

文章编号 1004-924X(2023)09-1285-10

低温红外离轴三反准直系统设计

李文雄^{1,2,3}, 申军立^{1,3*}, 张星祥¹, 陆振玉^{1,3}, 李志胜⁴, 韩哈斯敖其尔^{1,3}, 吴清文^{1,3}

(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;

3. 中国科学院 空间光学系统在轨制造与集成重点实验室, 吉林 长春 130033;

4. 北京胜泰东方科技有限公司, 北京 100024)

摘要:为实现真空 100 K 低温环境中的红外设备测试,设计了一种离轴三反式的准直系统。该系统采用无热化设计,整机结构选用 SiC 材料,在镜体与支撑结构连接处采用 C 形开口胀销作为柔性结构,补偿连接结构的低温变形。系统整体除反射镜外,其余部分全部包裹在低温辐射冷板内。低热导绝热支撑结构在热传导链中起热屏蔽作用,实现系统的绝热支撑和快速制冷。在 100 K 低温环境下对单镜进行仿真分析,主、次、三镜的面形误差均小于 $\lambda/50$;整机分析得到主、次、三镜的面形误差均不大于 $\lambda/30$ 。常温下系统各个视场波前差在 $\lambda/14\sim\lambda/8$ 内,低温下系统视场波前差在 $\lambda/8\sim\lambda/7$ 内,根据瑞利判据可认为波面无缺陷。当 $\lambda=632.8\text{ nm}$ 时,常温下系统在 50 lp/mm 频率的调制传递函数 (Modulation Transfer Function, MTF) 大于 0.7;低温下的 MTF 大于 0.6,满足系统在 50 lp/mm MTF 大于 0.6 的使用要求。仿真结果表明,准直系统可以在 100 K 真空环境中稳定输出平行光,满足低温红外设备的测试需求。在快速辐射制冷材料级实验中,历经 18 h,温度稳定在 130 K;历经 30 h, SiC 镜坯温度稳定在 110 K。该实验验证了 SiC 反射镜快速辐射制冷的可行性。

关键词:光学系统设计;准直系统;离轴三反系统;红外;光机热分析;低温

中图分类号:TH74 文献标识码:A doi:10.37188/OPE.20233109.1285

Design of low temperature infrared off-axis three-mirror collimation system

LI Wenxiong^{1,2,3}, SHEN Junli^{1,3*}, ZHANG Xingxiang¹, LU Zhenyu^{1,3}, LI Zhisheng⁴,
HAN Hasiaoqier^{1,3}, WU Qingwen^{1,3}

(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;

3. CAS Key Laboratory of On-orbit Manufacturing and Integration for Space Optics System,
Changchun 130033, China;

4. Beijing Leyfond Vacuum Tech. co., LTD, Beijing 100024, China)

* Corresponding author, E-mail: shenjunli@126.com

Abstract: An off-axis three-mirror collimating optical system is designed to test the infrared equipment in a vacuum 100-K cryogenic environment. The system adopts athermal design, and the whole structure

收稿日期:2022-10-13;修订日期:2022-11-14.

基金项目:国家自然科学基金青年基金资助项目(No. 52005478)

adopts SiC material. A C-shaped opening expansion sleeve is used as a flexible structure to compensate for low-temperature deformation at the connection between the mirror body and the support structure. The whole system is partially wrapped in a radiation cooling panel, except for the reflecting mirror. The low-thermal conductivity thermal insulation support structure plays a thermal shielding role in the heat conduction chain to realize the thermal insulation support and rapid refrigeration of the system. In the 100-K low-temperature environment, according to a system simulation analysis, the primary, secondary, and tertiary mirror wavefront error is $< \lambda/50$; an analysis of the whole structure indicates that the wavefront errors of the primary, secondary, and tertiary mirrors are $\leq \lambda/30$. The wavefront error of each field of view of the system is in the range of $\lambda/14$ - $\lambda/8$ at room temperature and in the range of $\lambda/8$ - $\lambda/7$ at 100 K. According to the Rayleigh criterion, the wavefront is considered to be flawless. When $\lambda = 632.8$ nm, the modulation transfer function (MTF) of the system at a 50 lp/mm frequency is > 0.7 at room temperature; at a low temperature, the MTF is > 0.6 . Meet the system at 50 lp/mm greater than 0.6 use requirements. The results indicate that the collimating optical system can output parallel light stably in a 100-K vacuum environment to meet the test requirements of low-temperature infrared equipment. In a material level test of fast radiation cooling, the temperature of the SiC mirror blank is stable at 130 K after 18 h. After 30 h, the mirror blank temperature stabilizes at 110 K. The experiment verifies the feasibility of fast radiation cooling of the SiC mirror.

Key words: optical system design; collimation system; off-axis three-mirror system; infrared; optical mechanical thermal analysis; low temperature

1 引 言

随着红外探测技术向深空环境的拓展,从最初 2.4 m 哈勃望远镜到 2021 年发射的 6.5 m 詹姆斯韦伯望远镜^[1],红外深空探测经历了快速的发展。红外光学系统低温背景探测性能测试、评估及对抗仿真的需求越来越迫切。空间红外探测系统观测时处于低温冷背景,在室温条件下的常规测试难以保证被测系统的天地一致性。为了保证红外系统的测试背景与实际工作背景的一致性,需要建立一套能够模拟空间低背景探测环境的测试设备。在 20 世纪 90 年代,研究人员研发了红外导引头测试和评估系统——冷舱,如美国空军实验室的动能杀伤武器半实物仿真装置 (Kinetic Kill Vehicle Hardware-in-the-Loop Simulator KHILS, KAVCC) 真空冷舱系统、阿诺德工程实验室的 7V 和 10V 冷舱、林肯实验室低温场景投影 (Cryogenic Scene Projection System, CSPS) 系统等^[2-4]。目前,冷舱系统已成为测试和评估红外系统低温背景性能的有效手段。冷舱系统主要的功能模块由目标源和准直系统组成。

其中,准直系统将目标源发出的光线进行准直,模拟来自无穷远处的平行光。但 KAVCC, 7V 等国外冷舱系统中准直系统的光机结构多采用铝、不锈钢等材料,相较于 SiC、铍等材料,应对低温深冷环境的能力较弱。

本文设计了一种应用在红外波段,可进行快速制冷的准直系统,该准直系统是红外导引头在真空低温环境中测试与评估的关键子系统。针对准直系统的应用环境,对准直系统的光机结构进行了无热化设计。准直系统包裹在通有液氮的辐射冷板内,通过低热导绝热支撑结构将准直系统放置在实验平台上。测试时,通过辐射制冷和绝热支撑,准直系统测试温度能快速降到 130~110 K。准直系统无热化光机结构不会因相对高温产生热噪声,这种设计理念在低温红外光学系统中备受青睐^[5-6]。准直系统的光机结构全部采用热稳定性好、热膨胀系数低、热导率高和比刚度高的 SiC 材料,提高了系统光机结构对深冷环境和大温差等极端环境的适应能力。

2 低温准直系统

2.1 准直系统

准直系统的设计参数如下:焦距为 1 750 mm, F 数为 5.83, 入瞳直径为 300 mm, 结构总长 3 014 mm, 全视场为 $1^\circ \times 1^\circ$ 。该系统为长焦距、大视场, 常规的平行光管形式较难实现, 因此采用离轴三反式结构, 其光路如图 1 所示。离轴三反结构具有无色差、光谱宽、无中心遮拦, 及不会引起杂散光等特点。对于红外检测系统而言, 不引入红外杂散光尤为重要。

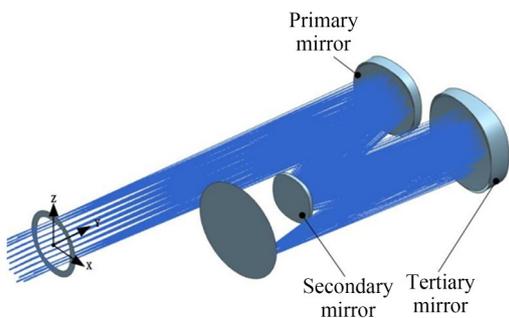


图 1 离轴三反准直系统光路

Fig. 1 Light path of off-axis three-mirror collimation system

准直系统的光机结构如图 2 所示, 主要包括主镜、次镜、三镜、镜体支撑结构、镜体连接平台及低热导绝热支撑结构。该准直系统的装调在常温常压条件下进行, 使用时需要将系统快速制

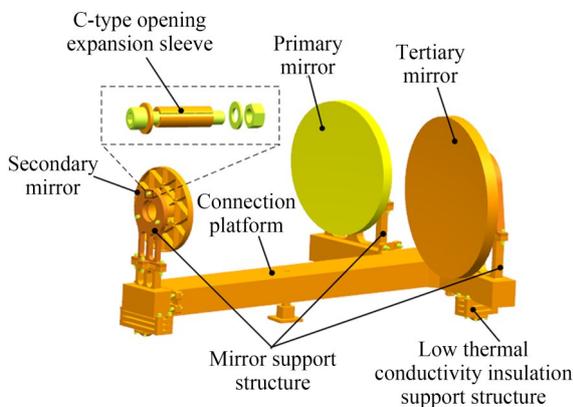


图 2 离轴三反结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of off-axis three-mirror structure

冷到 130~110 K。为保证降温过程中准直系统光机结构的温度均匀, 选用能够快速制冷的液氮辐射冷板, 如图 3 所示。

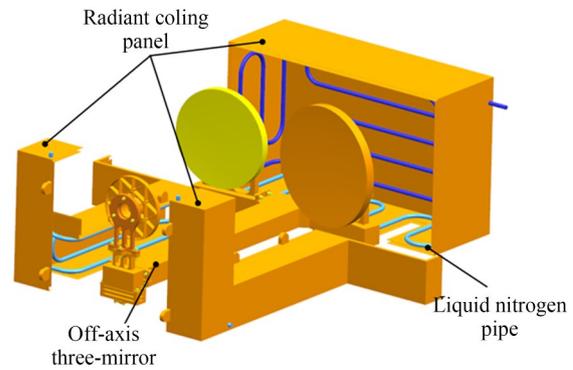


图 3 准直系统结构

Fig. 3 Structure of collimation system

2.2 无热化设计

在制冷过程中, 反射镜面形误差及系统的光学性能会随着温度的降低而变化。此外, 红外光学系统在低温环境中对温度变化十分敏感。因此, 准直系统采用无热化结构设计, 即通过支撑结构补偿温度带来的影响或者采用线胀系数相同或相近的材料实现缩变一致。该设计可以最大程度减小温度变化对系统面形的影响, 以及因相对高温产生的热噪声对光学系统造成不利的影响。采用同种材料, 进行无热化结构设计的反射系统, 在很宽的温度范围内其准直度基本不变^[7]。

该系统工作在常温到 100 K 左右的低温环境, 所选材料要具有良好的热稳定性、低热膨胀系数、高热导率和高比刚度, 以减小因温差引起的位移和温度梯度产生的内应力。SiC 材料具备这些特殊的性能, 已经成为极具应用前景的反射镜材料^[8]。这里选择 SiC 作为光学系统主、次、三镜的材料。不同材料之间的热膨胀系数不同, 所产生的温变内应力对系统光学性能会产生不利的影响, 所以准直系统的支撑结构、连接平台等结构件, 全部采用具备该特性的同种 SiC 材料。在红外领域, 无热化光机结构系统普遍采用具有低热膨胀系数和高热导率的材料^[9-11]。但 SiC 作为陶瓷材料, 具有一定的脆性, 螺纹加工比较困

难。因此,准直系统连接件选择与 SiC 热膨胀系数相近的更易加工的殷钢材料,并采用螺钉备母的方式装备连接。在反射镜和支撑结构的连接处采用柔性结构,柔性结构可以减小温度载荷产生的应力^[12-13]。连接处采用 C 形开口胀销定位安装(如图 2 所示),胀销与安装孔为紧配合,与螺钉为间隙配合。通过设计 C 形开口胀销可以保证反射镜定位安装所需的支撑力,同时通过结构径向收缩可以抵消反射镜连接孔和支撑结构连接孔在大温变条件下产生的缩变,保证整个系统光机结构应力可控。

2.3 准直系统制冷与绝热支撑

在无热化结构设计的基础上,为实现系统快速制冷及更好的隔热。在光学结构外部包裹低温辐射冷板对系统辐射制冷,热传导链环节中的低热导绝热支撑结构避免与外部 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 实验平台产生热交换。

低热导绝热支撑结构如图 4 所示,由三层隔热垫和底部的球形点接触结构组成。底部为与外部实验平台连接的球形点接触结构,隔热垫中间层为玻璃钢材料,上下两层为 TC4 材料。

根据传导换热公式,该支撑结构的设计思想为:(1)使用低导热系数的材料;(2)多层隔热垫延长热传导距离;(3)多层隔热垫增大接触热阻;(4)与实验平台的点接触实现最大化减小热传导接触面积。该结构设计可以有效减小传导换热,实现准直系统支撑结构的低热导绝热支撑。

导热热阻及接触热阻的计算公式如下:

$$Q = -\lambda A \frac{dT}{dx}, \quad (1)$$

$$R_{cd} = \frac{L}{\lambda A_1}, \quad (2)$$

$$R_{jc} = \frac{1}{K_h A_2}, \quad (3)$$

其中: R_{cd} 为导热热阻, R_{jc} 为接触热阻, L 为隔热垫厚度, A_1 为传导截面积, A_2 为接触截面积, λ 为热导率, K_h 为接触系数,计算得到总的热阻值 R 为 525.9 K/W 。综合考虑接触系数、工作环境、结构件间压力等因素,实际绝热支撑结构热阻值 R 在 $450\sim 550\text{ K/W}$ 之间。

液氮辐射冷板同样采用屏蔽隔热设计,辐射

冷板分为内、外两层结构。外层为屏蔽层,且屏蔽层外包覆隔热多层单元,与外部环境实现屏蔽隔热的效果;内层做涂黑处理,加强低温辐射冷板的辐射降温能力。



图 4 低热导绝热支撑结构

Fig. 4 Low thermal conductivity insulation support structure

以次镜为例进行快速辐射制冷仿真,包裹隔热多层的实验平台稳定 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,对次镜施加热辐射载荷。在液氮低温辐射冷板稳定制冷的前提下,对比次镜采用绝热支撑结构制冷和普通支撑结构制冷的效果。绝热支撑结构状态下,次镜温度在 46.3 h 达到 130 K ,结果如图 5 所示;普通支撑结构状态下,次镜温度无法达到 130 K ,最终稳定在 196 K 左右,结果如图 6 所示。

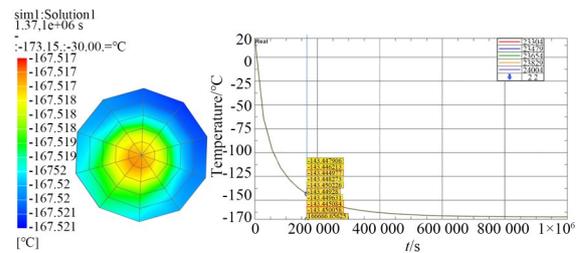


图 5 低热导绝热支撑结构次镜的仿真结果

Fig. 5 Simulation results of secondary mirror with low thermal conductivity insulation support structure

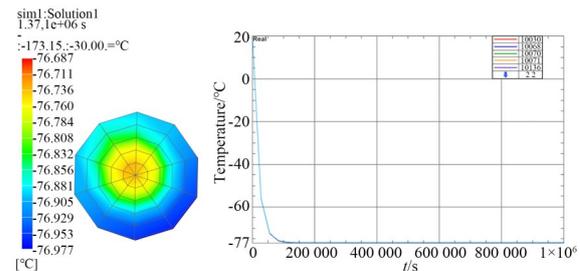


图 6 普通支撑结构次镜的仿真结果

Fig. 6 Simulation results of secondary mirror with common support structure

3 面形误差分析

在极端环境下,对光学系统中镜体的面形误差分析可以得出镜体变形后是否满足使用需求,便于后续优化光机结构。面形误差分析过程包含:(1)去除因支撑结构倾斜、平移、离轴产生的刚体位移;(2)对变形后的表面进行拟合;(3)求解拟合后面形RMS值和PV值;(4)RMS值和PV值满足要求,进行后续的光学分析,否则对光机结构进行优化,直至满足要求。离轴三反准直系统要求低温下单镜的面形RMS $\leq\lambda/50$,整机的反射镜面形RMS $\leq\lambda/30$ 。

3.1 面形误差分析原理

应用多元函数求极值的方法去除刚体位移。选择镜面上的任意节点*i*作为参考点,*i*在全局坐标系中的坐标为(x_i, y_i, z_i),节点*i*的刚体位移($d_{x_i}, d_{y_i}, d_{z_i}, \theta_{x_i}, \theta_{y_i}, \theta_{z_i}$)。其中,节点*i*在经过变形后的坐标与刚体位移之间的关系为^[14]:

$$\begin{aligned} (x_i'', y_i'', z_i'')^T &= (x_i, y_i, z_i)^T + \\ &C(d_{x_i}, d_{y_i}, d_{z_i}, \theta_{x_i}, \theta_{y_i}, \theta_{z_i})^T, \end{aligned} \quad (4)$$

其中:(x_i'', y_i'', z_i'')为节点*i*经过低温变形后得到的解析解,*C*为原节点坐标经变化后的常数矩阵。节点*i*在经过低温变形后的实际坐标为(x_i', y_i', z_i'),由上述计算得到的坐标和实际变形坐标之差为误差*E*,则有:

$$E = \sum_i [(x_i'' - x_i')^2 + (y_i'' - y_i')^2 + (z_i'' - z_i')^2]. \quad (5)$$

为求解镜面的刚体位移,将*E*对6个刚体位移分量求偏导并置零,由此得到:

$$\begin{cases} \frac{\partial E}{\partial dx_i} = 0, \frac{\partial E}{\partial dy_i} = 0, \frac{\partial E}{\partial dz_i} = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial \theta x_i} = 0, \frac{\partial E}{\partial \theta y_i} = 0, \frac{\partial E}{\partial \theta z_i} = 0 \end{cases}. \quad (6)$$

求解式(6),可得到镜面刚体位移的最小二乘解。

去除刚体位移后,采用球面拟合法对变形后的新面形进行拟合^[15]。构建球面方程组获得数值解,从而得到反射镜在低温下的面形误差的RMS值和PV值。

球面方程的一般形式为:

$$(x_i' - a)^2 + (y_i' - b)^2 + (z_i' - c)^2 = R^2. \quad (7)$$

将球面方程式(7)变化为:

$$\alpha x_i' + \beta y_i' + \gamma z_i' + \theta = -(x_i'^2 + y_i'^2 + z_i'^2), \quad (8)$$

其中 $\alpha, \beta, \gamma, \theta$ 为待求量。

将球面方程扩展到*n*个节点,表示为矩阵的形式:

$$\begin{pmatrix} x_1' & y_1' & z_1' & 1 \\ x_2' & y_2' & z_2' & 1 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ x_n' & y_n' & z_n' & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \theta \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} x_1'^2 + y_1'^2 + z_1'^2 \\ x_2'^2 + y_2'^2 + z_2'^2 \\ \cdots \\ x_n'^2 + y_n'^2 + z_n'^2 \end{pmatrix}. \quad (9)$$

通过式(9)可求解新的球心坐标(a', b', c')和球面半径*R'*。通过镜面上节点和拟合后的新球心得到距离*L_i*,为:

$$L_i = \sqrt{(x_i' - a')^2 + (y_i' - b')^2 + (z_i' - c')^2}. \quad (10)$$

*L_i*的平均值为:

$$\bar{L}_i = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n L_i. \quad (11)$$

镜面的法向面形误差RMS值为:

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (L_i - \bar{L}_i)^2}{n}}. \quad (12)$$

PV值为:

$$PV = \max(L_i) - \min(L_i). \quad (13)$$

3.2 面形仿真结果

利用Patran/Nastran软件对准直系统进行热结构仿真,分析准直系统低温环境中的变形情况。根据面形误差分析原理,通过编写的程序将变形后的节点进行面形拟合,求解出反射镜在低温环境中面形的RMS值和PV值。

首先,对主、次、三镜单独进行热结构分析,观察单个镜体是否满足面形要求。准直系统温度稳定在130~110 K时进入工作状态,为接近理想的工作环境,对镜体施加100 K的均匀温度载荷,并对SiC基座底部连接处施加对称约束。仿真结果如图7~图9所示。

仿真结果显示,当施加100 K均匀温度载荷时,镜体结构的最大应力发生在SiC镜体与C形开

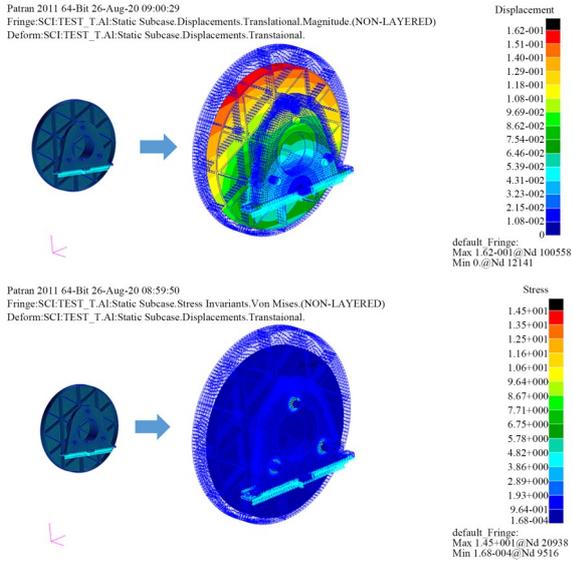


图7 主镜仿真结果

Fig. 7 Simulation results of primary mirror

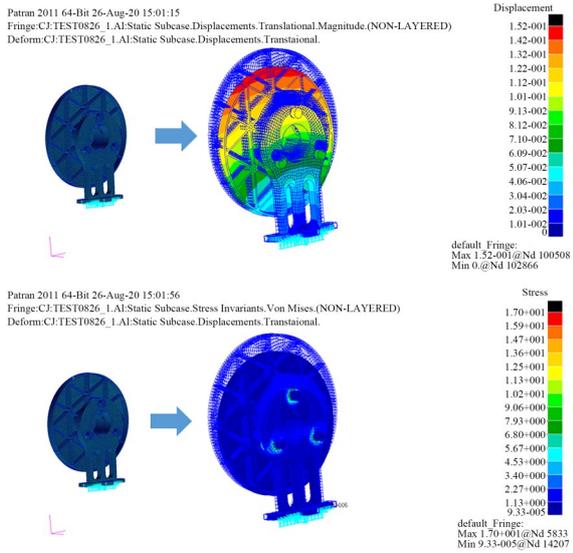


图8 次镜仿真结果

Fig. 8 Simulation results of secondary mirror

口胀销接触处。仿真和分析结果如表1所示,主、次、三镜变形后的RMS值均小于 $\lambda/50$,满足要求。

在单个镜子面形误差分析的基础上,对整个准直光学系统进行热结构分析。在130~110 K的工作温度下,对准直系统加载100 K的均匀温度载荷,并对3个镜体SiC基座底部销孔以及3个支撑处的平面位移进行约束,分析结果如图10所示。准直系统镜体的面形仿真结果如

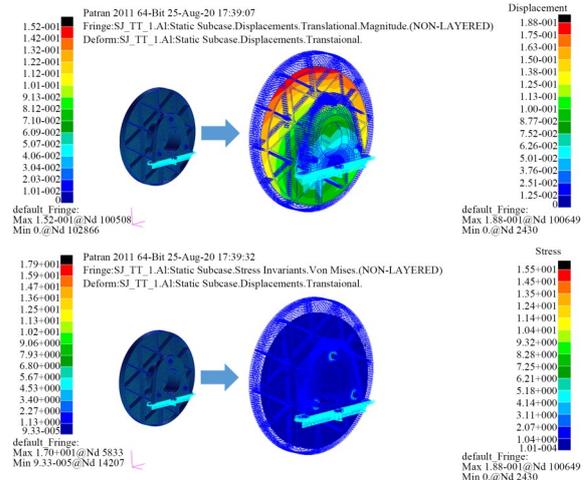


图9 三镜仿真结果

Fig. 9 Simulation results of tertiary mirror

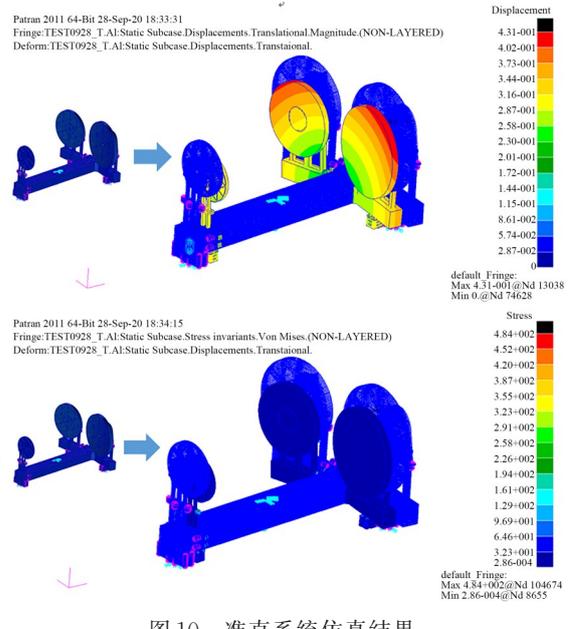


图10 准直系统仿真结果

Fig. 10 Simulation results of collimation system

表2所示。

仿真结果显示,当施加100 K均匀温度载荷时,光学系统结构的最大应力发生在SiC支撑结构螺栓连接处,为484 MPa;最大位移发生在镜体远离固定端位置处,为0.43 mm。由位移和应力云图可以看出,整个光学系统一致向中间固定位置收缩。主、次、三镜的RMS值均小于等于 $\lambda/30$,满足要求。

表 1 主、次、三镜仿真及分析结果($\lambda=632.8\text{ nm}$)

Tab. 1 Simulation and analysis results of primary, secondary and tertiary mirrors ($\lambda=632.8\text{ nm}$)

Mirror	Maximum stress/MPa	Maximum displacement/mm	PV/nm	RMS/nm
Primary mirror	14.5	0.16	$\lambda/15$	$\lambda/74$
Secondary mirror	17	0.15	$\lambda/17$	$\lambda/88$
Tertiary mirror	15.5	0.19	$\lambda/13$	$\lambda/56$

表 2 准直系统仿真及分析结果($\lambda=632.8\text{ nm}$)

Tab. 2 Simulation and analysis results of collimation System ($\lambda=632.8\text{ nm}$)

Mirror	Maximum stress/MPa	Maximum displacement/mm	PV/nm	RMS/nm
Primary mirror			$\lambda/6$	$\lambda/34$
Secondary mirror	484	0.43	$\lambda/6$	$\lambda/30$
Tertiary mirror			$\lambda/8$	$\lambda/41$

4 准直系统光学分析

红外准直系统的工作波段为 $1.0\sim 12.0\ \mu\text{m}$, 工作温度为 $130\sim 110\ \text{K}$, 因此要求低温下, 准直系统波前差 $\text{RMS}\leq\lambda/6(\lambda=632.8\text{ nm})$; 在 632.8 nm 波段, 调制传递函数 (Modulation Transfer Function, MTF) 在 50 lp/mm 大于 0.6 。

将低温下的有限元结果通过光学分析软件拟合后导入光学软件中, 得到低温变形后的光学模型。分别对比两种环境下系统的波前差和 MTF。各个视场的低温和室温的波前差如图 11 和表 3 所示。可以看出, 该光学系统在常温下的波前差基本在 $\lambda/14\sim\lambda/8$ 内, 真空低温环境下的

波前差基本在 $\lambda/8\sim\lambda/7$ 内。系统的波前差 RMS 变化较小, 根据瑞利判据, 波面可认为是无缺陷的。

常温和低温真空环境下系统的 MTF 如图 12 所示。从图 12 可以看出, 常温下系统的 MTF 在 50 lp/mm 频率大于 0.7 , 接近衍射极限。低温真空环境下系统的 MTF 在 50 lp/mm 频率大于 0.6 , 较常温有所下降, 但满足 50 lp/mm 频率 MTF 大于 0.6 的使用需求。根据系统低温和常温下的波前差与 MTF 的结果, 该光学系统受温度的影响较小, 能够满足光学系统在低温真空环境下输出平行光的要求。该系统的无热化结构以及强隔热是有效的。

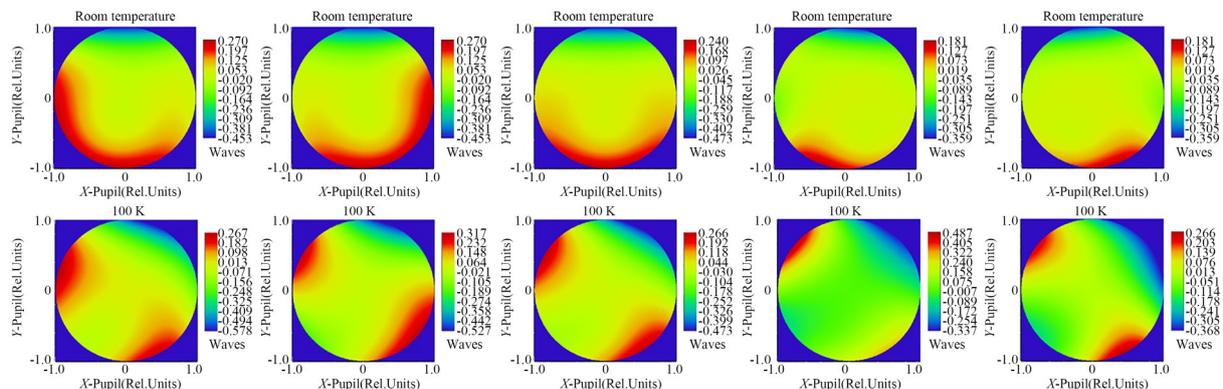


图 11 各视场室温和低温下的波前差

Fig. 11 Wavefront error at room temperature and low temperature in each field of view

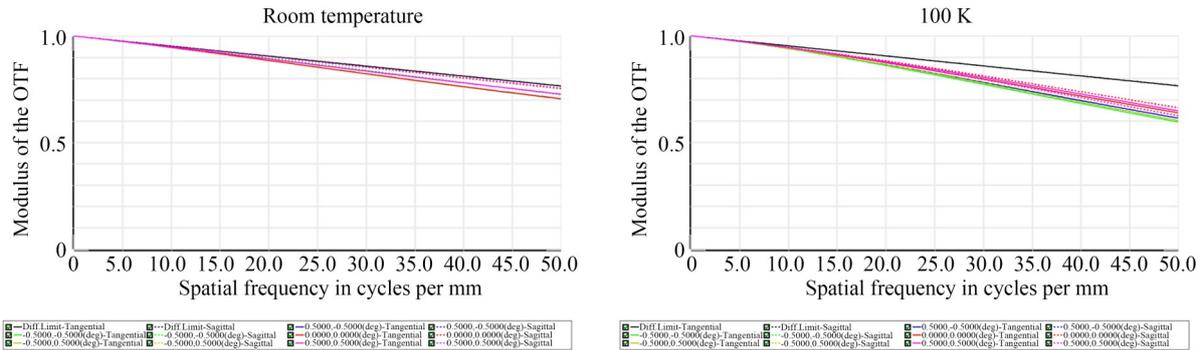


图 12 准直系统的 MTF (@50 lp/mm)

Fig. 12 MTF of collimation system (@50 lp/mm)

表 3 光学系统在室温和低温下的波前差变化($\lambda=632.8$ nm)

Tab.3 Wavefront error variation of optical system at room and 100 K ($\lambda=632.8$ nm)

Field of view	Room temperature(λ)	100 K(λ)
1	0.121 5	0.146 7
2	0.121 5	0.138 6
3	0.110 9	0.125 2
4	0.068 6	0.126 4
5	0.068 6	0.120 9

5 实验

在绝热支撑条件下验证 SiC 反射镜通过液氮低温辐射冷板快速辐射制冷的可行性。使用 280 mm 口径的 SiC 反射镜镜坯进行快速辐射制冷材料级实验。SiC 密度 $\rho=3.2 \times 10^3$ kg/m³, 体积 $V=0.015$ m³, 辐射率 $\epsilon=0.8$ 。镜体的初始温度为 300 K, 末态温度为 110 K。真空度优于 1.0×10^{-3} Pa, 热沉 81 K, 热沉黑面辐射率为 0.9。如图 13 所示, 在反射镜面设置两个测温点, 热沉设置两个测温点。反射镜两侧通过 6 个 10 mm 厚的聚四氟乙烯隔热块进行绝热支撑。实验过程中, 考虑镜面对环境产生的热交换, 采用 20 mm 厚的聚四氟乙烯隔热板对镜面进行辐射屏蔽, 隔热板与 SiC 反射镜间隔 20 mm。反射镜背部与热沉距离 20 mm, 对反射镜进行液氮快速辐射制冷实验。

实验热沉温度和反射镜降温曲线如图 14 所示。在真空度优于 1.0×10^{-3} Pa 后, 15 日 22 点 30 分真空罐通液氮, 热沉开始降温, 23 点 14 分热沉温度降到 100 K。16 日 13 点 40 分, 历经 18 h, SiC 反射镜温度降到 130 K; 17 日 4 点 7 分, 历经 30 h, 热沉温度降到 81 K, SiC 反射镜降到 110 K, 满足 48 h 内快速制冷的要求。

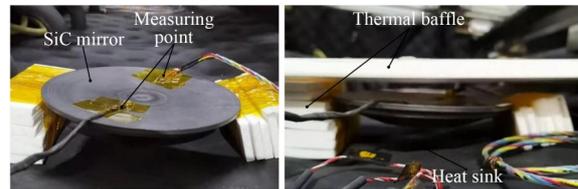


图 13 280 mm SiC 镜坯液氮快速制冷实验

Fig. 13 Liquid nitrogen rapid cooling test of 280 mm SiC mirror blank

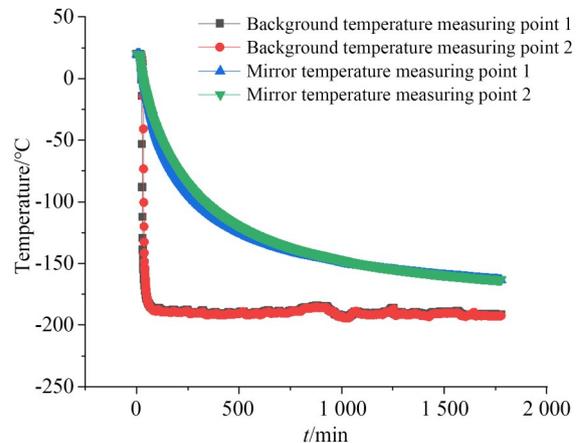


图 14 辐射降温曲线

Fig. 14 Radiative cooling curves

6 结 论

本文设计了一种在100 K真空环境中,为红外光学系统测试提供平行光的准直系统,该系统可以通过液氮低温辐射冷板进行快速制冷。系统光机结构整体采用SiC材料,在连接处采用C形开口胀销补偿热变形。低热导绝热支撑结构及低温辐射冷板的隔热设计实现了与外部环境的强隔热。仿真分析显示,准直系统在低热导绝热支撑结构的辅助下,可以通过低温辐射冷板对系统快速辐射降温。光学系统的面形误差分析和光学分析结果显示,低温下该系统面形RMS和波前差RMS可以满足预期指标,在100 K真空环境中能够输出稳定的平行光。并对SiC镜坯进行了材料级试验,实验结果验证了SiC反射镜快速辐射降温的可行性。该系统能在48 h内快速制冷至130 K。基于面形误差分析原理,单镜仿真的面形RMS值均小于 $\lambda/50$,

反射镜的RMS值不大于 $\lambda/30$,满足设计和使用要求。

对系统常温和低温下各个视场的波前差和系统的MTF进行分析。常温下各视场的波前差在 $\lambda/14\sim\lambda/8$ 内,低温下在 $\lambda/8\sim\lambda/7$ 内。根据瑞利判据,可以认为波面是无缺陷的,该仿真结果满足应用需求。当 $\lambda=632.8\text{ nm}$ 时,常温下系统在50 lp/mm频率的MTF大于0.7;低温下MTF大于0.6。虽然系统低温环境的MTF较常温有所下降,但满足在50 lp/mm MTF大于0.6的使用需求,系统能够保持良好的光学性能。

实验结果表明,准直系统的无热化结构和系统的绝热支撑满足设计要求。因此,准直系统进行快速制冷后,可以在100 K真空环境中稳定输出平行光,满足红外设备的测试需求。最后,利用一块280 mm SiC反射镜镜坯进行快速辐射制冷实验,验证了SiC材料反射镜结构通过液氮快速辐射制冷的可行性。

参考文献:

- [1] FEINBERG L D, GEITHNER P H. Applying HST lessons learned to JWST [C]. *Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared, and Millimeter, SPIE Proceedings. Marseille, France*. SPIE, 2008.
- [2] LIPPERT J, TIMMS V G. Capability and integration test of the KHLS vacuum cryogenic chamber (KVACC) [J]. *SPIE*, 1996, 2741: 150-156.
- [3] LOWRY H S, SIMPSON W R, NICHOLSON R A, et al. Cryogenic optical system development for AEDC's 10V chamber [C]. *SPIE Proceedings, Cryogenic Optical Systems and Instruments IX. Seattle, WA*. SPIE, 2002, 5818: 82-93.
- [4] FLYNN D S, MARLOW S, KIRCHER J R, et al. Development of a two-color projection system for the KHLS Vacuum Cold Chamber (KVACC) [J]. *SPIE*, 2000, 4027: 236-247.
- [5] GAO Q J, WANG J, SUN Q. Design of a compact athermalized infrared seeker [J]. *Optoelectronics Letters*, 2017, 13(4): 287-290.
- [6] AI X Q, LIU B, ZHANG X, et al. Thermal difference analysis and athermalization design of infrared optical system [C]. *SPIE Proceedings, Optical Design and Testing IV. Beijing, China*. SPIE, 2010, 7849: 78491P-1-78491P-6.
- [7] ACCETTA J S, SHUMAKER D L. *The Infrared and Electro-optical Systems Handbook* [M]. Bellingham, Wash: SPIE Optical Engineering Press, 1993.
- [8] 王亚茹, 李英杰, 邹莱, 等. RB-SiC金刚石磨粒柔性刻划材料去除及表面损伤行为[J]. *光学精密工程*, 2022, 30(14): 1704-1715.
WANG Y R, LI Y J, ZOU L, et al. Material removal and surface damage behavior of diamond grain for flexible scribing RB-SiC [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2022, 30(14): 1704-1715. (in Chinese)
- [9] BOUGOIN M, LAVENAC J. From Herschel to Gaia: 3-meter class SiC space optics [J]. *SPIE*, 2011, 8126: 50-58.
- [10] Castel D, Sein E, Lopez S, et al. The 3,2 m all SiC Telescope for SPICA [J]. *SPIE*, 2012, 8450: 84502-1-84502-13.
- [11] TOULEMONT Y, PASSVOGEL T, PILBRATT G, et al. The 3, 5 m all SiC telescope for Herschel [C]. *International Conference on Space Optics-ICSO 2004. March 30-April 2, 2004. Toulouse, France*. SPIE, 2019.
- [12] 王富国, 乔兵, 张景旭. 2m SiC反射镜柔性被动支撑系统[J]. *光学精密工程*, 2017, 25(10):

2591-2598.

WANG F G, QIAO B, ZHANG J X. Flexible passive support system for 2 m SiC reflective mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(10): 2591-2598. (in Chinese)

- [13] LI Z X, ZHANG C H, ZHANG D F, *et al.* Flexural mounting technology of a 1.8 m space-borne rectangular mirror [J]. *Chinese Optics*, 2022, 15(5): 1079-1091.

- [14] 田富湘, 何欣. 空间光学遥感器光学镜面有限元

分析结果的后处理[J]. *红外*, 2014, 35(9): 19-22.

TIAN F X, HE X. Post-processing of FEA results of optical mirrors for space remote sensor [J]. *Infrared*, 2014, 35(9): 19-22. (in Chinese)

- [15] 田富湘, 何欣, 张凯, 等. 空间相机反射镜镜面面形处理[J]. *光学仪器*, 2012, 34(6): 5-9.

TIAN F X, HE X, ZHANG K, *et al.* Surface figure treatment for mirrors of the space camera [J]. *Optical Instruments*, 2012, 34(6): 5-9. (in Chinese)

作者简介:



李文雄(1998—),男,河北沧州人,硕士研究生,2021年于河北大学获得学士学位,主要从事空间红外相机无热化结构设计方面的研究。E-mail: 1069406860@qq.com

通讯作者:



申军立(1984—),男,河北邯郸人,硕士,助理研究员,2010年、2013年于吉林大学分别获得学士、硕士学位,主要从事光学精密仪器及空间机器人方向的研究。E-mail:shenjunli1@126.com