Fig. 11　Test of assembly stress tolerance

5.2　主结构更换试验

对反射镜进行光学加工、镀膜时，反射镜通过工装固定在工作台上。镀膜完成后拆除工装，将反射镜安装在主结构正式件上，测得 RMS 值为 0.016λ，面形无变化。通过该项试验，确定可以采用高强高模的碳纤维材料作为反射镜背部主结构的支撑材料，材料的更换将支撑结构的质量由 75 kg 降低到 23 kg。

5.3　重力变化适应性试验

反射镜工作在空间微重力状态，而加工、装配均在地面完成。通过重力方向翻转 180°的方式来间接验证主镜的重力变化适应能力是有效且加严的，通过该项试验可以预测反射镜面形精度在入轨后的变化量。测得重力翻转后的镜面 RMS 为 0.018λ，变化量为 0.002λ，镜面干涉图见图 12。试验结果可以推断：反射镜在入轨后面形应优于 0.018λ，满足光学成像要求。

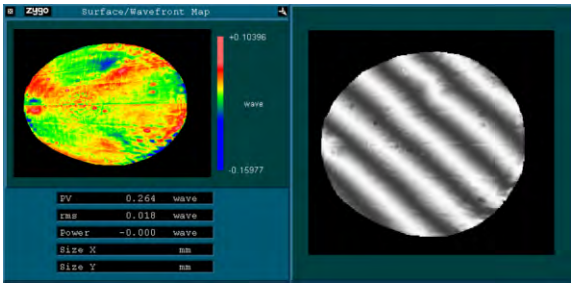

图 12　重力翻转试验镜面干涉图

Fig. 12　Interferogram of the mirror under reverse gravity

5.4　振动试验

对反射镜组件进行振动试验，测试反射镜的动态刚度，验证反射镜组件的力学稳定性。振动试验包括 0.2 g 的特征扫描，5 g 的正弦振动和 10～2 000 Hz 的 1.8 g_{rms} 的随机振动，试验在 X，Y，Z 三个方向分别进行。Y 向特征扫描获得的幅频特性曲线见图 13，其余各特征频率测试结果见表 8。

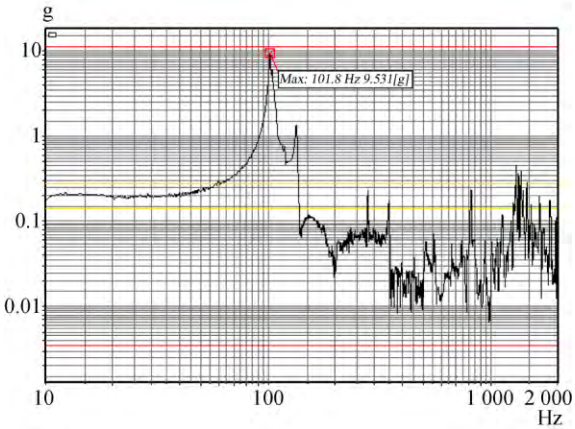

图 13　Y 向 0.2 g 频率回扫幅频特性曲线

Fig. 13　Amplitude-frequency characteristic curve with 0.2 g frequency scan along Y axis

表 8　反射镜特征频率测试结果

Tab. 8　Test results of mirror subassembly on characteristic frequency

方向	0.2 g 扫频
X	102.3 Hz
Y	101.3 Hz
Z	123.3 Hz

从力学试验结果可见：反射镜组件（含主结构）一阶频率为 101.3 Hz，方向为 Y 向，试验前后面形测试对比，其精度无变化。反射镜力学性能和动态刚度满足要求，面形精度稳定。

5.5　温度拉偏试验

温度拉偏试验用于检验反射镜热环境适应性。在 20 ℃±2 ℃范围内，反射镜面形 RMS 无变化；20 ℃±5 ℃范围内面形 RMS 最优为 0.02λ。

5.6　面形稳定性试验

反射镜加工完成后，经 21 个月放置后进行检测，反射镜面形仍然为 0.016λ，未发生变化。主要原因在于支撑结构具有较大的容差能力，对于面形-时间的稳定性具有较大的贡献。21 个月的时间相对较短，下一步将随着时间的推移进一步验证。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

6 结 论

本文针对大口径空间反射镜长期使用后面形精度下降不能满足使用要求的问题，提出了大容差支撑结构的解决方案。采用膜片型柔性支撑结构，利用 isight 软件在重力加温升作用下以装配误差为 0.01 mm 的九种情况下的反射镜的面形 RMS 变化量最小为目标，对反射镜支撑的重要结构参数进行了优化，以此为基础对反射镜组件进行了研制。最终获得的反射镜口径为 1.5 m，轻量化率 82.1%，组件质量 170.23 kg，面形精度优于 0.016λRMS (λ=632.8 nm)，环境因素最多对面形产生 0.002λ 的变化量。该反射镜组件能够适应 0.02 mm 的装配误差，反射镜组件(含主结构)一阶频率为 101.3 Hz，满足工程应用需要。

参考文献：

[1] LILLIE C F, DAILEY D, POLIDAN R S. Large aperture telescopes for launch with the Ares V launch vehicle[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(3): 374-381.

[2] STEPHEN E K, H PHILIP S. Large aperture space telescope mirror fabrication trades[C]. *Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared and Millimeter International Society for Optics and Photonics*, 2008, 7(12): 788067.

[3] CHRIS S, DAN L, MARTIN S, *et al*.. Building large telescopes in orbit using small satellites[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 141(9): 183-195.

[4] BOUGOIN M, LAVENAC J. From HERSCHEL to GAIA, 3-meter SiC space optics[J]. *SPIE*, 2011, 8126: 81260V.

[5] ARGABRIGHT V, ARNOLD B, ARONSTEIN D, *et al*.. Advanced technology large-aperture space telescope(ATLAST): A technology roadmap for the next decade[R]. *Pasadena: NASA*, 2009.

[6] 张学军，樊延超，鲍赫，等. 超大口径空间光学遥感器的应用和发展[J]. 光学 精密工程, 2016, 24(11): 2613-2626.
ZHANG X J, FAN Y CH, BAO H, *et al*.. Applications and development of ultra large aperture optical remote sensors[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(11): 2613-2626. (in Chinese)

[7] DOUGLAS G, MAC M, MATTIAS B. Large aperture segmented space Telescope (LASST): Can we control a 12000 segment mirror?[C]. 2011 *American Control Conference, San Francisco, USA*, 2011: 438-443.

[8] 李剑锋，吴小霞，李玉霞，等. 大口径主镜位置的实时检测[J]. 光学 精密工程, 2016, 24(11): 2721-2729.
LI J F, WU X X, LI Y X, *et al*.. On line measurement of position for large primary mirror[J]. *Opt. Precision Eng.* 2016, 24(11): 2721-2729. (in Chinese)

[9] MARK C. The james webb space telescope(JWST)[J]. *Advances in space Research*, 2008, 41(12): 1983-1991.

[10] 徐炜. 大型空间光学遥感器反射镜及其组件的分析与优化[D]. 长春：中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2012.
XU W. *Analysis and optimization on reflect mirror of a space large optics remote sensor and their components*[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2012. (in Chinese)

[11] 胡瑞. 基于拓扑优化的空间反射镜与柔性支撑结构设计方法[D]. 大连：大连理工大学, 2017.
HU R. *Topology optimization-based design method of space mirror and flexible support structure*[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2017. (in Chinese)

[12] 王克军，董吉洪，宣明，等. 空间遥感器大口径反射镜的复合支撑结构[J]. 光学 精密工程, 2016, 24(7): 1719-1730.
WANG K J, DONG J H, XUAN M, *et al*.. Compound support structure for large aperture mirror of space remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(7): 1719-1730. (in Chinese)

[13] 李志来，徐宏，关英俊. 1.5 m 口径空间相机主镜组件的结构设计[J]. 光学 精密工程, 2015, 23(6): 1635-1641.
LI ZH L, XU H, GUAN Y J. Structural design of 1.5 m mirror subassembly for space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(6): 1635-1641. (in Chinese)

[14] 胡佳宁，董吉洪，周平伟. 空间光学遥感器主镜柔性支撑的参数化设计[J]. 光学学报, 2016, 36(11): 1128001-8.
HU J N, Dong J H, ZHOU P W. Parameter De-

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

sign of Flexure supporting for optical space remote sensor primary mirror[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1128001. (in Chinese)

[15] **郭疆. 离轴三反航天测绘相机研究[D]. 长春：吉林大学**, 2011.
GUO J. *Study on three-mirror off-axis aerospace mapping camera*[D]. Changchun: Jilin University, 2011. (in Chinese)

[16] **高劲松，申振峰，王笑夷，等.** SiC **空间反射镜材料及其表面改性技术现状分析[J]. 中国光学与应用光学**, 2009, 2(2): 71-78.
GAO J S, SHEN ZH F, WANG X Y, *et al*.. Research status quo of SiC space mirror material and its surface modification[J]. *Chinese journal of optics and applied optics*, 2009, 2(2): 71-78. (in Chinese)

[17] CHEN Y C, HUANG B K, YOU Z T, *et al*.. Optimization of lightweight structure and supporting bipod flexure for a space mirror[J]. *Applied Optics*, 2016, 55(36): 10382-10391.

[18] POLINA. A A, NADEJDA D T. Comparing and analysis of design lightweight large mirrors for space basing[C]. *SPIE*, 2016, 98891X: 1-4.

[19] BUTOVA D V, TOLSTOBA N D, FLEYSHER A. G., *et al*.. Optimization of the parameters of space-based mirrors[C]. *SPIE*, 2017, 101001M: 1-7.

作者简介：

郭　疆(1976－)，**男，新疆石河子人，博士研究生，研究员**，2000 **年**、2011 **年于吉林大学获得学士、硕士学位，主要从事空间遥感成像技术的研究**。E-mail: guojiang006@163.com

赵　继(1959－)，**男，吉林蛟河人，教授，博士生导师**，1997 **年于吉林工业大学获得博士学位，主要从事智能精密制造方向研究**。E-mail: jzhao@jlu.edu.cn

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net