

空间相机全铝合金光机结构的设计与分析

王 上^{1,2}, 张星祥¹, 朱俊青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: 提高光机结构的温度适应性对空间相机降低热控难度、提升系统稳定性具有重要意义。根据统一材料结构可以消除系统热差的原理, 选用铝合金材料对某可见光波段空间相机的光机结构进行了设计, 并完成了实际工况下的工程分析, 达到了在 $20^{\circ}\text{C}\pm 15^{\circ}\text{C}$ 均匀温度变化与不同方向重力耦合状态下, 像质均满足 MTF (modulation transfer function) 在 71.4 lp/mm 处大于 0.3 的成像指标。采取常用的不同材料搭配方案进行对比分析, 相同工况的全铝结构稳定性远优于不同材料方案, 验证了统一材料的光机结构在温度适应性方面的优势。

关键词: 空间相机; 光机结构设计; 温度适应性; 全铝结构; 光机集成分析

中图分类号: V445.8 文献标志码: A 文章编号: 1001-8891(2022)04-0364-07

Design and Analysis of All Aluminum Alloy Optical Mechanical Structure of Space Cameras

WANG Shang^{1,2}, ZHANG Xingxiang¹, ZHU Junqing¹

(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: Improving the temperature adaptability of optical mechanical structures is of great significance for space cameras to improve thermal control and stability of the system. Using a uniform material structure to eliminate thermal variation in the system, the optical and mechanical structure of a space camera in the visible light band is designed with aluminum alloy materials. Under actual working conditions, a uniform temperature of $20^{\circ}\text{C}\pm 15^{\circ}\text{C}$ was attained. Modulation transfer function (MTF) is greater than 0.3 at 71.4 lp/mm when the image changes in a different direction to gravity. The typical material matching schemes are comparatively analyzed. The stability of the all-aluminum structure under identical working conditions is far superior to that of structures using different materials, which verifies the effectiveness of the optical and mechanical structure of the unified material in terms of temperature adaptability.

Key words: space camera, optical machine structure design, temperature adaptability, all aluminum structure, optical mechanical integration analysis

0 引言

空间相机是空间遥感的核心组成部分, 要求能够在复杂的环境条件下完成探测任务, 其光机结构需要在重力、温度等变化下达到成像指标。提升空间相机光机结构的温度适应性不仅可以降低成本, 还可以提升系统稳定性^[1-3]。在热光学研究中, 反射光学系统可

以采用统一光机结构材料, 实现消除热差。当镜体与镜筒材料相同时, 光学系统能在温度变化情况下实现自适应补偿, 系统的焦距变化与镜筒的伸缩恰好相等, 热差为零^[4-5]。不同材料搭配的光机结构在温度变化时, 结构间由于线膨胀系数不同会产生局部应力, 引起镜面变形, 影响成像质量, 统一材料结构在补偿

收稿日期: 2021-02-07; 修订日期: 2021-02-20。

作者简介: 王上 (1996-), 男, 硕士研究生, 主要从事光机结构设计。E-mail: ws790402497@163.com。

通信作者: 张星祥 (1977-), 男, 博士, 研究员, 主要从事空间宽幅成像技术、精密装调与拼接技术、在轨测试与处理技术方面的研究。E-mail: jan_zxx@163.com

基金项目: 装备演示验证项目 (E03671SZU0)。

热差的同时可以极大程度地解决集中应力,从而提高温度适应性。

常用的空间相机材料中,只有碳化硅与铝合金既可以制作反射镜,也可以制作支撑结构^[6-7]。碳化硅由于低比刚度与低线胀系数的优越性能,广泛应用于大口径反射镜的制作。但是陶瓷材料加工难度大,周期长且成本高昂。铝合金作为金属材料的代表,虽然性能无法与碳化硅媲美,但是易于加工,可以直接车削成型,无毒害,成本低,在国内外的光机系统中备受青睐,尤其在红外探测系统中应用广泛。2003年,美国 Swales Aerospace 与 Goddard Space Flight Center (GSFC) 研制的全铝结构红外多目标光谱仪,能够在 $-193^{\circ}\text{C}\sim 20^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内工作^[8];在2005年,北京工业大学采用卡塞格林式的全铝光机系统实现了 $3.7\sim 4.8\mu\text{m}$ 波段的探测,经过有限元分析仿真与实际测量结果的验证说明了全铝结构在红外热成像与温度适应性方面的突出优势^[9];2011年,德国 Holota Optics 和 IOF (Fraunhofer Institute for Applied Optics and Precision Engineering) 设计的全铝离轴反射系统可以满足波前像差在 $\lambda/14$ 内($\lambda=2.5\mu\text{m}$)^[10];2013年,美国 SDL 实验室对于铝合金材料在空间大型反射镜的应用进行了研究与总结^[11];2018年,帕多瓦光子和纳米技术研究所报告了欧航局计划的 ARIEL 任务中望远镜的设计方案。望远镜采用全铝结构制成,工作环境为 50K ,工作波段分布在 $0.5\sim 8\mu\text{m}$ 内,主镜为 $1100\text{mm}\times 730\text{mm}$ 的椭圆形反射镜,加工得到的样本镜面形精度均方根(RMS)在 $2\mu\text{m}$ 以内,满足系统的技术要求。目前该研究所对此项目仍在进一步研究中^[12]。

近年来,随着铝合金材料的加工技术不断提升,全铝结构在可见光波段的探测系统中拥有良好的应用前景。但是相较于红外波段,可见光的波长较短,对于像质的要求更高,所以可见光波段探测对全铝光机系统的稳定性提出了更高的要求。目前,国内缺少可见光级全铝相机在复杂工况下的温度范围量化。本文针对某可见光波段空间相机($480\sim 800\text{nm}$)提高温度适应性的目的,采用铝合金结构完成了光机系统的整体设计,进行了温变与重力耦合工况下的光机集成分析,并选用了其他对比方案搭配不同材料进行了实际结构的仿真,与全铝结构进行对比。

1 原理

在热光学研究中,当反射系统的光学元件、镜筒支撑结构等均为同一材料时,成像不存在热差。现以如图1所示的同轴双反系统为例进行说明,图2为其等效高斯光学系统。

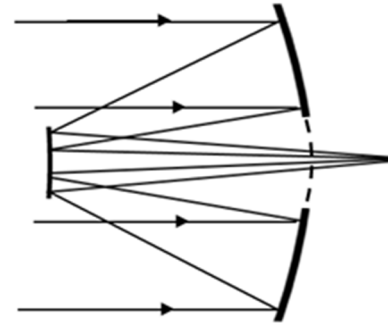


图1 同轴双反光学系统

Fig.1 Coaxial double mirror optical system

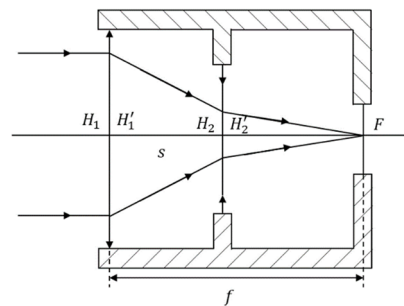


图2 等效高斯光学系统

Fig.2 Equivalent Gaussian optical system

式(1)通过主、次镜的焦距计算得出了系统焦距。当镜体与镜筒材料的线膨胀系数为 α 时,根据线膨胀系数公式,各焦距变化体现在(2)式。

$$\begin{cases} f_1 = \frac{r_1}{2} \\ f_2 = \frac{r_2}{2} \\ f = \frac{f_1 f_2}{f_1 + f_2 - s} \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} f'_1 = \frac{r'_1(1 + \alpha\Delta t)}{2} \\ f'_2 = \frac{r'_2(1 + \alpha\Delta t)}{2} \\ s' = s(1 + \alpha\Delta t) \\ f' = \frac{f'_1 f'_2}{f'_1 + f'_2 - s'} = (1 + \alpha\Delta t)f \end{cases} \quad (2)$$

式中: r_1 、 r_2 分别为主镜、次镜的曲率半径; f_1 、 f_2 、 f 分别为主镜、次镜、系统的焦距绝对值; s 为主次镜间距离; Δt 为温度变化。

上述计算说明当镜体与镜筒材料相同时,光学系统能在温度变化情况下自适应补偿,系统的焦距变化与镜筒的伸缩恰好相等,热差为零。但是在实际设计中需要考虑光机结构并非自由膨胀,而是有约束限制,并且有释放重力问题,实际的 r'_1 、 r'_2 、 s' 并非为

r_1 、 r_2 、 s 的线性变化, 需要进行实际结构的力学分析, 进行相关光学系统参数的量化。所以本文依照上述原理, 对某空间相机的光机结构进行了设计与集成仿真, 模拟系统在实际环境变化下的影响, 检验成像质量。

2 光机结构设计

2.1 光学系统设计

为实现空间相机的微型化, 光学系统的初始结构采用了 Ritchey-Chrétien (R-C) 系统, 搭配透镜组实现像差的矫正。主、次镜的有效口径分别为 118 mm 和 35 mm, 焦距为 770 mm, F 数为 6.5, 视场角 $2\omega = 1.5^\circ$ 。光学设计方案如图 3 所示, 反射镜材料为 Al6061, 主镜中心开孔直径为 34 mm, 次镜与透镜之间存在一面 45° 倾斜的反射镜, 主、次镜间隔为 92.5 mm, 透镜材料为 HK9L, 传感器像元尺寸为 $7\mu\text{m}$, 实现 480~800 nm 波段的探测, 并进行了像质分析,

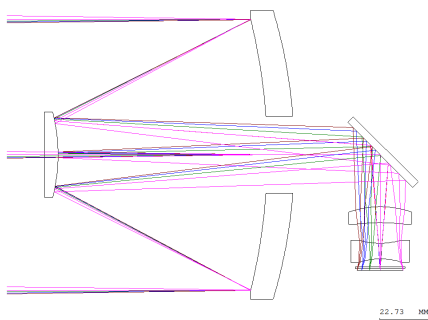


图3 光学设计方案

Fig.3 Optical design scheme

MTF 如图 4 所示, 满足在 71.4 lp/mm 大于 0.3 的指标, 结果接近衍射极限。

2.2 结构设计

光机结构中, 反射镜与支撑结构材料均为 Al6061 材料, 透镜材料为 HK9L, 材料属性见表 1。如图 5 所示, 主反射镜尺寸为 128 mm, 区别于碳化硅反射镜组件的连接件结构形式^[3], 铝合金反射镜可以制成一体化的反射镜支撑结构。图 6 为空间相机的整体结构, 主镜直接固定在背板上。次镜尺寸为 42 mm, 根据其尺寸较小的特点, 在保证面形精度的基础上, 采用了压圈固定的支撑方式, 降低装调难度, 与辐杆、镜筒、主镜背板依次相连。镜筒作为主支撑结构, 采用薄壁圆筒支撑的方式能够极大程度保证整体刚度和稳定性。补偿镜组通过套筒固定在主镜背板的另一侧, 均采用柔性结构进行固定, 减少温度变化时局部应力对镜面面形的影响。光机结构整体质量为 1.52 kg, 包络尺寸在 $250\text{ mm} \times 170\text{ mm} \times 170\text{ mm}$ 以内, 实现了微型化与高轻量化。

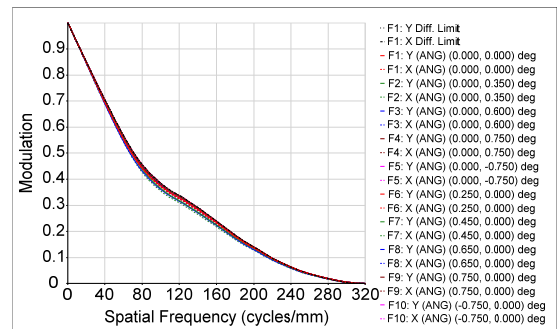


图4 MTF曲线

Fig.4 Curves of the MTF

表1 全铝结构方案材料属性

Table 1 Material properties of all aluminum structure plan

Material	Density/ ($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)	Young's modulus/GPa	Thermal conductivity/ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot^\circ\text{C}^{-1}$)	Coefficient of thermal expansion/ ($10^{-6}\cdot^\circ\text{C}^{-1}$)	Poisson's ratio
Al6061	2.7	71	154.3	22.4	0.25
HK9L	2.51	82	1.1	7.1	0.21

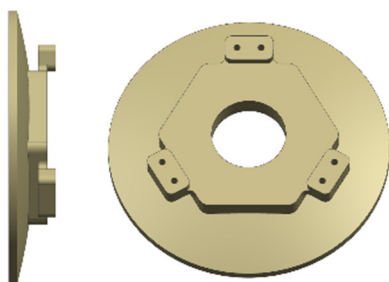


图5 一体化铝合金主镜结构

Fig.5 Integrated aluminum alloy primary mirror structure

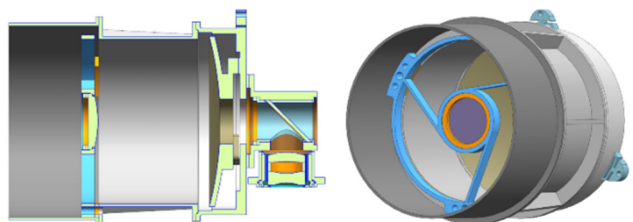


图6 整体光机结构图

Fig.6 Overall optical and mechanical structure

3 光机集成分析

3.1 稳态温度变化分析

通常,光机结构的设计合格标准采用指标分配的方式,即由光学系统设计时的稳定性公差规定面形精度与相对位置变化量等参数,用几个紧缩的约束保证最后耦合的变化量符合像质要求。但是当采用统一结构材料实现温度自适应时,曲率半径与间隔同时变化,共同配合消除热差,常规的指标分配无法作为评价标准,需要采用光机集成分析。将不同工作状态下模型的有限元分析结果代入到光学设计软件中,进行像质的优劣对比,这种光机集成的分析方式相较于指标分配法应用范围更广泛,结果更准确。

光机集成分析的技术难点在于工程分析软件与光学设计软件的接口问题。目前应用广泛的两种方案分别为泽尼克多项式拟合法与干涉图插值法^[14-15]。本文采用了后者,对有限元分析得到的散点坐标进行栅格点插值处理,得到光学设计软件 CodeV 能够读取的 int 格式干涉图文件,模拟变化后的镜面,配合刚体位移结果实现温度与重力耦合下光学系统变化情况的仿真。仿真分析中存在误差,比如由于主镜存在中心孔洞,采用表面内径所有节点坐标平均值代替主镜表面中心坐标。所以采用不同工作条件进行对照分析,能够更准确地判断各种因素对成像质量的影响。光学系统中,口径较大的主、次镜对成像的影响最大,表 2 为温度升高 15℃ 时的一组对比仿真结果,表中 Δx 、 Δy 、 Δz 表示主、次镜的相对位置在相应方向的变化。

从相同温升条件下,自由膨胀和固定约束的两组数据中可以看出,改变边界条件会对 MTF 产生很大影响。在无约束的自由膨胀状态下,系统的 MTF 依然逼近衍射极限,符合热光学理论。但是在一般温度

范围内工作的空间相机通常直接采用固定约束,文中该结构的固定位置为图 6 中最外部的 3 个支撑点,虽然在满足动力学指标条件下添加了支撑位置的柔性结构,但是固定约束造成的镜面面形变化依然大幅度降低了系统成像质量。在单纯自重条件下,主次镜相对位置变化很小,说明镜筒结构刚度符合要求;造成径向重力下主镜面形不如轴向重力条件的主要原因在于系统整体支撑位置与主镜质心之间的倾覆力矩作用;相对于主次镜相对位置的变化,主镜的面形对于 MTF 的影响更大。

在不同温度条件下的系列仿真结果表明,该全铝结构光机系统最大可以满足在 $20^\circ\text{C} \pm 15^\circ\text{C}$ 与不同方向重力耦合的情况下稳定成像,MTF 大于 $0.3@71.4 \text{ lp/mm}$,具有很强的温度适应性。

3.2 梯度温度变化分析

在稳态均匀温度变化的分析中可以得出,镜面面形变化对成像质量影响最大,随温度变化增大,镜面面形变化 RMS 增大,MTF 下降明显,以 MTF 大于 0.3 的指标作为约束时,主镜的面形变化 RMS 基本在 28 nm 以下。所以,采用梯度温度载荷确定能满足 MTF 指标的主镜面形变化 RMS 最大值。圆筒式结构的相机的热控措施通常均匀布置在圆筒外部,所以径向温差相较于轴向温差更为显著,所以采用了沿 X 轴单一方向分布的梯度温度场检验系统的温度适应性。如图 7 所示,YZ 面为 20°C ,温度沿 X 轴均匀变化,主镜在 X 轴方向上最大温差为 $2\Delta T$ 。结果如表 3 所示,当 $\Delta T=7^\circ\text{C}$ 时,MTF 接近极限值 0.3,主镜面形变化为 25.835 nm,结合稳态温变下的结果可以说明系统正常成像时主镜面形变形 RMS 最大可以达到 $\lambda/25$ ($\lambda=632.8 \text{ nm}$)。

表 2 不同工况下的对比分析

Table 2 Comparative analysis under different working conditions

Working condition	Temperature Load	+15℃	+15℃	-	-	+15℃	+15℃
	Gravity Load	-	-	Axial	Radial	Axial	Radial
	Constraints	Free	Fixed	Fixed	Fixed	Fixed	Fixed
Results	$\Delta x/\text{mm}$	4.75e-5	-4.08e-5	-5.62e-7	5.25e-5	-4.32e-5	6.61e-6
	$\Delta y/\text{mm}$	4.74e-5	4.98e-5	6.25e-6	-5.59e-4	7.92e-5	-4.86e-4
	$\Delta z/\text{mm}$	-3.09e-2	-3.09e-2	-2.15e-4	5.88e-7	-3.10e-2	-3.08e-2
	M1 surface RMS/nm	3.178	23.955	4.103	8.024	25.028	27.576
	M2 surface RMS/nm	1.983	1.964	0.592	0.053	2.108	1.984
	MTF min	0.463	0.327	0.451	0.436	0.326	0.303

表3 梯度温度场中系统参数变化

Table 3 Variation of system parameters in gradient temperature field

$\Delta T/^\circ\text{C}$	5	6	7	8	9
Main mirror surface change RMS/nm	18.490	22.144	25.835	29.526	33.215
Secondary mirror surface change RMS/nm	1.246	1.508	1.757	2.010	2.259
MTF min	0.378	0.345	0.308	0.269	0.228

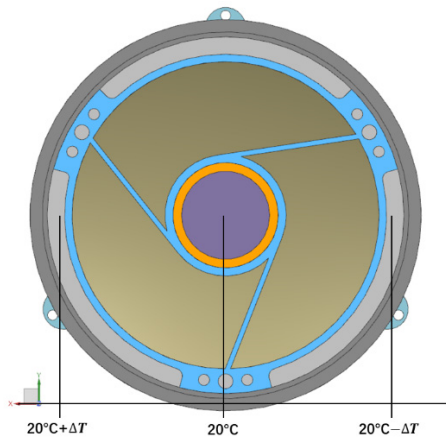


图7 梯度温度分布

Fig.7 Gradient temperature distribution

4 与其他方案的温度适应性对比

本章采用不同的结构设计方案与全铝合金结构方案进行对比分析。图8为对比方案的整体结构形式。主支撑结构依然采用了圆筒形式，保证足够的刚度，次镜改用了中心支撑的方式直接与辐杆相连。主镜如图9所示，采用了背部开放式筋板结构和三点支撑的方式，与殷钢材料的柔性连接件胶合固定。

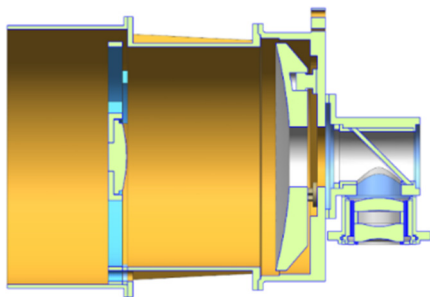


图8 对比方案的结构形式

Fig.8 Structure of the comparison plans

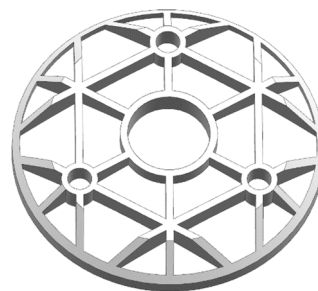


图9 碳化硅主镜

Fig.9 SiC primary mirror

根据殷钢材料线膨胀系数可以调节的特性，可以保证主镜的连接部分与主镜的胀缩程度一致，减小热变形应力对面形的影响。SiC单镜在各方向自重条件下的面形变化RMS均在2nm以下。

在材料搭配上，如表4所示，主支撑结构的材料提供了两种选择，分别为碳化硅颗粒铝基复合材料与钛合金材料，这些材料属性在表5中进行了展示。

以均匀温升15°C与径向重力耦合的工况为例，对该对比方案进行了像质分析。结果如图10与图11所示，可以看出，无论镜筒材料是碳化硅颗粒铝基复合材料还是钛合金材料，在71.4 lp/mm截止频率处MTF均不足0.1。主要原因为该工况下，主次镜间距、实际镜面曲率与面形的改变造成成像质量的急剧下降。仿真过程中，在确定两种不同材料搭配方式的对比方案温度适用范围时，在满足像质要求的前提下，其最大温度适用范围均不超过20°C ± 5°C，通过实际结构的仿真验证了不同材料光机系统在一般条件下温度适应性的局限。全铝合金结构的质量相较两种不同材料搭配方案分别减少了18%和36%，具有极强的工程应用价值。

表4 对比方案的两种材料搭配方式

Table 4 Two material matching methods of the comparison scheme

Plans	Reflector	Lens	Supporting structure	Connector	Weight/kg
Plan 1	SiC	HK9L	SiCp/AL-HT8	Invar	1.85
Plan 2	SiC	HK9L	ZTC4	Invar	2.36

表5 对比方案中材料属性

Table 5 Material properties in comparison scheme

Material	Density/ (g·cm ⁻³)	Young's modulus/GPa	Thermal conductivity/ (W·m ⁻¹ ·°C ⁻¹)	Coefficient of thermal expansion/ (10 ⁻⁶ ·°C ⁻¹)	Poisson's ratio
Invar	8.1	141	13.9	0.05-7.5	0.25
SiC	3.05	33.	185	2.5	0.2
SiCp/AL-HT8	2.94	180	190	8	0.23
ZTC4	4.44	114	8.8	8.9	0.29

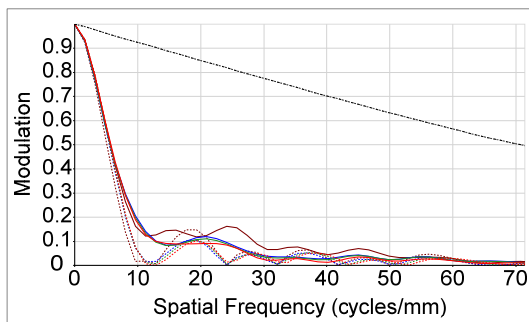


图10 支撑结构为高体份的 MTF 曲线

Fig.10 MTF curves of SiCp/AL-HT8 support structure

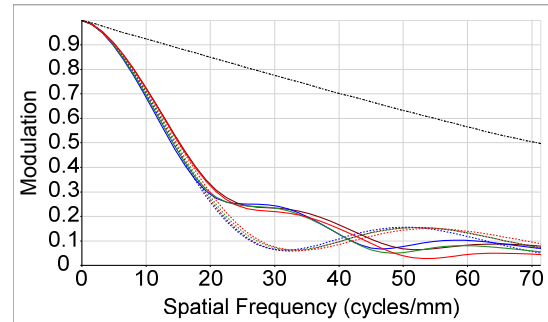


图11 支撑结构为钛合金的 MTF 曲线

Fig.11 MTF curves of TC4 support structure

5 结论

在热光学研究中,理想状态下同质材料的反射式光学系统能在温度变化时实现自适应补偿,达到无热像差的效果。但一般条件下,空间相机采用的固定约束会对光机系统的成像质量产生影响。本文针对某可见光波段空间相机的成像指标,采用全铝合金材料对光机结构进行了设计。通过光机集成分析对该结构进行了温度适用范围的量化,该光机系统在 20°C ± 15°C 温度变化与不同方向重力耦合状态下,像质均满足 MTF 在 71.4lp/mm 处大于 0.3 的成像指标。结合梯度温度载荷下的结果得出,该系统中主镜的面形变化 RMS 值最大可以达到 $\lambda/25$ ($\lambda=632.8\text{nm}$)。并与其他方案的对比,全铝合金结构在轻量化与温度适应性方面均更优,质量减少 18% 以上。通过更接近真实工况的静力学仿真,验证了统一材料的光机结构在温度适应性方面的优势,也为全铝结构在空间相机光机系统的应用提供了参考。

参考文献:

[1] 张星祥, 任建岳. TMA 空间相机性能稳定性的全状态分析与测试[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(9): 2996-3004.

ZHANG X X, REN J Y. Analysis and testing on imaging-performance stability of TMA space camera at various states[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(9): 2996-3004.

[2] 周子楠, 马军, 尉佩, 等. 激光/红外共光路无热化光学系统设计[J]. 激光与光电子学进展, 2015, 52(1): 185-191.

ZHOU Z N, MA J, WEI P, et al. Laser/infrared optical system design of common optical path and athermalization[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2015, 52(1): 185-191.

[3] 吴清文, 卢泽生, 卢铿, 等. 空间光学传感器热分析[J]. 光学精密工程, 2002(2): 205-208.

WU Q W, LU Z S, LU E, et al. Thermal analysis for a space optical remote sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2002(2): 205-208.

[4] 许求真. 经典卡塞格林系统热差分析[J]. 激光与红外, 2011, 41(4): 435-441.

XU Q Z. Analysis on thermal difference of classical Cassegrain system[J]. *Laser & Infrared*, 2011, 41(4): 435-441.

[5] 徐思华, 彭小强, 铁贵鹏, 等. 同质材料反射系统热特性研究[J]. 应用光学, 2020, 41(1): 60-66.

XU S H, PENG X Q, TIE G P, et al. Study on thermal characteristic of homogeneous material reflective system[J]. *Journal of Applied Optics*, 2020, 41(1): 60-66

[6] Toulemon Y, Breysse J, Pierot D, et al. The 3.5 mm all SiC telescope for SPICA[C]//*Proceedings of SPIE*, 2004, 5487: 1001-1012.

- [7] 任栖峰, 沈忙作. 全金属反射光学系统主镜的集成分析[J]. *光电工程*, 2005(12): 55-58.
REN Q F, SHEN M Z. Integrated optical analysis of a reflecting optical system with all metal components[J]. *Opto-electronic Engineering*, 2005(12): 55-58.
- [8] Raymond G, Werner P, Alex S, et al. Design and fabrication of diamond machined, aspheric mirrors for ground based near IR astronomy[C]//*Proceedings of SPIE*, 2003, **4841**: 677-688.
- [9] CAO Y H, LI L, GAO G J, et al. Design of aspherical metal mirrors used in infrared thermal imaging systems[C]//*Proceedings of SPIE*, 2005, **5638**: 344-351.
- [10] Risse S, Scheiding S, Gebhardt A, et al. Development and fabrication of a hyperspectral, mirror based IR-telescope with ultra precise manufacturing and mounting techniques for a snap together system assembly[C]//*Proceedings of SPIE*, 2011, **8176**: 8176N.
- [11] Newswander T, Crowther B, Gubbels G, et al. Aluminum alloy AA-6061 and RSA-6061 heat treatment for large mirror applications[C]//*Proceedings of SPIE*, 2013, **8837**: 4.
- [12] Deppo V D, Pace E, Morgante G, et al. A prototype for the primary mirror of the ESA ARIEL mission: design and development of an off-axis 1-m diameter aluminium mirror for infrared space applications[C]//*Advances in Optical and Mechanical Technologies for Telescopes and Instrumentation III*, 2018: DOI: 10.1117/12.2313392.
- [13] 郭疆, 何欣. 大口径空间遥感相机主反射镜支撑设计[J]. *光学精密工程*, 2008(9): 1642-1647.
GUO J, HE X. Design of support for primary mirror of space remote sensing camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008(9): 1642-1647.
- [14] 刘光. 基于光机热集成的空间相机主动热光学关键技术研究[D]. 中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所), 2019.
LIU G. Research of the Key Technologies on Active-thermal Optics for the Space Camera Based on Structural-thermal-optical Integration[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences (CIOMP), 2019.
- [15] 董得义, 李志来, 薛栋林, 等. 重力对空间相机系统波像差影响的光机集成分析与验证[J]. *光学精密工程*, 2016, **24**(8): 1917-1926.
DONG D Y, LI Z L, XUE D L, et al. Integrated optomechanical analysis and experiments for influence of gravity on wavefront aberration of space camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, **24**(8): 1917-1926.