



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

—— 中文核心期刊 中国科技核心期刊

光学镜头性能测试用深低温降温系统设计及验证

刘宝瑞 何绍栋 李立广 隋请 张春瑞 肖越

Design and verification of deep cryogenic cooling system for optical lens performance test

LIU Baorui, HE Shaodong, LI Liguang, SUI Qing, ZHANG Chunrui, XIAO Yue

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2022075>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种用于单机热真空试验快速升降温的调温平台设计及应用

Design and application of a temperature control platform used for rapid heating and cooling in thermal vacuum test

航天器环境工程. 2020, 37(2): 166–171 <https://doi.org/10.12126/see.2020.02.011>

航天光学遥感探测器滤光片环境考核方法

Environmental adaptability assessment of the filter of space optical remote sensor detector

航天器环境工程. 2018, 35(1): 87–91 <https://doi.org/10.12126/see.2018.01.016>

低气压温控设备的舱内环境温度影响因素分析

The influence factors of environmental temperature in the chamber of low pressure and temperature control facility

航天器环境工程. 2017, 34(4): 434–438 <https://doi.org/10.12126/see.2017.04.017>

某光学遥感器热试验的定温边界模拟技术

Temperature boundary simulation for thermal test of optical remote sensors

航天器环境工程. 2018, 35(6): 588–592 <https://doi.org/10.12126/see.2018.06.013>

光学遥感卫星杂散光扫描测试系统测控设计

Design of measurement and control for stray light scanning test system of optical remote sensing satellite

航天器环境工程. 2017, 34(2): 195–201 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.015>

基于半导体制冷的星载CCD测试用低温环境装置设计

Design of a low-temperature equipment for spaceborne CCD test based on semiconductor refrigeration

航天器环境工程. 2019, 36(1): 95–102 <https://doi.org/10.12126/see.2019.01.015>

光学镜头性能测试用深低温降温系统设计及验证

刘宝瑞, 何绍栋, 李立广, 隋 请, 张春瑞, 肖 越
(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 单镜组件是遥感器的关键部件, 在深低温真空环境下对其进行面形测试和稳定性测试, 是获取测试数据和验证其结构设计正确性的必要手段。文章针对某单镜组件地面验证试验需求, 建立真空环境下低温镜头深低温背景, 采用 GM 制冷机机械降温技术, 对温控系统进行设计、研制以及模拟试验, 实现了产品在 (60 ± 1) K、 (160 ± 1) K、 (200 ± 1) K 的控温指标以及 60~300 K 的控温区间。该降温系统为遥感器光学镜头在深低温环境下完成面形测试和稳定性测试提供了重要保障。

关键词: 遥感器; 光学镜头; 机械降温; 温控; 试验验证

中图分类号: V445.8; V416.5

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2023)01-0024-06

DOI: [10.12126/see.2022075](https://doi.org/10.12126/see.2022075)

Design and verification of deep cryogenic cooling system for optical lens performance test

LIU Baorui, HE Shaodong, LI Liguang, SUI Qing, ZHANG Chunrui, XIAO Yue
(Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: Single mirror assembly is one of the key components of remote sensor. It is a necessary means to obtain the measurement data and to verify the correctness of its structural design by testing its surface shape and stability under a deep cryogenic vacuum environment. In this paper, based on the ground verification test of a single mirror assembly, the deep cryogenic background of cryogenic lens under vacuum was established. The design, development and simulation test of the temperature control system were carried out by using the mechanical cooling technology of GM refrigerator. The product temperature control indexes of (60 ± 1) K, (160 ± 1) K, (200 ± 1) K, and the temperature control range of 60 K to 300 K were realized. The cooling system provided an important guarantee measure for the surface shape and stability tests of the remote sensor optical lens in the deep cryogenic environment.

Keywords: remote sensor; optical lens; mechanical cooling; temperature control; test validation

收稿日期: 2022-07-26; 修回日期: 2023-01-13

基金项目: 国家重大科技专项工程

引用格式: 刘宝瑞, 何绍栋, 李立广, 等. 光学镜头性能测试用深低温降温系统设计及验证[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(1): 24-29

LIU B R, HE S D, LI L G, et al. Design and verification of deep cryogenic cooling system for optical lens performance test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(1): 24-29

0 引言

为了满足某光学遥感器光学镜头面形测试和稳定性测试需求,需要研制一套深低温降温系统,在现有环境模拟试验设备所具备的真空(压力 $\leq 1 \times 10^{-4}$ Pa)、冷黑(温度 ≤ 100 K)环境基础上进行拓展,实现 30 K 的深低温冷黑背景^[1-3]。

真空环境下载热方式以热辐射和热传导为主。由于遥感器光学镜头组件的特殊性,热传导方式不仅易造成其光洁表面污染,且很难保证整个产品的温度均匀性,故通过深低温背景环境热辐射方式来达到产品测试所需的工况温度是最有效的方法^[4-5]。目前实现深低温背景环境多采用氦流程系统,存在系统复杂、研制周期长及研制经费高等问题。

本文设计一种用于遥感器光学镜头降温的深低温降温系统,采用成熟的机械降温式 GM 制冷机技术建立 30 K 深低温背景环境,从而实现光学镜头 (60 $\pm$ 1) K 的温控指标。机械降温的原理主要是连续进行西蒙膨胀绝热放气降温,由压缩系统提供稳定的高压气源,膨胀系统产生冷量。

1 系统组成及指标

1.1 系统组成

深低温降温系统由深低温背景舱、冷链、导热柱、GM 制冷机、加热器、温度传感器、温控仪等组成,背景舱主要提供冷黑环境,冷链用于冷热传导,导热柱用于制冷机与冷链的连接,加热器用于快速升温,温度传感器用于实时监测温度变化,温控仪作为控制仪表实现外部软件温度控制。

1.2 技术指标

系统应能够在真空低温环境下实现产品温度控制:工作环境的真空度优于 1×10^{-3} Pa、温度 ≤ 100 K;

控温范围 60~300 K, 60 K、160 K、200 K 时的温度均匀性均优于 ± 1 K, 平均升/降温速率 ≥ 10 K/h, 控温精度优于 ± 1 K, 温度稳定度优于 1 K/h。

2 系统方案设计

2.1 总体设计

深低温降温系统总体设计如图 1 所示, GM 制冷机冷头安装在真空容器法兰上,通过导热柱(导热铜柱)和冷链(铜导热索)将制冷机冷头与深低温背景舱(冷屏)连接。为了提高传导效率,加快升/降温速率,在各连接处采用钢片进行导热安装^[6]。

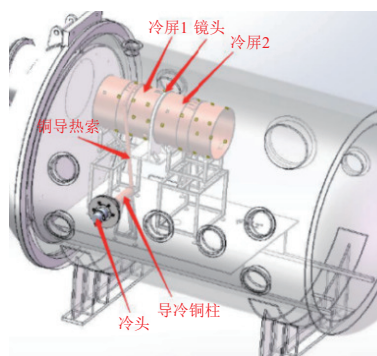


图 1 深低温降温系统设计示意

Fig. 1 Schematic of deep cryogenic cooling system design

2.2 工作流程

根据试验目标搭建试验验证流程如图 2 所示。

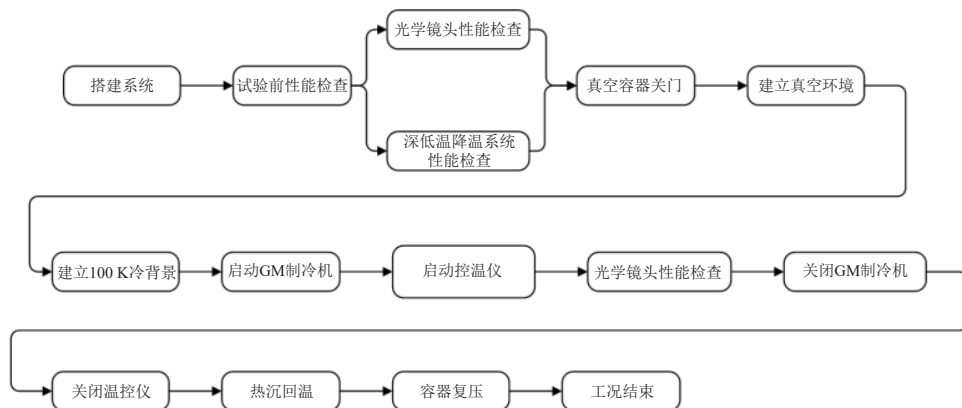


图 2 低温镜头验证试验流程

Fig. 2 Verification test procedure of cryogenic lens

深低温降温系统搭建完成后,环境模拟试验设备建立真空环境,真空度达到 10^{-2} Pa 后热沉加注液

氮建立液氮冷背景环境,液氮的极限制冷能力在 100 K 左右,要到达更低的温度就需要启动制冷

机。通过前期液氮预冷,在冷背景温度 $<150\text{ K}$ 后,启动GM制冷机开始建立深低温背景环境,当产品温度达到目标温度 $\pm 5\text{ K}$ 时,启动温控仪对深低温背景舱进行控温,通过控制加热器和制冷机的冷热配合,使产品达到试验所需工况目标温度^[4]。

2.3 制冷系统设计

制冷系统应用于真空环境,主要材料为无氧铜,传热方式以热辐射和热传导为主^[4,7]。系统热负荷主要来自于系统预冷的热负荷和辐射漏热。深低温背景舱内侧喷涂航天特种黑漆,表面发射率为0.9,以最低控温需求 60 K 进行计算。制冷系统主要构件的尺寸如表1所示。

表1 制冷系统主要构件尺寸

Table 1 Dimensions of the main components of refrigeration system

构件名称	尺寸/mm		
	直径	长	壁厚
深低温背景舱	570	700	2
铜柱	105	380	
冷链	50	1050	

1) 系统预冷热负荷为

$$Q_1 = \frac{C_p m_s \Delta T}{t}, \quad (1)$$

式中: C_p 为无氧铜材料比热容, $390\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$; m_s 为系统总质量, 80 kg ; ΔT 为深低温背景舱与热沉温度差, 193 K ; t 为升降温时间, $36\,000\text{ s}$ 。计算得到系统预冷热负荷 $Q_1=167.2\text{ W}$ 。

2) 系统辐射漏热为

$$Q_2 = \frac{5.67A_1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{A_1}{A_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right)} \left[\left(\frac{T_2}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_1}{100} \right)^4 \right], \quad (2)$$

式中: A_1 为系统外表面积, 3 m^2 ; A_2 为热沉内表面积,取无穷大; ε_1 为系统面对热沉一面的吸收系数,0.9; ε_2 为热沉内表面的吸收系数,0.9; T_1 为深低温背景舱温度, 60 K ; T_2 为热沉壁温度, 100 K 。则计算得到背景舱温度为 60 K 时的系统辐射漏热 $Q_2=14.4\text{ W}$ 。

得到所需制冷量为 $Q_1+Q_2=181.6\text{ W}$,根据计算分析,选用CH110系列制冷机可满足设计需求^[8]。GM制冷机制冷量如图3所示。

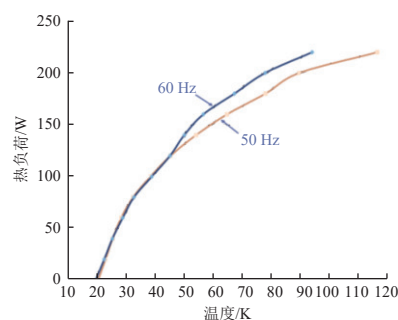


图3 GM制冷机制冷量

Fig. 3 Refrigerating capacity of GM refrigerator

2.4 制冷结构设计

光学镜头为透镜,在其两侧各设置1个壁厚 2 mm 、外径 287 mm 、长 700 mm 的铜质圆筒状深低温背景舱对镜头辐射制冷,冷源来自2台GM机械制冷机。铜柱与深低温背景舱之间通过4根长 1 m 、直径 50 mm 的铜冷链连接,每个深低温背景舱各连接2根冷链,沿周向均匀布置。支撑镜头的镜框主体材料为钛合金,支架材料为碳钢。

2.5 加热设计

在2个深低温背景舱上分别布置加热回路进行加热控温。加热器直径 6 mm 、长 20 mm ,额定电阻 $25\ \Omega$,额定功率 25 W ;采用 $30\text{ mm}\times 25\text{ mm}\times 10\text{ mm}$ 的铜块进行封装,下表面加工成与深低温背景舱紧密贴合的弧面,控温热敏布置在光学镜头侧面。控温目标为 60 K 、 160 K 和 200 K 时,加热回路的控温阈值分别设置为 $[59.5\text{ K}, 60.5\text{ K}]$ 、 $[159.8\text{ K}, 160.2\text{ K}]$ 和 $[199.8\text{ K}, 200.2\text{ K}]$ 。

3 系统仿真及模拟试验

3.1 仿真分析

低镜镜头工作于 100 K 真空罐内,控温目标为 $160\text{ K}/200\text{ K}$ 时,通过罐壁 100 K 热沉辐射即可将镜头降温至目标温度,但是降温速率较小。经仿真分析,如图4所示,需要超过 60 h 才能将镜头降温至目标温度,无法满足遥感型号的科研任务需求。控温目标为 60 K 时,罐壁 100 K 热沉辐射无法将镜头温度降至目标温度,须在镜头周围设置深低温背景舱,采用机械式制冷机对背景舱进行辅助制冷,并在背景舱上设置加热回路进行控温;通过控制背景舱的温度实现对光学镜头的间接控温,保证镜头控温指标及升降温要求。由于镜头口径较大,

为满足 ± 1 K的控温精度和温度稳定度要求,需要对系统进行合理设计及验证。

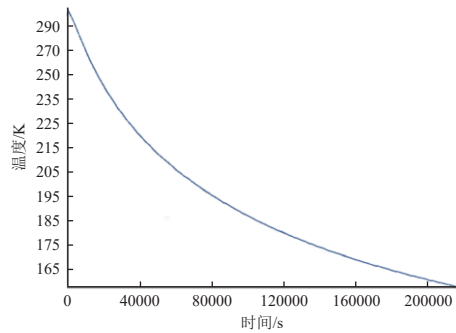


图4 无深低温降温系统时镜头降温曲线

Fig. 4 Lens cooling curve without deep cryogenic cooling system

使用 Thermal Desktop 软件建立降温系统热分析模型时对其内部结构和外形复杂的部件进行了适当简化,如去掉圆角及不影响传热路径的螺钉等,不考虑内部对辐射遮挡和导热影响微弱的零部件^[9-11]。简化后的降温系统热分析模型如图5所示,并按照不同控温目标(工况)进行仿真分析。

1)镜头控温 60 K, 镜片为反射镜, 镜片表面发射率设置为 0.05 的工况。图6(a)显示,镜头温度在 59.9~60.70 K 之间,能够实现 (60 $\pm$ 1) K 的控温

要求;图6(b)显示,镜头从 290 K 降温至 60 K 大约需要 80 000 s, 约 22.2 h;图6(c)显示,镜头在 1 h 内的最大温度波动净值约为 0.8 K, 满足 1 K/h 的温度稳定度要求。

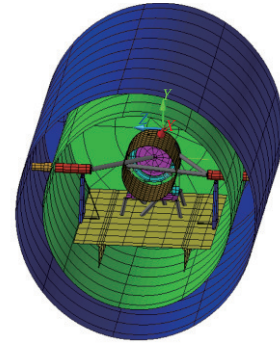


图5 降温系统热分析模型

Fig. 5 Thermal analysis model of cooling system

2)镜头控温 160 K, 镜片为透镜, 镜片表面发射率设置为 0.7 的工况。图7(a)显示,镜头温度在 59.9~60.70 K 之间,能够实现 (60 $\pm$ 1) K 的控温要求;图7(b)显示,镜头从 290 K 降温至 60 K 大约需要 80 000 s, 约 22.2 h;图7(c)显示,镜头在 1 h 内的最大温度波动净值约为 0.8 K, 满足 1 K/h 的温度稳定度要求。

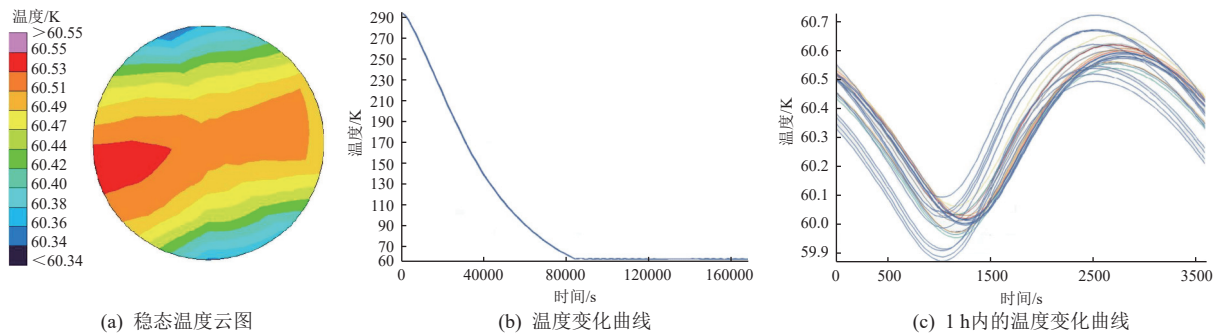


图6 镜头控温目标为 60 K 时的分析结果

Fig. 6 Analysis results of lens at temperature control target of 60 K

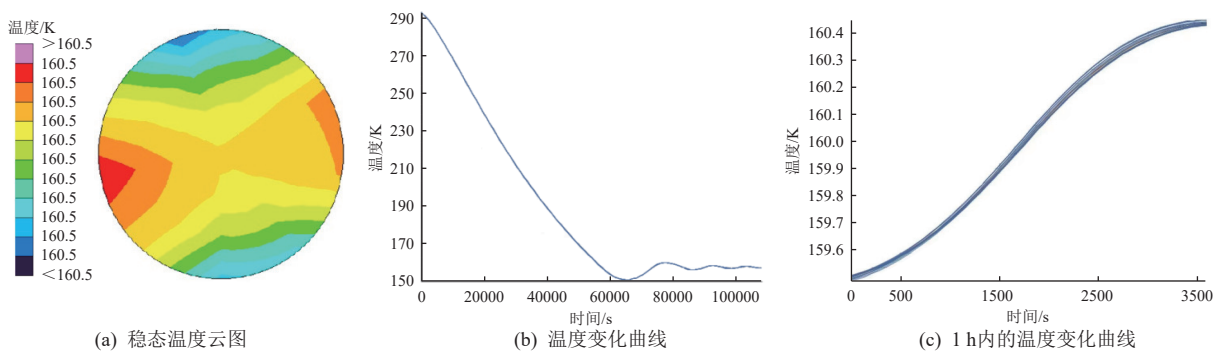


图7 镜头控温目标为 160 K 时的分析结果

Fig. 7 Analysis results of lens at temperature control target of 160 K

3) 镜头控温 200 K, 镜片为透镜, 镜片表面发射率设为 0.7 的工况。图 8(a) 显示, 镜头温度在 199.7~200 K 之间, 能够实现 (200 ± 1) K 的控温要求; 图 8(b)

显示, 镜头从 290 K 降温至 200 K 大约需要 35 000 s, 约 9.7 h; 图 8(c) 显示, 镜头在 1 h 内的最大温度波动净值约为 0.3 K, 满足 1 K/h 的温度稳定度要求。

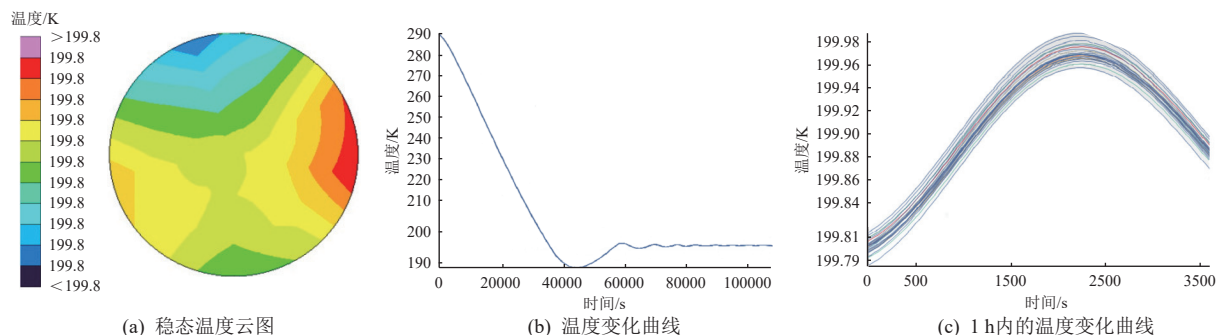


图 8 镜头控温目标为 200 K 时的分析结果

Fig. 8 Analysis results of lens at temperature control target of 200 K

3.2 模拟试验

仿真结果初步说明制冷系统能满足对光学镜头的降温需求。下面根据系统结构设计, 进行试验验证。通过试验数据比对, 提取数据曲线可以得出实际试验结果, 如图 9、图 10 所示。可以看到, 测点 1 和测点 2 的温差在 ± 1 K 以内, 试验形成的曲线状态基本重合。试验结果显示, 在真空热试验过程中, 本文所设计的深低温降温系统能够实现 (60 ± 1) K、 (160 ± 1) K、 (200 ± 1) K 的控温目标, 为低温镜头的试验验证提供了较好的控温方式。

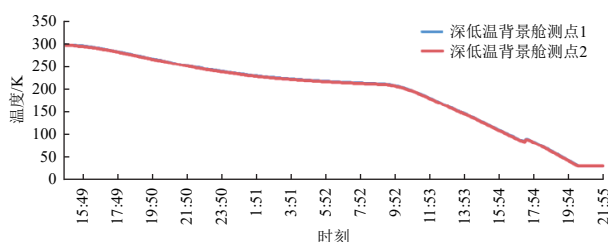


图 9 深低温背景舱降温曲线

Fig. 9 Cooling curve of deep cryogenic background chamber

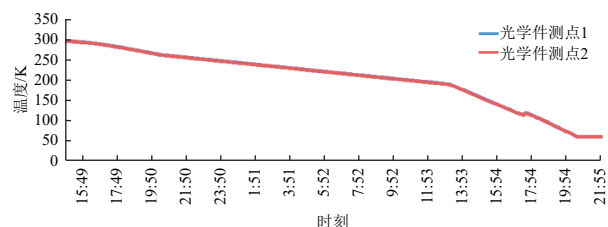


图 10 光学镜头控温曲线

Fig. 10 Temperature control curve of optical lens

4 结束语

本文成功实现了遥感器光学镜头深低温环境的地面试验验证, 表明所设计的深低温降温系统能

够满足光学镜头性能测试需求。其中, 背景舱与镜头的非接触设计避免了背景舱高低温变形对镜头的影响; 冷链设计避免了刚性连接产生的冷热应力, 提高了连接的安全性; 钢钢支架的设计减少了热损失, 提高了系统控温精度。

验证试验结果表明, 降温系统结构形式设计合理, 机械式制冷机的选取满足降温需求, 光学镜头的控温精度、温度均匀度、温度稳定度均符合指标要求, 为后续型号的低温光学镜头地面验证提供了有力保障, 同时提高了相关设备的研发能力。

参考文献 (References)

- [1] 王阳, 孟庆亮, 郭楠. 多模式控温在航天光学遥感器上的应用[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(3): 79-85
WANG Y, MENG Q L, GUO N. Application of a multimode thermal control method on space optical remote sensors[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(3): 79-85
- [2] 郑兴林, 马龙. 光学遥感器微晶玻璃镜头组件空间低温模拟试验技术[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(3): 267-271
ZHENG X L, MA L. Space low temperature simulation test technology for glass ceramics lens assembly of optical remote sensor[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(3): 267-271
- [3] 黄本诚, 马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 60-84
- [4] 王阳, 孟庆亮, 赵振明, 等. 透射式低温光学红外相机全光路冷链热设计[J]. 红外与激光工程, 2021, 50(5): 20200345
WANG Y, MENG Q L, ZHAO Z M, et al. Thermal design of all-optical path cold chain based on transmission-type

- cryogenic optical infrared camera[J]. Infrared and Laser Engineering, 2021, 50(5): 20200345
- [5] 王兆利, 梁惊涛, 赵密广, 等. 一种透射式低温光学系统的光机结构热设计[J]. 低温工程, 2018(3): 32-34
WANG Z L, LIANG J T, ZHAO M G, et al. Thermal design of optical mechanical structure of a transmission cryogenic optical system[J]. Cryogenics, 2018(3): 32-34
- [6] 屈金祥, 陆燕. 小型低温真空光学实验装置设计[J]. 红外与激光工程, 2006, 35(4): 464-504
QU J X, LU Y. Design of a small cryogenic vacuum optical experimental device[J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(4): 464-504
- [7] 谢妮慧, 郝中洋. 基于FPGA的探测器制冷控制系统优化设计[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(4): 48-56
XIE N H, HAO Z Y. Refrigeration control system of infrared detector based on FPGA[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(4): 48-56
- [8] 茹晓勤, 祁妍, 吴树迎. 用制冷机低温泵获得清洁无油高真空[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(2): 119-121
RU X Q, QI Y, WU S Y. Production of dry-clean high-vacuum with refrigerator's cryopumps[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(2): 119-121
- [9] 孟繁孔, 陈灵, 王帅, 等. 中国新一代载人飞船返回舱热控设计优化研究[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(4): 10-21
MENG F K, CHEN L, WANG S, et al. Research on thermal control system optimization of China new generation manned spacecraft reentry capsule[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(4): 10-21
- [10] 单巍巍, 刘洋, 吕世增, 等. 空间环模设备低温系统研制中的软件应用及参数化驱动设计[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(2): 206-211
SHAN W W, LIU Y, LÜ S Z, et al. The software application and the parameter driving design for cryogenic system of space simulator[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(2): 206-211
- [11] 万任新, 杨晓超, 李志宏, 等. 热真空试验中产品控温方法研究及其效果验证[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(3): 274-278
WAN R X, YANG X C, LI Z H, et al. A temperature control method for test pieces in thermal vacuum test and its verification[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(3): 274-278

(编辑: 冯露漪)