

大口径空间红外相机铍铝合金反射镜组件材料选择与设计

翟岩^{1,2}, 姜会林¹, 梅贵², 江帆²

(1. 长春理工大学光电工程学院, 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)

摘要: 针对某空间摆扫相机系统, 为了保证空间红外相机获得轻质、可靠的摆扫头部, 且各反射镜均具有良好的面形精度及较高的一阶固有频率, 对其摆扫部分的结构进行了针对性研究。选择了铍铝合金材料作为 $\Phi 750$ mm 口径主反射镜材料, 以钛合金材料的柔性支撑结构支撑, 安装在铍铝合金材料的主镜室内。包含次镜组件、次镜支撑和遮光筒, 整个摆动部分总质量为 17.5 kg。采用有限元方法对反射镜组件在力热耦合状态下进行了仿真分析, 结果表明反射镜全口径最大面形误差 RMS 值为 27.04 nm, 满足全口径范围内面形误差不低于 $\lambda/20$ ($\lambda=632.8$ nm) 的要求。摆动部分一阶谐振频率为 122 Hz, 为控制系统预留了较大的带宽。实体模型的力学试验结果与有限元分析结果接近, 表明满足总体对摆扫部分的设计要求。

关键词: 摆扫相机; 铍铝合金材料; 有限元分析; 力学试验

中图分类号: V445.8 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20190390

Material selection and design of beryllium-aluminum alloy mirror assembly for large-diameter space infrared camera

Zhai Yan^{1,2}, Jiang Huilin¹, Mei Gui², Jiang Fan²

(1. The School of Electro-Optical Engineering, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China;
2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to ensure that the space infrared camera obtained a light and reliable sweeping head, and the mirrors had good surface accuracy and a high first-order natural frequency for the space sweeping camera system, the structure of sweeping part was studied in a targeted manner. The beryllium-aluminum alloy material was selected as the $\Phi 750$ mm diameter main mirror material, the flexible support structure of the titanium alloy material was selected as the support structure, and installed in the main mirror chamber of the beryllium-aluminum alloy material. It included a secondary mirror assembly, a secondary mirror support part and a light-shielding cylinder. The total weight of the entire swinging part was 17.5 kg. The finite element method was used to simulate the mirror assembly under the condition of force and heat coupling. The results show that the maximum surface error RMS of the mirror is 27.04 nm, which is no less than $\lambda/20$ ($\lambda=632.8$ nm) in the full aperture range requirements. The first-order resonant frequency of the oscillating portion is 122 Hz, which reserves a large bandwidth for the control system. The mechanical test results of the solid model are close to those of the finite element analysis, indicating that the overall design requirements for the sweeping part are met.

Key words: sweeping camera; beryllium-aluminum alloy material; finite element analysis; mechanical test

收稿日期: 2020-02-06; 修订日期: 2020-03-10

基金项目: 国家自然科学基金 (61405191)

作者简介: 翟岩 (1974-), 男, 副研究员, 博士生, 主要研究方向为空间光学仪器总体设计、空间光学仪器结构设计。

Email: zhaiy163@163.com

导师简介: 姜会林 (1945-), 男, 中国工程院院士, 博士生导师, 主要研究方向为光学仪器设计、光电仿真与检测技术, 激光通信等。

0 引言

在传统的推扫成像系统中,为得到较大的视场覆盖宽度,必须将多个红外焦平面器件拼接成一个统一的大尺寸焦面组^[1]。受限于探测器晶圆尺寸的限制,单模块线阵红外探测器的像元数量仅有几百,面阵红外探测器也仅有几十万像元,远少于可见光探测器的像元数量,而且红外探测器的制冷机和杜瓦的尺寸较大,将几台红外探测器拼接得到长线阵探测器阵列的难度很大,使红外相机进行摆扫动作会增加视场收容宽度,增大监视范围^[2-3]。

根据光学系统的特点,不同的光学系统能够负担的摆扫部件也不同:采用 R-C 光学系统的摆扫相机,通常采用主镜-次镜一起摆扫的形式;采用同轴系统和离轴三反光学系统的相机,通常前置一块反射摆扫镜扩大视场范围。不同的光学系统决定了摆扫部件的不同,因此在摆扫部件内的反射镜支撑也需要不同的设计。

在以金属作为反射镜材料时,在一定意义上讲,柔性结构若可以采用同种材料,那么反射镜和柔性结构可作为一体采用金属加工工艺获得,或者可在镜体上预留螺纹孔,通过螺纹连接将反射镜镜体和柔性结构结合在一起,这两种情况在长波红外镜头中较为常见。金属反射镜镜面如采用传统研磨抛光成型工艺,必然以反射镜镜背作为固定基准,柔性结构中的安装孔作为连接点,这时这种结构是合理的。但现阶段的金属反射镜,特别是应用于红外系统中的金属反射镜,全部都是采用单点金刚石车削工艺实现镜面成型或粗成型,此时的加工基准为反射镜的外边缘,检测时采用的是在线非接触式检测,均未通过柔性结构的联结,即反射镜的加工基准和装配基准不一致。在安装反射镜时,经常会出现反射镜镜面面型发生变化,出现镜面面型精度降低的情况。这是由于在加工时柔性结构未参与到应力重新分配的过程中,而在装配时,应力重新分配导致的。因此需要在进行单点金刚石车削时不能放弃柔性环节和背板的存在,使柔性环节参与到加工过程的应力分配中。

文中针对某采用 R-C 系统的大型红外遥感相机的主镜进行结构设计,采用了传统的反射镜+柔性结

构的形式,通过对材料的选择、支撑方式的计算与确定、柔性结构设计等方面的设计,利用有限元方法对反射镜组件结构进行分析,并制造模拟件通过力学试验测试,最终得到满足设计要求的合理结构。

1 主要设计指标

文中针对的摆扫系统包含主镜组件、次镜组件和次镜支撑三个部分,其摆扫速度为 5.68 (°)/s,摆扫范围为 14.2°。主镜的口径为 $\Phi 750$ mm,通光口径为全口径,面形误差要求全口径范围内不低于 $\lambda/20$ ($\lambda=632.8$ nm),相机所处的环境温度为 (20 ± 15) °C。

2 反射镜设计

空间相机需要能够承受发射前后及在轨调姿过程中的力场和温度场变化,这是空间光学传感器结构设计中必须解决的问题^[4]。为了确保空间相机的耐用可靠,相机的各部件必须具有良好的结构刚度和强度,并具备良好的热稳定性,使各光学元件能够在力场变化中保持相对稳定的空间位置,在温度场变化时各反射镜在柔性结构支撑下的热变形满足光学设计的要求^[5]。

对于采用 R-C 系统的摆扫相机,特别是采用头部摆扫方式的相机来说, $\Phi 750$ mm 的主镜属于口径较大的,相比于国内的摆扫相机,具有 $\Phi 750$ mm 主镜的头部摆扫相机是此前未有的。

为降低摆扫动作对整星姿态的影响,并降低摆动部件驱动电机的功率,需要降低摆动部件的转动惯量。对于摆动部件来说,转动半径是一定的,因此降低摆动部件的质量是降低其转动惯量的有效手段。摆动部件包含主镜、主镜室、次镜和次镜支架等,其中降低主镜组件的质量是降低整个摆动部件质量的最有效方案。

2.1 反射镜材料选择

由于反射镜组件的质量是设计的最大关注点,因此镜体和支撑使用的材料必然为低密度材料,且应同时具有比刚度大,导热率高,材料稳定性良好,并与反射镜支撑结构材料、主镜室材料的热膨胀系数具有很好的匹配的特点^[6]。

常用的空间遥感相机所使用的反射镜材料的物理属性和力学属性如表 1 所示。

表 1 常用空间相机反射镜材料属性表

Tab.1 Performance parameters of common space camera mirror material

Mirror material	Density $\rho/g \cdot cm^{-3}$	Elastic modulus, E/GPa	Expansion coefficient/K	Conductivity, $\lambda /W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
Beryllium	1.85	287	11.3×10^{-6}	216
AlBe alloy	2.1	190	13.9×10^{-6}	212
CeSiC	3.04	330	2.4×10^{-6}	170
Zerodure	2.53	92	-0.09×10^{-6}	1.6
ULE	2.21	67	0.015×10^{-6}	1.3

金属铍作为反射镜材料,已经应用于许多大型空间遥感成像项目,如 JWST 等。在反射镜材料中,金属铍的比刚度最大,最易于实现反射镜镜体的轻量化。但铍材料基面的热膨胀系数比垂直于盖面的轴向高出 37%,易导致反射镜在仅有较小温差时镜面面型发生改变。且铍材料脆性大,在加工过程中易于出现崩边、渣化现象,加工成型过程中需要有严格的工装保护^[7]。

铍铝合金是一种铍基复合材料,通常采用粉末冶金和铸造方法成型。铍铝合金的密度较金属铍略高,比刚度低于金属铍,并略低于碳化硅材料。铍铝合金具有高模量和低密度的特点,由于铝的加入,一定程度上改善了材料的可加工性和机械性能。铍铝合金的热膨胀系数约为铝的一半,并热导率更高。粉末冶金成型的铍铝合金构件,在热等静压过程中使材料的各项同性属性得以提高。铍铝合金的机械加工性能良好,对机械损伤不敏感,可实施焊接工艺,能使用铝加工技术和设备进行镀层^[8]。

微晶玻璃和 ULE 都属于传统光学材料,获得大尺寸坯料的难度相较碳化硅材料、金属铍材料低,最

易于得到较高的面型精度和光洁度。但材料的机械性能差,弹性模量低,比刚度差,使得轻量化比例难以提高。但这两种材料获取周期短,材料价格和加工成本低,同等尺寸和精度要求的反射镜加工周期较短。

综合考虑光学元件的机械性能、对相机整体设计的影响、对工作环境的适应性、线膨胀系数、加工工艺性、采购渠道和周期等因素,特别是反射镜组件的轻质要求,文中反射镜选用铍铝合金材料。

2.2 柔性结构材料选择

大中口径反射镜常采用被动支撑形式,即以几个柔性结构支撑反射镜的镜体,因此柔性结构的材料需与反射镜材料的热膨胀系数相匹配。在使用具有较低热膨胀系数的反射镜材料(微晶玻璃、ULE、SiC)时,常用的钛合金材料(热膨胀系数 8.8)作为柔性支撑材料。由此推知支撑反射镜的柔性结构材料的热膨胀系数范围约为 5~9。

表 2 中列出了空间光学系统常用的轻质材料的属性,包含铝、铍铝合金、钛合金、SiC、低体份铝基 SiC 复合材料、高体份铝基 SiC 复合材料等材料。

表 2 空间光学系统常用轻质材料属性表

Tab.2 Performance parameters of common space optical system lightweight material

Flexible structure material	Density $\rho/g \cdot cm^{-3}$	Elastic modulus, E/GPa	Expansion coefficient /K	Specific stiffness, $E/\rho/m^3$
Aluminum alloy	2.7	68	22.5×10^{-6}	-
AlBe alloy	2.1	190	13.9×10^{-6}	9.5×10^{-6}
Titanium	4.4	106.8	8.8×10^{-6}	2.53
CeSiC	3.04	330	2.4×10^{-6}	-
Al-Si/20SiLp	2.8	100	16×10^{-6}	3.3×10^{-6}
Al-Si/65SiLp	2.96	180	8.0×10^{-6}	6.0×10^{-6}

反射镜柔性结构的成型方式与金属冷加工方式相同,主要有车、铣、线切割、研磨、钳等工艺,因此,

其材料需选用除与反射镜镜体材料相配合的材料属性外,还需要尽量选用易于加工的金属。柔性结构的

柔性来源是圆弧狭缝结构,而柔性结构的应力最大处位于圆弧狭缝的圆弧部分。位于圆弧部分的微裂纹会使柔性结构的寿命降低,在使用过程中不能达到设计的使用周期。

表 2 所列材料中,空间光学系统常用的柔性结构材料是铝材料和钛合金材料,这两种材料均具有加工性能良好、加工表面微裂纹均匀且易于除去的特点。而 SiC 材料、镀铝合金材料、高体份铝基 SiC 材料及低体份铝基 SiC 材料均具有低密度和高弹性模量的特点,优于铝材料和钛合金材料。

SiC 材料属于脆性材料,且硬度大,不易于机械加工形成圆弧狭缝结构。高体份铝基 SiC 复合材料和低体份铝基 SiC 复合材料的区分是在铝基材中的 SiC 材料所占的比例,虽然两种材料都可以通过冷加工获得圆弧狭缝结构,但其中的 SiC 颗粒硬度远高于铝基材,因此 SiC 颗粒在加工过程中是通过剥离或脱落的形式与铝基材分离,分离后会形成大量微坑^[9]。由于圆弧狭缝内的微坑无法通过现有手段检查其内部是否有微裂纹,使得柔性结构受应力后发生失效的可能性增加,不利于提高系统的可靠性。

在铝材料、镀铝合金材料和钛合金中,铝材料的弹性模量最低,以铝材料制造的柔性结构不利于反射镜组件整体刚度与机身刚度的匹配。镀铝合金的弹性模量最高,但粉尘颗粒有毒,加工过程中需要环境控制,不利于圆弧狭缝内部的研磨工艺实施。因此反射镜的柔性环节材料选择钛合金材料。

2.3 主镜室材料选择

为追求最大程度地降低主镜组件的整体质量,并提高组件的刚度,主镜室材料选择镀铝合金材料。

2.4 反射镜的轻量化

根据反射镜成型工艺,选择背部开口的反射镜轻量化形式,由于 R-C 系统的主镜中心有通光孔,不宜布置三角形轻量化孔,因此根据反射镜自身特点,采用扇形的轻量化孔。

根据经验公式

$$\delta = \frac{3\rho g a^4}{16E_t} = \frac{3\rho g d r^2 D^2}{256E}$$

$$N = \left(\frac{0.375 D^2}{t} \right) \times \left(\frac{\rho}{E\delta} \right)^{0.5} \quad (1)$$

可以计算得到反射镜的径厚比和支撑点数量^[8]。由此设计主镜的结构形式如图 1 所示。主镜外

形尺寸 $\Phi 776$ mm,厚度 118 mm,径厚比为 6.58,镜面厚度 6 mm,反射镜背部筋厚 4 mm,轻量化后质量 12.57 kg,轻量化率为 89.3%。

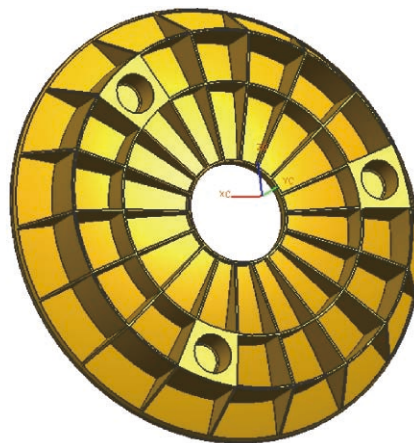


图 1 主镜轻量化结构

Fig.1 Lightweight structure of scanning mirror

2.5 柔性支撑设计

传感器在空间环境下工作时,真空、低温、黑背景以及空间外热流等复杂的热环境将会引起结构温度变化,从而使光学反射镜镜面面形超差,导致系统光学成像质量劣化^[10-11]。因此,通常对空间遥感相机的各反射镜空间位置稳定性和镜面面型的稳定性提出较高要求。在静力学工况下,反射镜仅受重力作用,在支撑点分布合理的情况下,面形精度通常能够满足要求。而在热力学工况下,反射镜不论使用哪种镜体材料,都会存在热变形,使得反射镜内部应力分布和指向发生改变,导致镜面变形。

显然,能够保证反射镜在静力学工况维持镜面面型的支撑点位置和支撑结构可实现性较易,而能够保证反射镜在热力学工况下维持反射镜面型的支撑点位置和支撑结构的可实现性较难,并被包含于可维持静力学工况的范围内。为实现反射镜同时满足在静力学工况、热力学工况中都能够维持面型精度,需要对反射镜的支撑点位置进行精确计算,并根据情况增加或降低支撑结构的柔性,使整个反射镜组件既能够在给定环境条件下维持面型精度,又具备足够的结构刚度。柔性结构无论从理论上还是事实上都不能“释放应力”,但可以在系统装调和外部环境温度变化产生应力时,引导应力朝“均布”的方向发展,使得反射镜组件原本已经平衡的内部应力在引入不超过承受

极限的外部应力时,避免后引入应力造成反射镜镜面面形的超差。

根据前面的反射镜计算和轻量化设计结果,反射镜具有三个支撑点,并且均布在同一圆周上,间距为 474 mm,在±15℃的环境下,支撑点位置最大变化量为:

$$\delta = l \times \alpha \times \Delta t = 474 \times 13.9 \times 10^{-6} \times 15 = 0.09883 \text{ mm} \quad (2)$$

即对于某一支撑点,其余两个支撑点外移 0.0494 mm。如柔性环节长度为 60 mm,则转角为 0.0472°或 2'49.8",因此使用不可转动形式的铰链结构。

柔节的结构如图 2 所示,柔节下部加工成两层十字交叉结构,可以控制狭缝的宽度来获得需要的柔性大小。

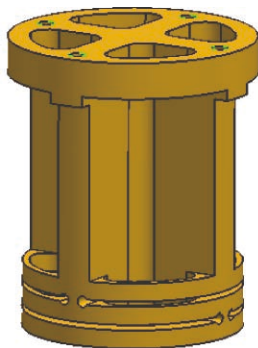


图 2 柔性支撑结构图

Fig.2 Flexible support structure

2.6 主镜室设计

主镜室不仅要满足主镜的支撑刚度需求,而且要最大限度地轻量化设计,同时要考虑摆动部件在做±7.1°摆扫运动时与后部光机结构不能干涉。

此项目对相机的体积要求严格,要求水平截面尺寸不能超出 800 mm×800 mm 范围,因此摆动机构的摆动轴不能布置在主镜室的两侧。根据系统的特点,将摆动轴布置在主镜的后部,主镜室如图 3 所示。

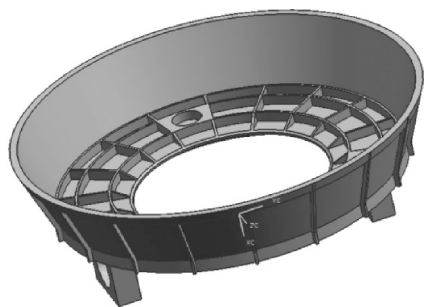


图 3 主镜室结构图

Fig.3 Room structure of main mirror

主镜室的上沿与遮光筒联接,支撑次镜支撑架和次镜组件,形成摆动部件,如图 4 所示。

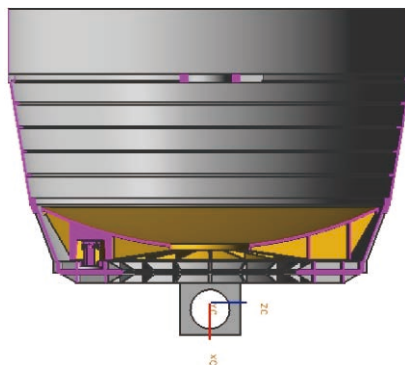


图 4 摆动部件结构图

Fig.4 Structure of swing part

整个摆动部分,包含主镜及支撑、次镜及支撑和遮光筒,总质量为 17.5 kg。

3 有限元分析结果

相机在空间运行时与其在地面实验室内的环境条件有较大不同:在试验内受重力作用,但环境温度可以控制在一个较小的范围内;在空间环境中,相机基本不受重力作用,而温度受太阳照射和地球反照的影响,其环境温度将在一定范围内波动。如果各光学元件不能耐受这些变化,光学元件将反受到支撑结构的压迫,导致曲率发生变化或面形发生改变,必将导致系统的成像质量劣化,导致项目的功能减弱甚至失效。因此,在有限元分析过程中,需要将力场变化和温度场变化都考虑在内:力场变化量为 1 g,温度场变化量(根据总体指标)为±15℃。

对于小口径的光学元件,由于其直径较小,在重力和温度变化时,对光学元件的体积和面形影响也很小,完全可以满足光学设计要求。但是对大口径的光学元件,在重力和温度发生改变时,由于其重量大且尺寸较大,其面形将会产生较大变化。因此对 $\Phi 750 \text{ mm}$ 的主镜进行有限元分析室完全必要的,表 3 为主镜全口径范围内受三向重力和 15°温度变化共同作用时面形变化的数值。

由表 4 可见,在柔性结构的支撑下,主镜面形能够满足 $\lambda/20(\lambda=632.8 \text{ nm})$ 的要求。但是柔性的实现是以牺牲刚度为前提的,必然使主镜组件的刚度降低,

因此需要通过对反射镜组件的刚度分析,保证反射镜在摆动时不会产生共振而影响成像质量。表 4 为主镜组件的前三阶频率。

表 3 全口径范围内三向重力与 15 °C 温度变化引起的主镜面形误差

Tab.3 Errors of main mirror surface with 15 °C temperature change and three-dimensional gravity in a full-aperture range

Forces	GX+ΔT15 °C	GY+ΔT15 °C	GZ+ΔT15 °C
RMS/nm	14.77	17.04	14.16

表 4 主镜组件前三阶自然频率

Tab.4 The first three order natural frequency of primary mirror part

Modal	Frequency/Hz
First order	299
Second order	300
Third order	387

由于主镜、次镜、主镜室、次镜架和遮光罩组成的摆动部件在成像时组成一个整体,因此需要通过摆动组件进行分析。表 5 为摆动部件的谐振频率,表 6 为主镜和次镜在摆动部件内的面形结果(受重力和 15 °C 温度变化共同作用时)。

表 5 摆动部件在约束状态下的模态分析结果

Tab.5 Modal analysis result of swing part in the constrained condition

Modal	First order	Second order	Third order
Frequency of swing part/Hz	122	284	287

表 6 全口径范围内三向重力与 15 °C 温度变化引起的主镜、次镜面形误差

Tab.6 Errors of main mirror and second mirror surface with 15 °C temperature change and three-dimensional gravity in a full-aperture range

Forces	GX+ΔT15 °C	GY+ΔT15 °C	GZ+ΔT15 °C
RMS of the main mirror/nm	16.02	18.66	16.02
RMS of the second mirror/nm	16.42	13.44	18.09

4 试验验证

以铍铝合金作为反射镜材料时,由于材料在磨削过程中易出现划痕,不利于实现更高的面形精度。通常情况下,需要在反射镜面形加工至 $\lambda/10(\lambda=632.8\text{ nm})$ 时,在反射镜面镀磷镍合金膜,之后的磨削加工是在镍磷合金膜层内实现更高的反射镜镜面面形。从反射镜及支撑受力方面看,在将反射镜加工至 $\lambda/10(\lambda=632.8\text{ nm})$ 之前,是刀具对铍铝合金反射镜施加一个近似的正压力,在反射镜镜面面形精加工过程中,反射镜受力与传统材料反射镜镜面加工受力方式基本一致。因此,对反射镜和支撑结构的验证可针对反射镜面形加工至 $\lambda/10(\lambda=632.8\text{ nm})$ 这一阶段进行验证,其中反射镜与柔性结构、柔性结构与主镜室联结产生的装配应力,通过力学试验方式使其均匀化。

为验证设计和有限元分析的准确性与可靠性,按 1:1 比例制作了实体模型进行力学试验。实体模型均采用铝材制造,主镜的质量、质心和转动惯量均与铍铝合金主镜近似,柔性支撑采用钛合金材料,与设计一致,主镜室与铍铝合金材料的主镜室的强度和刚度近似模拟,装配工艺完全模拟实际装调过程。

试验包括镜面加工试验和力学试验两部分。加工试验是为了验证在加工过程中产生的加工应力对反射镜组件的影响并预先摸索大口径金属镜加工的难点;力学试验是为了考验柔性结构对外部应力的适应性。

模拟件装配完毕后对其进行一次扫频,得到摆扫部件的基频如表 7 所示。

表 7 摆动部件第一次力学试验结果

Tab.7 First time mechanical test results of slewing part

Direction	X	Y	Z
F_n /Hz	118	280	282

扫频后将反射镜组件从摆扫部件中拆下,在预计进行铍铝反射镜的车床上中国科学院长春光学精密机械研究所光学技术中心进行镜面加工。为节约加工时间,镜面加工至 RMS 值为 $\lambda/10(\lambda=632.8\text{ nm})$ 时停止,得到镜面面型结果如图 5 所示。

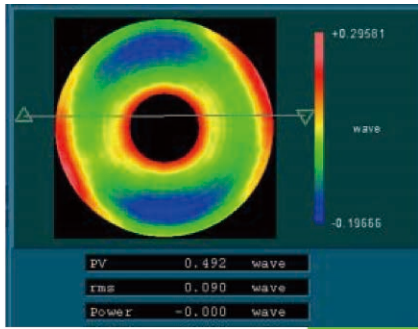


图 5 模拟反射镜加工面型图

Fig.5 Simulated mirror processing surface pattern

力学试验包括正弦振动和随机振动, 范围为 10 ~ 2 000 Hz。试验结果如表 8 所示。

表 8 摆动部件力学试验结果

Tab.8 Mechanical test results of slewing part

Direction	X	Y	Z
F_n/Hz	118	277.8	278.2

试验结果与有限元分析结果相差 3.3%, 两者符合较好, 由于铝的比刚度远低于铝合金材料, 在使用铝合金材料时的反射镜组件的结构刚度将较试验所得结果为高, 可以满足实际使用要求。在随机振动试验后, 对比反射镜组件的基频曲线, 两次试验曲线符合得很好, 说明在振动中反射镜组件未发生结构性改变, 在试验后的拆解检查结果中也证明了这一点。力学试验说明该反射镜组件的设计结构合理、性能可靠, 有限元分析结果可以准确反应组件的性能。

5 结 论

文中针对某具备摆扫功能的 R-C 系统中的主反射镜的镜体、支撑结构进行了设计。反射镜组件采用反射镜与柔性结构分离、通过粘接形成整体的传统形式。通过对反射镜组件的有限元分析, 主镜在三个方向的重力和 15 °C 温度变化的共同作用下, 全口径面形误差不低于 $\lambda/20$ ($\lambda=632.8 \text{ nm}$), 主镜组件的一阶频率为 300 Hz, 摆动部件的一阶频率为 122 Hz, 说明主镜组件及整个摆动部件的刚度较高, 结构强度较大。通过夹持主镜室进行单点金刚石加工的镜面成型方式, 在铝制模件上获得了 RMS 值优于 $\lambda/10$ ($\lambda=632.8 \text{ nm}$) 的镜面面型。采用 R-C 系统的空间相机是现役空间

相机的一个重要组成部分, 通过摆动主镜-次镜部分实现大视场宽度的扫描, 特别对于中波红外相机和长波红外相机是一个重要的应用方向, 文中采用铝合金材料制造大口径轻质主镜, 为实现较大口径的金属反射镜的轻质设计和支撑提供了一定的借鉴意义。

参考文献:

- [1] Sun Xin, Hu Yongli. Study on ghost images in splicing area of optical reflect butting remote sensor [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(2): 58-65. (in Chinese)
- [2] Zhai Yan. Design of truss framework of multi-mirror optical system for large-scale space infrared camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2017, 25(11): 2923-2930. (in Chinese)
- [3] Zhang Nan, Chang Junlei, Li Qinglin, et al. High opto-mechanical stability design of channel off-axis remote sensing camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(4): 0418005. (in Chinese)
- [4] Wang Zhaoli, Liang Jingtao, Li Miguang, et al. Lens mount for cryogenic refractive optics cooled by mechanical cryocooler [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(2): 0218006.
- [5] Mu Yongji, Wan Yuan, Liu Jiqiao, et al. Optomechanical analysis and optimization of spaceborne lidar telescope primary mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(7): 0718002. (in Chinese)
- [6] Zhai Yan, Mei Gui, Jiang Fan, et al. $\Phi 2020 \text{ mm}$ aperture space infrared camera main reflector design [J]. *Chinese Journal of Luminescence*, 2018, 39(8): 1170-1176. (in Chinese)
- [7] Shi Lei, Xu Yongsan, Liu Fuhe. Development and application of beryllium mirrors in optical systems [J]. *Chinese Optics*, 2014, 7(5): 749-758. (in Chinese)
- [8] Li Junyi, Wang Dongxin, Liu Zhaoyang, et al. Progress in production method and application of beryllium aluminum alloy [J]. *Chinese Journal of Rare Metals*, 2017, 41(2): 203-210. (in Chinese)
- [9] Huang Bin, Duan Fuhai, Yuan Xuwu, et al. Design of precision machining tools for complex surfaces of SiCp/Al composites [J]. *Mechanical & Electrical Engineering Technology*, 2018, 47(10): 11-13, 115. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] Zhou Yuxiang, Shen Xia. Structure design of backside bipod flexure mount for space reflector [J]. *Laser Technology*, 2017, 41(1): 141-145. (in Chinese)