中国光学（中英文） Chinese Optics 核心期刊

面向引力波探测星载激光稳频系统的精密热控设计

冯建朝 陈琨 陈长永 夏嘉翊 韩连新 吕刚 李刘锋 陈李生

Precision thermal control design for on-board reference cavity in laser frequency pre-stabilization for gravitational wave detection

FENG Jian-chao, CHEN Kun, CHEN Chang-yong, XIA Jia-yi, HAN Lian-xin, LV Gang, LI Liu-feng, CHEN Li-sheng

引用本文:
冯建朝，陈琨，陈长永，等. 面向引力波探测星载激光稳频系统的精密热控设计[J]. 中国光学，优先发表. doi: 10.3724/CO.2026-0085
FENG Jian-chao, CHEN Kun, CHEN Chang-yong, *et al*. Precision thermal control design for on-board reference cavity in laser frequency pre-stabilization for gravitational wave detection[J]. *Chinese Optics*, In press. doi: 10.3724/CO.2026-0085

在线阅读 View online: https://doi.org/10.3724/CO.2026-0085

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

空间引力波探测中超低附加相噪频综研究

Ultralow residual phase noise frequency synthesizer for space gravitational wave detection

中国光学（中英文）. 2025, 18(3): 661 https://doi.org/10.37188/CO.2025-0015

基于FPGA的PDH激光稳频数字化实现

Digital implementation of PDH laser frequency stabilization system based on FPGA

中国光学（中英文）. 2025, 18(3): 557 https://doi.org/10.37188/CO.2024-0080

空间引力波探测前向杂散光测量和抑制

Measurement and suppression of forward stray light for spaceborne gravitational wave detection

中国光学（中英文）. 2023, 16(5): 1081 https://doi.org/10.37188/CO.2022-0251

空间引力波探测“太极计划”星间姿态-光程耦合噪声迭代拟合与高精度抑制方法

Iterative estimation and precision suppression of inter-spacecraft tilt-to-length coupling noise for the Taiji space gravitational wave detection mission

中国光学（中英文）. 2025, 18(3): 583 https://doi.org/10.37188/CO.2025-0042

探测器噪声对光斑中心定位精度的影响分析及实验验证

Analysis and experimental verification of the influence of detector noise on the precision of spot center positioning

中国光学（中英文）. 2025, 18(3): 650 https://doi.org/10.37188/CO.2025-0021

星载低温光学系统热控设计与飞行验证

Thermal control design and flight test of a satellite-borne cryogenic optical system

中国光学（中英文）. 2023, 16(3): 542 https://doi.org/10.37188/CO.2022-0200

文章编号　2097-1842(xxxx)x-0001-10

面向引力波探测星载激光稳频系统的精密热控设计

冯建朝[1,2], 陈　琨[1*], 陈长永[1], 夏嘉翊[1], 韩连新[1], 吕　刚[3], 李刘锋[4], 陈李生[4]
（1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203；
2. 中国科学院大学, 北京 100049；
3. 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083；
4. 中国科学院精密测量科学与技术创新研究院, 武汉 430071）

摘要: 空间引力波探测任务要求星载激光具备极低的频率噪声, 为此需通过激光稳频系统将自由运转激光的频率噪声(尤其是低频成分)抑制约 5 个数量级, 达到低于 30 Hz/√Hz(1 mHz ~ 1 Hz)。这一指标对激光稳频系统的核心部件——参考腔单元的温度稳定性提出了严苛要求, 须在其零膨胀温度点附近实现精密热控。本文针对星载激光稳频系统工程样机的精密热控需求, 特别是参考腔单元的严苛热控需求, 提出了一种“主动恒温+被动隔热”的级联精密热控方案, 并完成了地面实施与验证。该方案通过构建“恒温笼”式一级主动恒温屏蔽层, 耦合二级被动隔热层实现两级控温, 将参考腔真空室的温度波动抑制在 1 mK 以下, 保障光学参考腔的腔长稳定。文章详细阐述了热控总体设计、系统仿真、精细热控实施方案及地面等效验证结果。验证结果表明, 在模拟星内±1 K 环境扰动的条件下, 设计的精密热控方案可以实现参考腔单元温度稳定在设定值, 控温精度优于 0.31 mK, 且持续时间超过 2000 s, 满足空间引力波探测对星载激光稳频的精密热控指标要求, 为后续工程研制提供了关键技术支撑。

关　键　词: 空间引力波探测; 星载激光稳频系统; 参考腔; 精密热控; 零膨胀温度点
中图分类号:　　**文献标志码:** A　　**doi:** 10.3724/CO.2026-0085　　**CSTR:** 32171.14.CO.2026-0085

Precision thermal control design for on-board reference cavity in laser frequency pre-stabilization for gravitational wave detection

FENG Jian-chao[1,2], CHEN Kun[1*], CHEN Chang-yong[1], XIA Jia-yi[1], HAN Lian-xin[1],
LV Gang[3], LI Liu-feng[4], CHEN Li-sheng[4]
(1. *Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences*, *Shanghai* 201203, *China*;
2. *University of Chinese Academy of Sciences*, *Beijing* 100049 *China*;
3. *Shanghai Institute of Technical Physics*, *Chinese Academy of Sciences*, *Shanghai* 200083, *China*;
4. *Innovation Academy for Precision Measurement Science and Technology*, *Chinese Academy of Sciences*, *Wuhan* 430071, *China*)
* *Corresponding author*, *E-mail*: *chenk@microsate.com*

Abstract: Space-based gravitational wave detection missions require the on-board laser to exhibit extremely low frequency noise. To meet this requirement, the frequency noise of a free-running laser, especially its low-

收稿日期: 2026-04-30; **修订日期:** xxxx-xx-xx
基金项目: 国家重点研发计划(No. 2021YFC2201804)
Supported by the National Key Research and Development Program (No. 2021YFC2201804)

frequency components, must be suppressed by approximately five orders of magnitude through a laser frequency pre-stabilization system, achieving a level below 30 Hz/√Hz (1 mHz–1 Hz). This stringent specification imposes a demanding requirement on the temperature stability of the reference cavity module—the core component of the laser frequency pre-stabilization system—which must achieve precision thermal control near its coefficient of thermal expansion (CTE) null point. In this paper, we focus on the precision thermal control requirements of the engineering prototype of a on-board frequency pre-stabilization system, and specifically on its reference cavity module. A cascaded precision thermal control scheme combining a two-stage thermal control architecture is designed and verified on the ground. This scheme employs an constant temperature cage as the first-stage active temperature-stabilized shield, coupled with a second-stage passive thermal isolation layer to implement two-stage control, suppressing the temperature fluctuation of the reference cavity vacuum chamber to below 1 mK, ensure the length stability of the optical reference cavity. The overall thermal control design, system simulation, detailed thermal control implementation, and the experimental results of equivalent ground verification are elaborated. The experimental results demonstrate that under a simulated on-board environmental disturbance of ±1 K, the designed precision thermal control scheme can maintain the reference cavity module temperature stably at the target set-point with a temperature stability better than 0.3 mK for a duration exceeding 2000 s. This performance satisfies the precision thermal control requirements of on-board frequency pre-stabilization system for space-based gravitational wave detection, providing key technical support for subsequent engineering development.

Key words: space-based gravitational wave detection; on-board laser frequency pre-stabilization system; reference cavity; precision thermal control; cte null temperature

1 引 言

引力波探测为人类认识宇宙的起源、形成与演化提供了一种全新的观测手段，开辟了一个有别于电磁波的崭新窗口。与地面探测相比，空间引力波探测能够覆盖更大特征质量和尺度的波源，其信号频段集中在中低频段（1 mHz ~ 1 Hz），具有更为深刻的宇宙学与天文学意义，因而展现出更高的科学价值和应用前景[1-2]。目前，欧洲航天局（ESA）联合美国航空航天局（NASA）正在推进LISA（Laser Interferometer Space Antenna）项目[3]，我国科学家也相继提出了“太极计划”和“天琴计划”，并围绕关键核心技术开展攻关[4-7]。然而，引力波信号极其微弱，以“太极计划”为例，需在三百万公里量级的超长基线上进行星间激光干涉测量，以实现 pm/√Hz 量级的时空应变测量精度。实现该极限测量目标的核心挑战之一，在于将星载激光的频率噪声控制在极低水平，否则自由运转激光的频率噪声将完全淹没引力波信号[8-10]。因此，星载激光必须通过激光稳频系统（也称为激光频率预稳控制系统），将其在 1 mHz 至 1 Hz 频段内的频率噪声压制至 30 Hz/√Hz 以下。

目前，抑制激光频率噪声的主流方案是采用Pound-Drever-Hall（PDH）锁频技术，将激光频率锁定在高精细度光学参考腔的谐振频率上[11-13]。在 PDH 激光稳频系统中，光学参考腔作为频率基准，其腔长稳定性直接决定了激光的频率稳定性。任何微小的腔长扰动，都将直接转化为激光频率噪声。而在影响腔长长期稳定性的诸多环境因素中，温度波动是最主要的因素。星载光学参考腔通常采用超低膨胀 ULE（Ultra Low Expansion）玻璃作为腔体材料，其热膨胀系数（Coefficient of Thermal Expansion, CTE）在一定范围内小于 $1\times10^{-8}\ \mathrm{K}^{-1}$，特别是在室温附近的某个特定温度点处的热膨胀系数趋近于零，该温度点被称为零膨胀温度点（CTE Null Temperature）[14]。面向空间引力波探测对激光频率噪声的极致要求，需要结合精密热控措施，维持光学参考腔温度长时稳定在零膨胀温度点，保障光学参考腔腔长的长期稳定性。

与地面实验室环境相比，星载激光稳频系统受到体积、重量和功耗的严格约束，无法直接沿

用常规地面系统的大型恒温箱方案。因此, 亟需设计一种结构紧凑、性能可靠的精密热控系统, 以替代传统大型恒温箱的功能, 抑制卫星平台的复杂热扰动, 保障参考腔单元长期稳定工作在零膨胀温度点附近。

本文面向星载激光稳频系统的精密热控需求, 特别是参考腔单元 mK 级温度稳定度的特殊要求, 基于“太极计划”热控关键技术攻关成果[15-17], 设计并验证了一种“主动恒温+被动隔热”两级架构的精密热控方案。该方案基于“恒温笼”式设计思路, 使用地面等比参考腔单元结构热控件, 完成了热实施与控温性能地面等效验证, 为星载稳频激光的空间应用奠定了坚实基础。

2　激光稳频系统设计与热控需求

星载激光稳频系统的基本构成如图 1 所示。本文所研究的激光稳频系统工程样机即为图 1 中的激光频率预稳模块, 其主要组成如图 2 所示, 包括参考腔单元、电控单元及参考腔附属结构等。星上采用 Nd:YAG(Neodymium-doped Yttrium Aluminum Garnet)激光器作为种子光源, 配合基于 FPGA 的自动锁频电控系统, 通过 PDH 锁频方法将激光频率锁定在光学参考腔的谐振频率上, 实现稳频激光输出[8]。

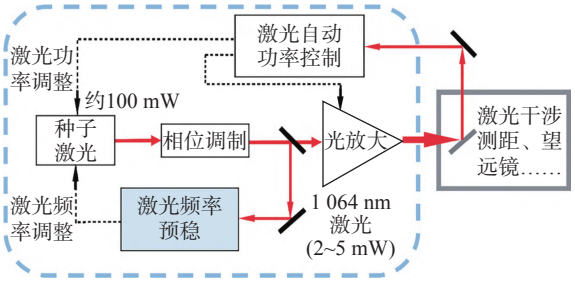


图 1　星载稳频激光系统的基本构成

Fig. 1　Basic composition of the on-board frequency-stabilized laser

参考腔单元采用真空一体化光耦合方案, 具有耦合稳定性好、可靠性高的特点。参考腔单元由光学参考腔(简称参考腔或光腔)与参考腔真空室(简称真空室)两部分组成, 如图 3 所示。参考腔置于真空室中, 腔长为 7.5 cm, 由超低热膨胀系数的 ULE(Ultra-Low Expansion)玻璃材料制成, 在有效抑制热噪声的同时兼顾了体积与重量的空间约束。真空室提供 10^{-4} Pa 量级的真空环境, 可确保地面测试时参考腔的谐振频率不受空气折射率波动的影响; 且真空室内对流传热效应极低, 热量主要通过辐射和传导两种方式与外界交换。真空室腔体选用全铝材料, 采用垂直支撑方式安装, 具有温度均匀性好、振动敏感度低等优势。参考腔单元热控设计的核心要求是, 通过星载精密热控系统确保真空室腔体的温度稳定性优于 1 mK, 再借助真空室为内部参考腔配置的被动热屏蔽结构, 有效保障光学参考腔的腔长稳定性。

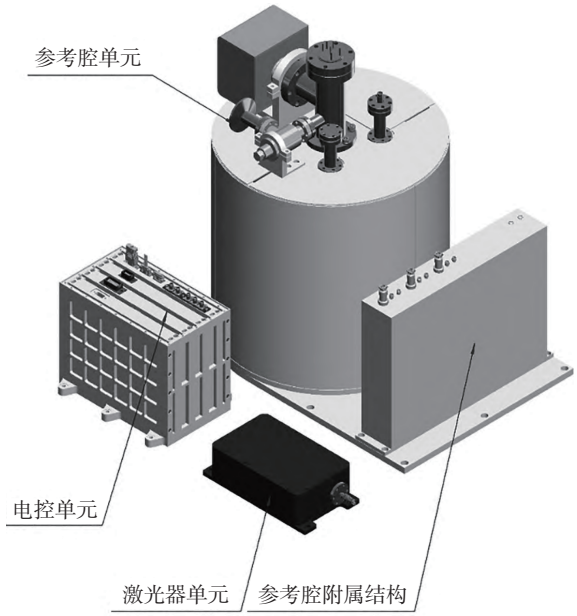


图 2　星载激光稳频系统工程样机的主要组成

Fig. 2　Main components of the on-board laser frequency pre-stabilization system engineering prototype

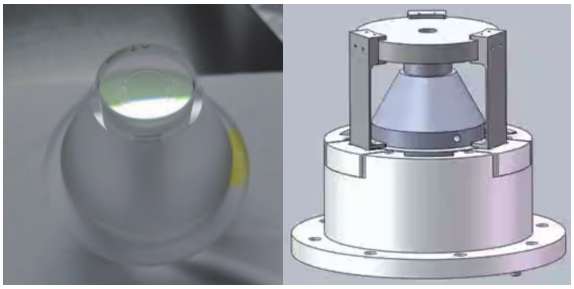


图 3　光学参考腔及参考腔真空室示意图

Fig. 3　Schematic diagram of the optical reference cavity and its vacuum chamber

根据星载激光稳频系统的设计, 电控单元、参考腔附属结构等单机对控温无特殊要求, 在常规星内工作温度范围内即可正常工作[18-19]。而参考腔单元作为核心热控对象, 在空间典型热扰动影响下, 需确保真空室温度稳定在设定值, 且温度波动优于 1 mK、稳定时间超过 2 000 s(对应 0.5 mHz 频段下限, 以满足空间引力波探测 1 mHz

低频段的设计目标并留有充足余量），从而将参考腔温度长期锁定在零膨胀温度点。

3 热控总体方案设计

星载热控系统设计与验证的常规流程如图 4 所示：首先根据激光稳频系统在卫星舱内的初步布局开展热扰动分析，结合多级控温策略与控温算法开展系统仿真；进而基于仿真结果开展精细化设计并确定热实施方案，最终通过地面高精度控温验证，并结合验证结果确定热接口。

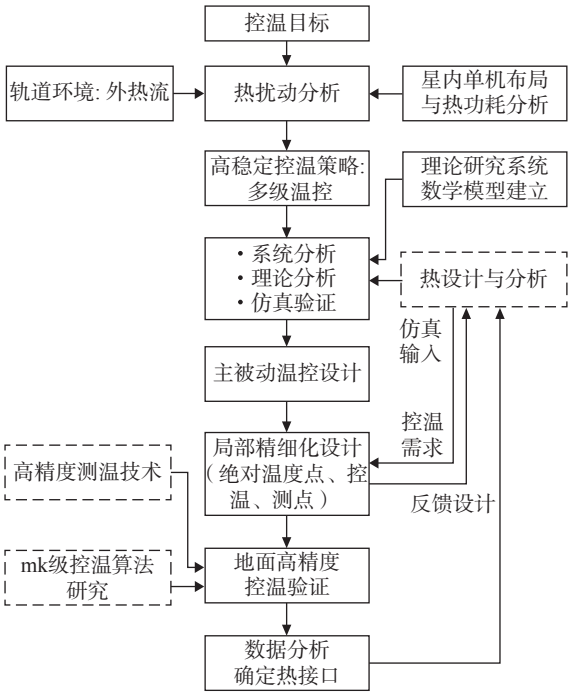


图 4 热控系统设计与验证流程

Fig. 4 The Thermal control system design and verification flow

激光稳频系统在卫星科学舱内的初步布局如图 5 所示。考虑到其尺寸、功耗与热控需求，稳频相关单机不布局在卫星核心舱（核心载荷区域）内，初步规划将其安装于卫星侧板上。该侧板可为星上单机特别是 ULE 玻璃参考腔提供合适的力热接口，包括良好的冲击环境与分舱隔离的稳定热环境。

对于除参考腔单元以外的稳频单机（如电控单元、附属结构等），需考虑电子学功耗，在卫星侧板上设计散热面，基本方案如图 6 所示。电子学单机工作时通过散热面进行热量排散以维持正常的工作温度，关机时则通过加热器对单机进行热量补偿，维持电子学单机的存储温度。

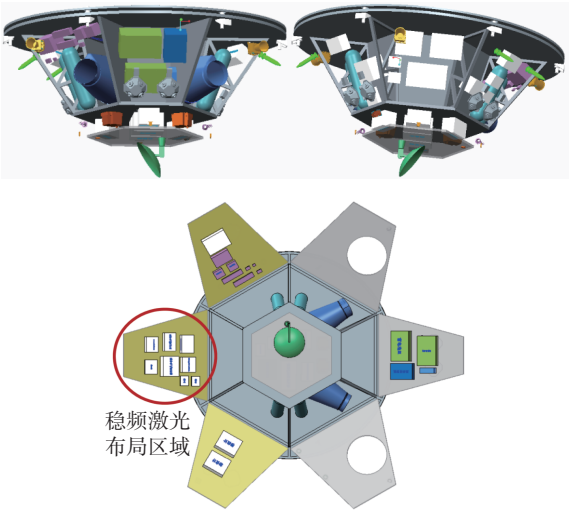


图 5 引力波卫星科学舱（上图）及激光稳频系统（下图）的初步布局示意

Fig. 5 Schematic layout of the science module of the gravitational wave spacecraft (above figure) and the laser frequency pre-stabilization system (below figure)

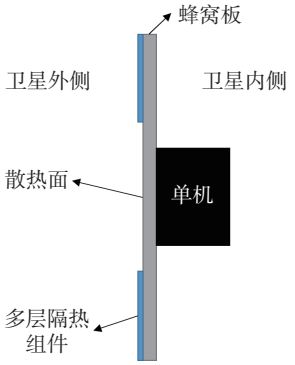


图 6 激光稳频系统单机（除参考腔单元）热控设计示意

Fig. 6 Schematic of the thermal control design for the components (excluding reference cavity)

考虑到参考腔单元为无源器件，自身基本无热耗，其受到的热扰动主要来自两方面：一是在轨由空间外热流引起的卫星科学舱内温度变化，间接影响星内单机的温度稳定性；二是科学舱内其他单机热耗波动引起的局部温度扰动。这两类扰动共同构成了波动幅值远高于 1 mK 的星内热环境。

针对不同引力波探测轨道方案开展的进一步定量分析表明，尽管空间外热流存在周期性波动，但经航天器自身热控后，传递至激光稳频系统安装界面的温度扰动可控制在±1 K 以内。具体而言：对于日心轨道任务（如 LISA、太极），卫星保持太阳电池阵指向与太阳光夹角恒定，太阳辐照热

流波动幅度不大于 66 W/m², 经逐级隔热衰减后, 传递至舱内安装界面的热流波动小于 1%, 由此引起的温度波动远小于±1 K; 对于地心轨道任务(如天琴), 单轨周期内最大外热流密度波动约 200 W/m², 外表面多层隔热组件等效吸收率约为 0.03, 等效吸收热流约 6 W/m², 结合舱板热容与传导路径, 舱内温度变化同样远小于±1 K。此外, 卫星平台自身还设有主动热控系统(加热器配合散热面), 对舱板温度进行闭环调节, 平台热仿真结果也验证了热扰动模拟输入的合理性。

在上述±1 K 量级的星内热扰动背景下, 为实现参考腔真空室 mK 级温度稳定的严苛指标, 本文提出一种“主动恒温+被动隔热”的两级热控架构, 如图 7 所示。第一级为恒温屏蔽层, 即围绕参考腔单元外围构建一个小型主动恒温笼, 在其外表面布置薄膜电加热器并通过闭环控制实现精密控温, 从而在内部营造一个具有固定温度点的稳定辐射边界环境。第二级为被动隔热层, 通过增大恒温笼与参考腔单元之间的接触导热热阻和辐射热阻, 进一步衰减外部温度波动, 抑制热噪声扰动。

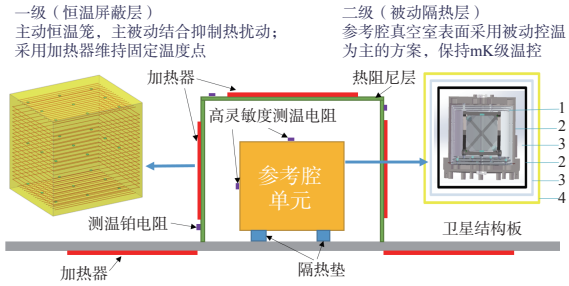


图 7　主动恒温+被动隔热两级热控架构示意图

Fig. 7　Schematic of the two-stage thermal control architecture combining active temperature stabilization and passive thermal isolation

参考腔单元热控总体方案如下:

(1)安装界面: 选取外热流相对稳定的卫星侧板作为参考腔单元安装界面, 与卫星舱板之间采用隔热安装, 尽量与卫星平台热解耦;

(2)主动恒温设计: 恒温笼结构采用 2 mm 厚铝合金板, 恒温笼外侧及卫星舱板内外侧均包覆多层隔热材料(Multi-Layer Insulation), 降低外界热扰动;

(3)零膨胀温度点控制: 恒温笼配置两组主动加热回路。回路 1 分布于恒温笼侧面, 通过闭环控制实现 T_{goal}±15 mK 的温度稳定度; 回路 2 分布于卫星舱板(真空室底部), 用于补偿安装面漏热, 实现 T_{goal}±15 mK 的界面温度稳定度;

(4)被动隔热设计: 真空室外壁包覆多层隔热材料, 形成被动隔热层, 增大辐射热阻与接触导热热阻, 使真空室处于稳定的热环境中, 将温度波动抑制在 1 mK 以内;

(5)测温元件布局: 恒温笼表面布置高精度铂电阻(PT1000)作为一级控温的反馈传感器; 真空室腔体的关键位置布置灵敏度更高的负温度系数(Negative Temperature Coefficient, NTC)热敏电阻, 用于监测和评估最终控温效果。

4　关键算法与仿真

为实现 mK 级的控温精度, 基于经典的比例-积分-微分(Proportional-Integral-Derivative, PID)控制算法开展了设计与仿真。PID 控制器通过连续计算被控对象实际输出与目标设定值之间的误差, 利用比例(P)、积分(I)、微分(D)三个环节的校正作用, 使被控对象达到所需的温度稳定度。如图 8 所示, 控制系统模型以外界环境变化为扰动源, 以恒温笼温度为中间变量, 以参考腔单元温度为输出。该模型以恒温笼和真空室上测温点的温度值为反馈量, 依据真空室温度调节恒温笼的控温, 将恒温笼温度采集值与目标设定值比较后生成偏差信号, 经 PID 控制器解算后输出脉宽调制(Pulse Width Modulation, PWM)信号, 驱动薄膜电加热器。

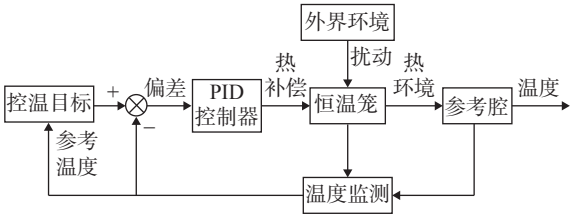


图 8　参考腔单元-恒温笼-环境系统控制模型

Fig. 8　Reference cavity-actively stabilized thermal cage-environment system control model

基于参考腔单元热控总体设计方案, 利用航天器商业仿真软件建立热模型开展仿真分析。仿真模型及输出的温度波动曲线如图 9 所示。仿真结果表明, 假设环境温度波动为±1 K 时, 一级主动温控可将恒温笼温度稳定在±15 mK 范围内; 经过二级被动隔热层的衰减, 真空室在 100,000 s 内

的温度波动范围为 293.145 08 K ~ 293.145 20 K，满足优于 1 mK 的指标要求。仿真结果验证了“主动恒温＋被动隔热”两级热控方案的可行性。

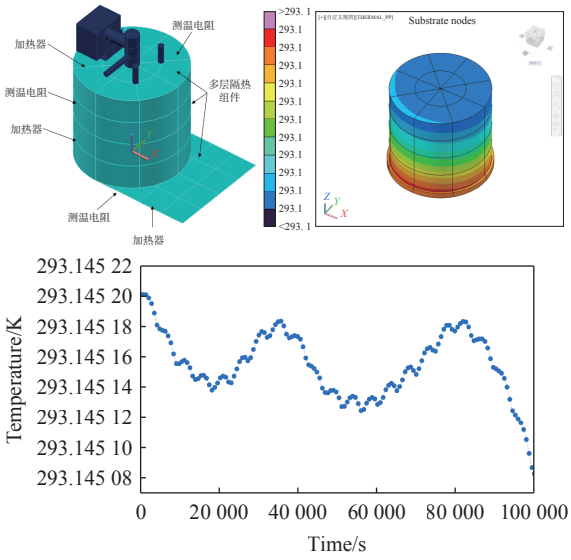


图 9 仿真模型及参考腔温度曲线

Fig. 9 Simulation model and temperature cavity of the reference cavity

5 参考腔单元精密热控设计与验证

5.1 精密热控设计

基于初步仿真结果，进一步开展参考腔单元热控的精细化设计，方案如图 10 所示。

考虑到地面试验验证的需要，在现有两级热控架构的基础上，增设了外层隔离罩，该隔离罩仅在地面试验验证时使用，起到类似在轨卫星舱板的作用，外贴加热器模拟在轨舱内温度波动，包覆多层隔离外热流。在参考腔单元外部，以 2 mm 厚铝合金板为主体构建小型恒温笼作为恒温屏蔽层，在地面和星载时均需使用，通过主动精密控温以保证参考腔工作在零膨胀温度点。

参考腔单元、恒温笼与隔离罩之间的隔热接口设计如图 11 所示。参考腔单元与恒温笼内层底板之间通过 3 组隔热垫、隔热衬套及紧固螺钉连接；内层底板与外层底板（地面验证时即隔离罩底板，在轨时为卫星舱板）之间通过 8 组隔热衬套和紧固螺钉连接；外层底板预留真空热试验外部固定接口，采用 4 组 M6×10 紧固螺钉连接。

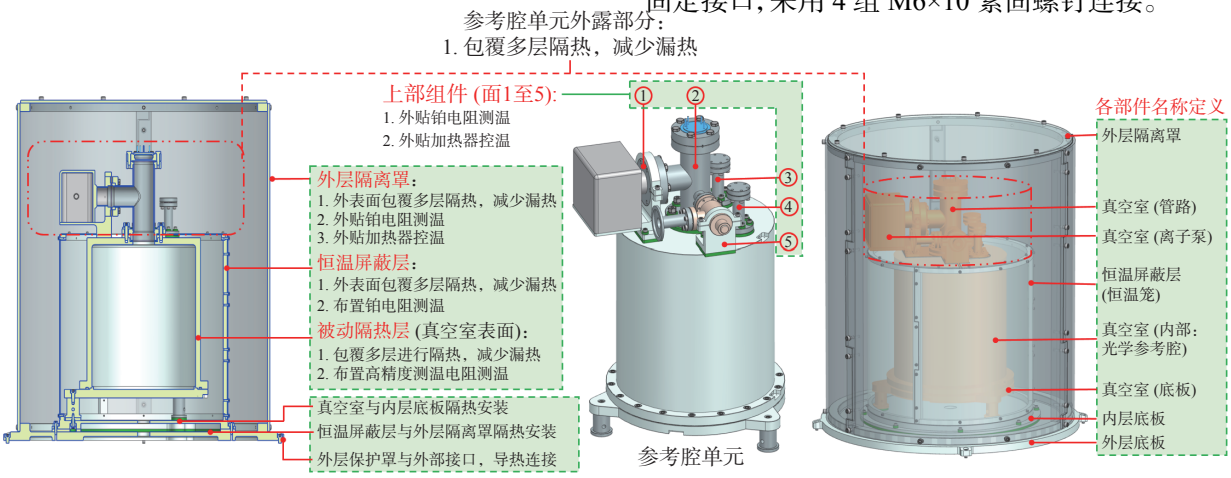


图 10 参考腔单元热控设计方案

Fig. 10 Thermal control design scheme for the reference cavity

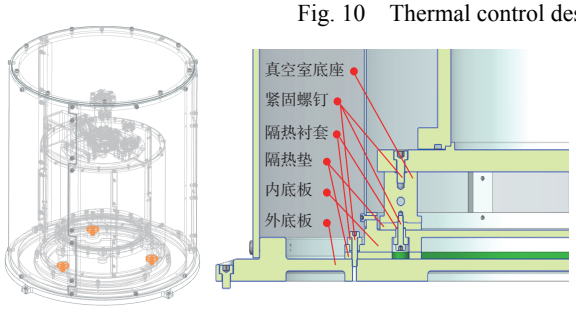


图 11 参考腔单元、恒温笼与外层隔离罩隔热设计

Fig. 11 Thermal insulation design of the reference cavity, constant temperature cage, and outer isolation shield

5.2 精密热控验证

为准确验证精密热控效果，研制了等比参考腔单元结构热控件，并基于上述精密热控方案开展热实施。热实施内容由内至外包括：真空室外表面直接包覆多层隔热材料，形成被动隔热层，增大辐射热阻与接触导热热阻；真空室上部组件的连接法兰处外贴加热器进行控温，再包覆多层隔热材料；围绕真空室搭建恒温笼（即恒温屏蔽层），在其外表面布置薄膜型电加热器进行主动控温，并安装高精度测温电阻，再包覆多层隔热材料；外

层隔离罩布置薄膜型电加热器并测温, 确保其内部能够准确模拟星内环境, 再包覆多层隔热材料以减少地面测试时外界环境的干扰。



图 12　参考腔单元、恒温笼与隔离罩热实施照片

Fig. 12　Photographs of the thermal control implementation of the reference cavity, constant temperature cage, and outer isolation shield

控温系统共设计 15 路电加热回路通道: 加热通道 JR01-05 位于外层隔离罩, 用于模拟外界热扰动下的星内温度波动; 加热通道 JR06-10 位于恒温笼, 用于温度调控确保真空室温度达到并稳定在设定温度点; 加热通道 JR11-15 位于真空室上部组件, 用于局部精细控温, 补偿外部法兰等接口导致的细微漏热(本次地面验证虽未实际连接外部接口, 但仍进行了控温补偿)。测温系统共设计 17 路高精度负温度系数(NTC)热敏电阻和 17 路 T 型热电偶(铜-康铜热电偶)。热敏电阻通道 RM01-05 均匀布局于外层隔离罩结构上, 用于监测隔离罩温度; 通道 RM06-10 布局在恒温笼结构上, 用于监测恒温笼温度; 通道 RM11-15 位于真空室上部组件, 用于监测上部组件温度; 通道 RM16-17 位于真空室腔体上, 用于直接测量核心区域温度。17 个热电偶分别布置在对应区域的加热器上, 以监测加热器附近的温度变化。

外层隔离罩、恒温笼及真空室上部组件的温度采集采用 Keysight DAQ970 数据采集器, 真空室腔体的高精度温度采集采用 Fluke 1595A 测温仪, 控温设备使用自研含 mK 级控温算法的控温板卡, 控制周期为 2 s。控温算法基于区间 PID 策略: 以控温目标值为区间中心, 当温度低于区间下限阈值时, 输出占空比置为 1; 当温度高于区间上限阈值时, 输出占空比置为 0; 当温度落于区间内时, 执行 PID 算法, 占空比计算公式如下:

$$u=\begin{cases}0, & T>T_{up}\\ K_P e+K_I\int_o^t e\mathrm{d}t+K_D\dfrac{\mathrm{d}e}{\mathrm{d}t}, & T_{dwon}\leqslant T\leqslant T_{up}\\ 1, & T<T_{down}\end{cases}. \tag{1}$$

精密控温性能的验证在实验室常压环境下完成, 现场如图 13 所示。第 4 章的仿真分析基于真空假设(仅考虑辐射与固体导热), 用于模拟在轨真实环境; 而在实验室常压下进行验证时, 参考腔单元内外的空气间隙存在自然对流换热。常压下空气自然对流换热系数约为 2 ~ 5 W/(m^2·K), 真空环境下的纯辐射换热系数约为 4 W/(m^2·K), 两者在量级上相当。但常压下的总换热系数(辐射与对流叠加)约为 6 ~ 9 W/(m^2·K), 高于真空下的纯辐射换热系数, 因此常压环境下参考腔与外界的热耦合更强, 隔热性能相对降低, 所经受的热扰动更为显著。常压条件下的试验结果可视为在轨性能验证的保守下限。



图 13　参考腔单元精密热控验证场景

Fig. 13　The precision thermal control verification scenario for the reference cavity module

验证过程中, 利用外层隔离罩模拟卫星舱内±1 K 的温度波动环境, 温度变化速率通过加热器占空比控制设定在 0.12 K/min(对应 1 000 s 变化±1 K)。设定参考腔零膨胀温度点的目标值为 302.95 K(29.80 °C)。经过约 3 天时间的热控参数微调并等待温度稳定后, 恒温笼的温度波动曲线如图 14 所示。从曲线可以看出, 恒温笼在主动控温 PID 算法控制下达到了±3 mK 的控温精度, 为参考腔单元的精密热控提供了稳定的辐射热环境。在此基础上, 经第二级被动隔热层进一步衰减后, 参考腔真空室的温度波动曲线如图 15 所示, 核心区域的温度稳定度优于 0.31 mK, 且持续稳定时间超过 2 000 s, 达到了预期的精密控温目标。

上述结果验证了“主动恒温+被动隔热”两级精密热控方案在空间引力波探测激光稳频系统中的有效性。主动恒温笼可将±1 K 量级的外部热扰动抑制至±3 mK, 扰动抑制倍数约为 300 倍。

这一抑制能力得益于分区域 PID 控制策略，使具有较大热时间常数的屏蔽层能够有效抑制缓慢的温度漂移。外部热扰动经第二级被动隔热层进一步衰减后，可确保参考腔单元的温度稳定度优于 0.31 mK，并维持超过 2000 s，表明该级联热滤波架构对低频温度起伏具有优异的平滑能力，有效抑制了由温度波动引起的腔长变化所引入的激光频率噪声。此外，2000 s 量级的稳定时间已覆盖空间引力波探测的频率需求，在此时间尺度内，由温度波动导致的频率漂移有望被进一步压缩至参考腔的热噪声极限以内。

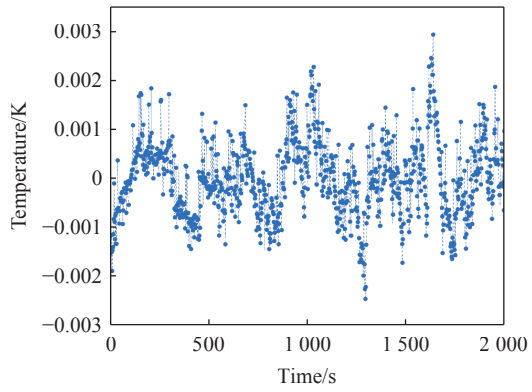


图 14 恒温笼温度波动曲线

Fig. 14 Temperature fluctuation curve of the constant temperature cage

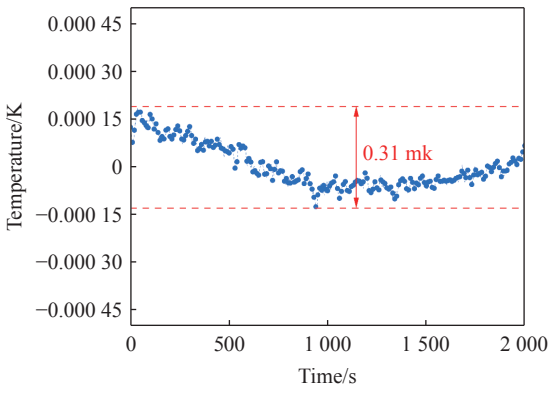


图 15 参考腔真空室温度波动曲线

Fig. 15 Temperature fluctuation curve of the reference cavity

为基于实测温度波动定量评估频率噪声，本文根据传热学理论建立了从真空室到参考腔的热传递模型，如图 16 所示[18]。模型中，真空室与参考腔之间通过热辐射和支撑结构热传导两种方式换热，对应的热阻分别记为 R_1（辐射）和 R_2（传导）。由于两种传热路径相互独立且同时存在，总热阻 R 可视为二者的并联，即 $R = R_1R_2/(R_1 + R_2)$。设参考腔的热容量为 C，则热量从真空室传递至参考腔的特征时间常数可表示为 $\tau = RC$，该常数可通过参考腔的温度阶跃响应试验测定。由模型可知，真空室的温度波动向参考腔传递的过程在物理上等效于一阶低通滤波。因此，利用实测的真空室温度波动数据及上述特征时间常数，通过一阶低通滤波处理，即可间接获得真空室内光学参考腔的温度波动。

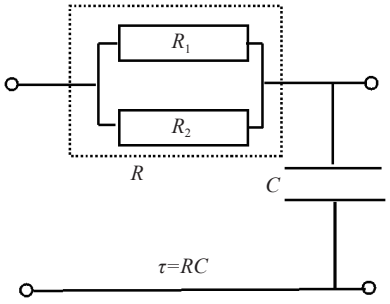


图 16 真空室到参考腔的热传递模型

Fig. 16 Heat transfer model from the vacuum chamber to the reference chamber

本文所使用的参考腔单元，经前期温度阶跃响应测定，已获得真空室到参考腔的温度传递特征时间常数 τ≈12h。基于该时间常数，可通过一阶低通滤波处理，将试验实测的真空室腔体温度波动转换为参考腔的等效温度波动，如图 17 所示。图中红线表示真空室外壁的频域温度波动，蓝线为滤波后得到的参考腔等效频域温度波动。在 1 mHz 处，参考腔的温度波动比真空室腔体温度波动低约两个数量级。

将光学参考腔温度波动乘以其热膨胀系数，即可获得参考腔的相对长度变化。分别考虑热膨胀系数为 1×10^{-8} K^{-1}，1×10^{-9} K^{-1} 和 1×10^{-10} K^{-1} 三种不同情况，代表参考腔温度距离零膨胀温度点由远到近的状态（分别偏离约 2 K、0.4 K、0.1 K）。参考腔相对长度变化可以等效激光频率的相对频率变化，从而定量估算温度波动对锁定在参考腔上 1 064 nm 激光的频率噪声（频率噪声谱）和频率稳定度（阿伦偏差[20]）的影响，结果如图 18 和图 19 所示。从图中可以看出，在引力波探测的 1 mHz ~ 1 Hz 频段内，在确保参考腔温度接近零膨胀温度点时，可以满足激光频率的噪声低于 30 Hz/√Hz 指标。

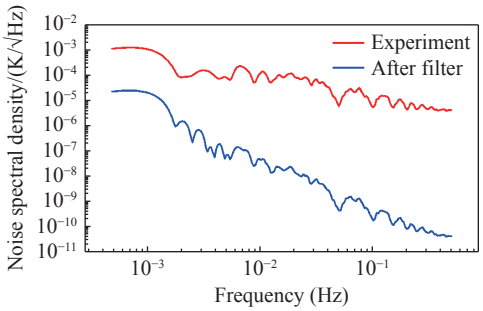


图 17　试验温度一阶滤波处理前后在频域上的等效温度波动

Fig. 17　The equivalent temperature fluctuations in the frequency domain before and after the filtering of the test temperature

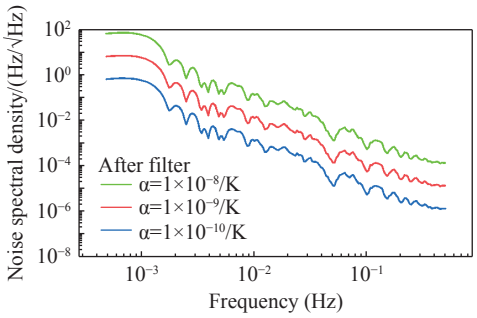


图 18　精密热控下参考腔变化引入的激光频率噪声谱曲线

Fig. 18　The laser frequency noise spectrum curve introduced by the change of the reference cavity under precise thermal control

在完成星载参考腔单元精密热控验证基础上, 下一步工作计划聚焦于拓宽控制频段, 结合传热模型辨识该两级热控系统的本征热极点, 并通过前馈控制进一步提升热控系统对动态扰动的抑制能力, 以期在更低频段(0.1 mHz ~ 1 mHz)实现亚 mK 量级的长期稳定控制, 并开展热真空探索更高精度的指标验证。

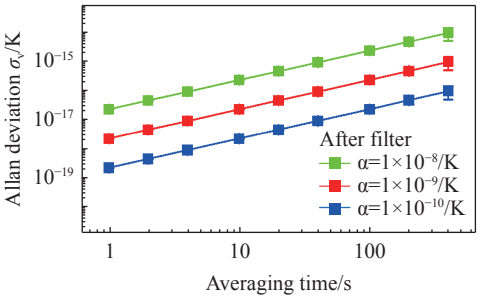


图 19　精密热控下参考腔不同热膨胀系数对应的激光频率稳定度

Fig. 19　Laser frequency stability corresponding to reference cavities with different CTE under precise thermal control

6　结　论

本文面向星载激光稳频系统, 特别针对其中参考腔单元的严苛控温需求, 提出了“主动恒温＋被动隔热”的两级精密热控方案, 并完成了地面等效验证。重点解决了参考腔真空室长期 mK 级温度稳定, 同时维持参考腔温度在特定零膨胀温度点的难题。文章从热控需求出发, 完成了热控总体方案设计、关键控制算法与仿真分析, 研制了等比的参考腔单元结构热控件, 基于精细热设计方案完成了热实施, 并在地面常压状态下完成了精密热控验证。验证结果表明设计的精密热控方案可以有效保障参考腔单元温度稳定在设定的温度点, 真空室温度稳定度达到亚 mK 量级(0.31 mK), 且持续时间超过 2 000 s, 结合热传递模型定量估算了锁定在参考腔上稳频激光的频率噪声和频率稳定度, 结果表明满足激光频率噪声指标, 为后续空间应用奠定了坚实的技术基础。

参考文献:

[1] AMARO-SEOANE P, ANDREWS J, ARCA SEDDA M, *et al*.. Astrophysics with the laser interferometer space antenna[J]. *Living Reviews in Relativity*, 2023, 26(1): 2.

[2] GAO L, ZHENG LA, LU B, *et al*.. Generation of squeezed vacuum state in the millihertz frequency band[J]. *Light Sci Appl*, 2024, 13: 294.

[3] DANZMANN K, and LISA Science Team. The LISA mission: a laser-interferometric gravitational wave detector in space[C]. *Proceedings of the Alpbach Summer School 1997, Fundamental Physics in Space*, ESA, 1997: 247-252.

[4] LUO Z R, GUO Z K, JIN G, *et al*.. A brief analysis to Taiji: science and technology[J]. *Results in Physics*, 2020, 16: 102918.

[5] 吴岳良, 胡文瑞, 王建宇, 等. 空间引力波探测综述与拟解决的科学问题[J]. 空间科学学报, 2023, 43(4): 589-599.
WU Y L, HU W R, WANG J Y, *et al*.. Review and scientific objectives of spaceborne gravitational wave detection missions[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2023, 43(4): 589-599. (in Chinese).

[6] 王娟, 齐克奇, 王少鑫, 等. 面向空间引力波探测的激光干涉技术研究进展及展望[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2024, 54(7): 109-127.
WANG J, QI K Q, WANG SH X, *et al*. . Advance and prospect in the study of laser interferometry technology for space gravitational wave detection[J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2024, 54(7): 109-127. (in Chinese).

[7] GONG Y G, LUO J, WANG B. Concepts and status of Chinese space gravitational wave detection projects[J]. *Nature Astronomy*, 2021, 5(9): 881-889.

[8] 李振千, 彭建康, 茹媛, 等. 空间引力波探测中稳频激光的研制[J]. 中国基础科学, 2024, 26(6): 36-43,70.
LI ZH Q, PENG J K, RU Y, *et al*.. Development of frequency-stabilized lasers in space-based gravitational wave detection[J]. *China Basic Science*, 2024, 26(6): 36-43,70. (in Chinese).

[9] STACEY J, BARWOOD G, SPAMPINATO A, *et al*.. Laser frequency stabilisation for the LISA mission using a cubic cavity[J]. *Proceedings of SPIE*, 2023, 12777: 127777F.

[10] XUE S, LI M, LOPEZ-RIOS R, *et al*.. Pockels laser directly driving ultrafast optical metrology[J]. *Light Sci Appl*, 2025, 14: 209.

[11] LI ZH Q, LU Z Y, WAN L F, *et al*.. Ultrastable Nd: YAG 1064-nm lasers with 2.1×10^{-16} frequency stability based on a field-programmable gate array frequency-locked system[J]. *Chinese Optics Letters*, 2025, 23(1): 011402.

[12] 尹炳琪, 盛立文, 黄琳, 等. 高环境适应性可调谐激光源[J]. 光学精密工程, 2025, 33(23): 3649-3657.
YIN B Q, SHENG L W, HUANG L, *et al*.. High environment adaptability tunable laser source[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2025, 33(23): 3649-3657.

[13] JIAO D D, WU M F, GAO J, *et al*.. Development of fully self-controllable high-finesse optical reference cavities[J]. *Chinese Physics Letters*, 2025, 42(1): 013701.

[14] FOX R W. Temperature analysis of low-expansion Fabry-Perot cavities[J]. *Optics Express*, 2009, 17(17): 15023-15031.

[15] CHEN K, ZHANG X F, GUO T, *et al*.. Key technologies analysis and design of ultra-clean & ultra-stable spacecraft for gravitational wave detection[J]. *International Journal of Modern Physics A*, 2021, 36(11n12): 2140021.

[16] 冯建朝, 张晓峰, 梁鸿, 等. 太极二号卫星精密热控关键技术及试验验证[J]. 宇航学报, 2023, 44(1): 132-142.
FENG J CH, ZHANG X F, LIANG H, *et al*.. Key technology and experimental verification of precision thermal control of Taiji-2 satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(1): 132-142. (in Chinese).

[17] FENG J CH, ZHANG X F, LIU L, *et al*. . Research and verification of precise temperature control method for spacecraft driven by time-frequency analysis[C]. *2024 International Conference on Sensing, Measurement & Data Analytics in the era of Artificial Intelligence (ICSMD)*, IEEE, 2024: 1-6.

[18] 王佳. 激光稳频中精密控温的研究[D]. 武汉: 中国科学院大学 (中国科学院武汉物理与数学研究所), 2017.
WANG J. *Precision temperature control in laser frequency stabilization*[D]. Wuhan: University of Chinese Academy of Sciences (Wuhan Institute of Physics and Mathematics Chinese Academy of Sciences), 2017. (in Chinese).

[19] 李振千. 面向空间应用的激光自动锁频系统的研制[D]. 武汉: 中国科学院大学 (中国科学院精密测量科学与技术创新研究院), 2024.
LI ZH Q. *Development of laser automatic frequency stabilization system for space applications*[D]. Wuhan: University of Chinese Academy of Sciences (Innovation Academy for Precision Measurement Science and Technology, Chinese Academy of Sciences), 2024. (in Chinese).

[20] ALLAN D W. Time and frequency (time-domain) characterization, estimation, and prediction of precision clocks and oscillators[J]. *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control*, 1987, 34(6): 647-654.

作者简介：



冯建朝（1989—），男，河北邢台人，高级工程师，2016 年于哈尔滨工业大学获得硕士学位，现就职于中国科学院微小卫星创新研究院，主要从事航天器精密热控制技术的研究。E-mail: fengjc@mirosate.com



陈　琨（1987—），男，浙江苍南人，副研究员，硕士生导师，2015 年于天津大学获得博士学位，现就职于中国科学院微小卫星创新研究院，主要从事卫星总体设计及精密仪器设计的研究。E-mail: chenk@microsate.com