

星载激光雷达激光器热控技术研究

万渊^{1,3}, 陈茜², 杜嘉旻², 孟洁¹, 谢可迪^{1,3}, 王明建¹, 马秀华¹, 刘继桥^{1,3}, 侯霞^{1,3*}, 陈卫标^{1,3}¹中国科学院上海光学精密机械研究所航天激光工程部, 上海 201800;²上海卫星工程研究所, 上海 201109;³中国科学院大学材料与光电研究中心, 北京 100049

摘要 为了满足星载大气探测激光雷达在轨应用需求,对该系统采用的空间大能量脉冲固体激光器进行了空间环境下的热控设计仿真及试验研究。首先根据激光载荷整体布局以及轨道特性参数分析并计算了激光器外部空间热环境,随后介绍了激光器构型及热设计,然后利用热传导以及空间热辐射理论建立了热分析模型,开展了激光器在轨热设计及仿真,并通过空间热真空环境试验验证了热控方案。激光器在轨工作温度波动优于 $\pm 0.033\text{ }^{\circ}\text{C}$,激光器内部关键器件大功率的激光放大器模块温度低于 $28\text{ }^{\circ}\text{C}$,实现了大能量脉冲固体激光器在轨超高精度控温,满足了激光器在轨稳定运行工作的使用要求,为激光雷达在轨正常工作提供了重要保障。

关键词 激光器; 星载激光雷达; 空间激光器; 热设计; 传导辐射制冷

中图分类号 TN248.1

文献标志码 A

DOI: 10.3788/CJL221567

1 引言

近年来随着我国在空间激光遥感、激光通信领域应用需求的不断提升,空间激光器作为关键核心单机或组部件得到了广泛的应用^[1-5]。高功率的空间激光器在工作过程中会产生大量的热量,这些热量集中在激光器内部会引起激光器关键器件激光二极管(LD)温度的升高,导致LD输出波长漂移,引起激光器整体效率降低或失效,同时大量的热量也会导致内部光学结构的温度升高并产生较大温度梯度,使得激光器主体结构变形并在核心光学组件内部产生应力累积,从而对激光器输出功率、光束指向、发散角、偏振特性造成极其严重的影响^[6-10]。因此高效稳定的热控技术是空间激光器载荷研制的核心技术之一。

地面使用的激光器可以采用强制对流、辐射、传导等主被动的热控手段,然而在空间环境中常见的强制对流冷却方法很难被使用,目前国内也在进行空间流体回路的研制及验证,但技术尚未成熟,其中核心部件流体泵长时间的使用还有待验证,泵体产生的振动也会对激光雷达、激光器的光学稳定性产生一定影响。从工程应用角度出发,目前空间有效可靠的散热方式主要还是传导和辐射^[11-12]。美国2003年发射了ICESat-1卫星,其搭载的激光雷达载荷通过环路热管(LHP)将激光器热耗传导至辐射器进行散热及温控^[13]。2006年发射了CALIPSO卫星,其搭载的云-气

溶胶激光雷达(CALIOP)通过将辐射器与激光器进行导热安装来实现散热及温控^[14]。2018年欧空局发射了AEOLUS卫星,其搭载的测风激光雷达(ALADIN)采用LHP将大能量激光器热量传导至辐冷板进行散热及温控^[15]。2019年我国立体测绘卫星高分七号发射成功,其搭载的激光测高载荷通过槽道热管以及LHP将热量传递至辐冷板,从而实现对激光器的散热,其温控精度为 $\pm 0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[16]。

中国科学院上海光学精密机械研究所研制的国际首个 CO_2 浓度以及气溶胶探测大气激光雷达(ACDL)在2022年4月已经成功发射并在轨连续工作。激光雷达采用单波束三波长(532 nm/1064 nm/1572 nm)稳频、高能量脉冲激光输出,激光器系统组成复杂,热控难度大。

本文介绍了一种空间激光器高效热控制技术,将激光器内部结构布局与热控系统进行一体化设计,通过优化激光器内部热源的位置缩短激光器内外传热距离,减小高功率模块的热梯度,激光器外散热面通过传统槽道热管将热量传递至背阴面辐冷板进行空间辐射散热,并通过主动温控补偿提高激光器关键单元的温控精度,为激光雷达在轨正常稳定工作提供有力保证。

2 激光器基本构型及温控指标

为了满足激光雷达长寿命工作要求,同时提高其可靠性,设计了两台技术指标一致的激光器。两台激

收稿日期: 2022-12-28; 修回日期: 2023-03-01; 录用日期: 2023-03-30; 网络首发日期: 2023-04-09

基金项目: 中国科学院战略性重点研究计划(XDA19090100)

通信作者: *hou_xia@siom.ac.cn

光器一主一备,主备激光器内部结构的热控状态完全一致,单台激光器需要输出 532 nm/1064 nm/1572 nm 三波长激光脉冲,其中 532 nm 激光需要与高光谱分辨滤波器锁定,1572 nm 激光被锁定在 CO₂ 吸收线上,通过双脉冲分别实现吸收线和非吸收线激光输出。激光

器组成如图 1 所示,其中 OPO 表示光参量振荡。为了实现高脉冲能量输出,分别采用了 1064 nm 的预放大器、功率放大器以及 1572 nm 的光学参量放大器(OPA),这些都是激光器工作时内部发热量最大的组部件,需要进行高效的热控,才能保证激光器可靠地工作。

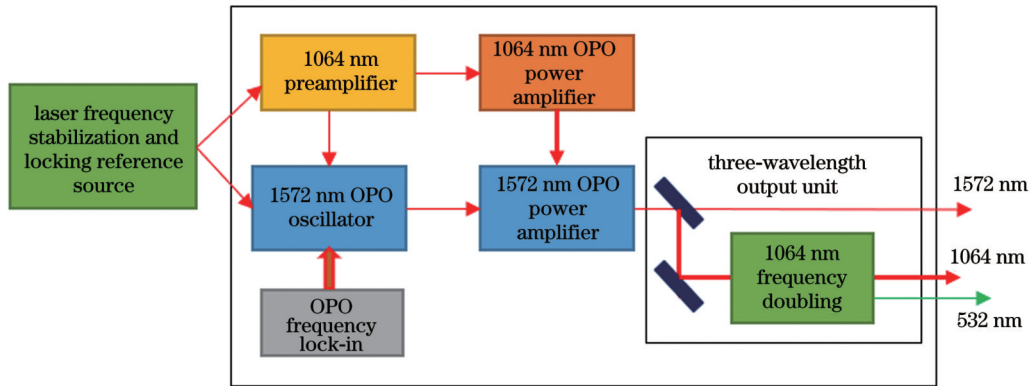


图 1 激光器原理及组成

Fig. 1 Principle and composition of laser

激光器光机结构设计布局如图 2 所示,激光器采用“工”字形结构双面布局,光学器件主要安装在中间基板的正反面上,热源主要布局在激光器的底部安装面上。“工”字形的结构提升了自身的结构刚度,将大部分的无源光学器件安装在“工”字形结构的中间基板上,热源集中安装在底面上,减少热源对其他光学器件的影响。激光器内部发热器件主要集中在预放大器以及功率放大器中,该项目中激光器寿命末期的出光功率主要受内部 LD 组件性能衰减的影响。通常激光器在寿命末期会通过提升 LD 输出功率来保证能量满足

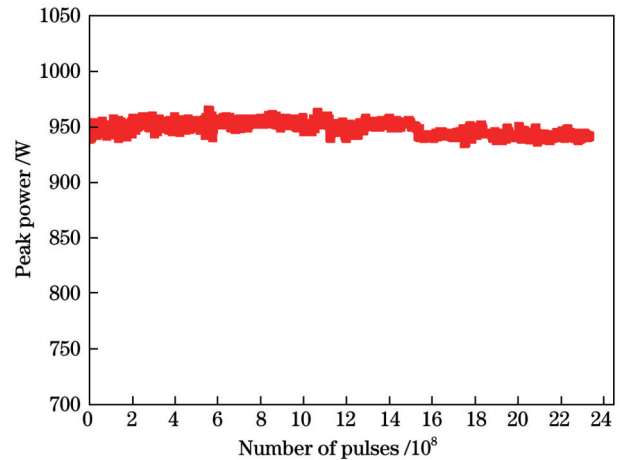


图 3 LD 寿命曲线

Fig. 3 LD life curve

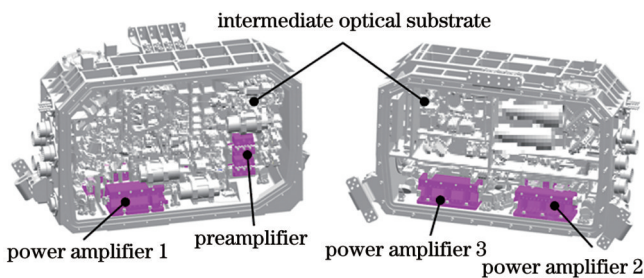


图 2 激光器构型布局

Fig. 2 Laser configuration layout

激光雷达探测需求,故激光器在寿命末期有着更大的热耗。本项目要求单台激光器在轨工作寿命为 8 年,激光器重复频率为 20 Hz(双脉冲重复频率为 40 Hz),全生命周期所需工作脉冲次数约为 10¹⁰。所采用的 LD 实测寿命曲线如图 3 所示,寿命试验 LD 连续出光两年,激光脉冲累计次数为 2.4×10⁹,试验后能量下降 2% 左右。预计 LD 连续工作 8 年后性能衰退 8% 左右,将 LD 电流提升 10% 可以满足寿命末期激光器出光功率需求,激光器初期、末期的热耗如表 1 所示。激光器内部主要温控指标如表 2 所示。

表 1 激光器内部热源功耗

Table 1 Power consumption of laser internal heat source

Module	Beginning-of-life power consumption / W	End-of-life power consumption / W
Preamplifier	30	33
Power amplifier 1	50	55
Power amplifier 2	97	106
Power amplifier 3	92	102

表 2 激光器热控指标

Table 2 Thermal control indexes of lasers

Module	Temperature / °C	Temperature fluctuation / °C
Support structure	20±5	±1
Amplifier	≤28	±1

3 激光器热设计及仿真模拟

3.1 激光器热设计方案

激光雷达运行在太阳同步轨道上,轨道高度为 705 km,轨道倾角为 98.1°。激光器热控的难点主要是在保证激光器大功率散热的同时保证温控精度。空间应用载荷体积及重量受到火箭及卫星平台的限制,因此要求激光器结构尽量紧凑,泵浦头模块安装面的热流密度可达 2.5 W/cm²。为了减小外热流对激光器温控精度的影响,激光器隔热安装在激光雷达主体内部,激光器热控系统布局及模装如图 4、5 所示。主备激光器分别单独工作,通过热管将热量传递至辐冷板,串联模式可以保障主备激光器在分别工作时的热控状态一致,同时单台激光器在工作时可以通过热管将热量传递至第二台激光器,有效保证其存储温度。控温部分采用多路主动补偿加热的温控形式控制激光器的温度波动和温度梯度,加热温控回路分别布置在激光器壳体的顶面、侧面以及外贴热管上,实现对局部温度的独立控制。辐冷板安装在受外热流影响较小的非光照面上,用于排散激光器产生的大功率热量。

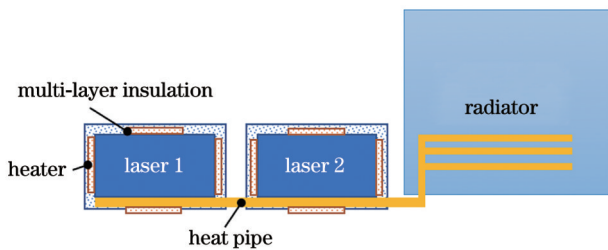


图 4 激光器热控布局示意图
Fig. 4 Schematic of laser thermal control layout

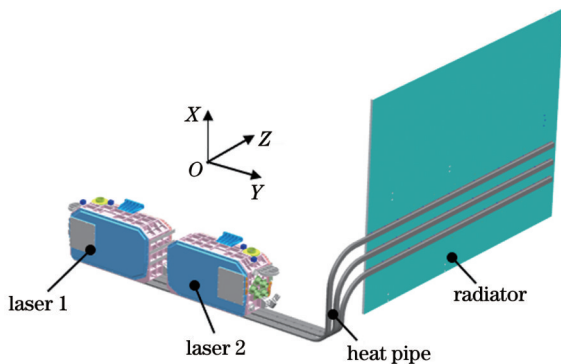


图 5 激光器热控系统模型图
Fig. 5 Model of laser thermal control system

空间载荷对结构重量有着严苛的要求,散热面采用轻质铝蜂窝板作为主体结构,散热面设计面积为 1.4 m²。由于蜂窝结构等效导热系数低于 2 W/(m·K),本项目采用预埋热管以及外贴热管提升散热板的温度均匀性,提升散热效率。如图 6 所示,在蜂窝板内部预埋 4 根 12 mm×25 mm 的矩形双孔铝氨热管,在蜂窝板一侧布置 4 根 12.6 mm×28 mm “工”字形双

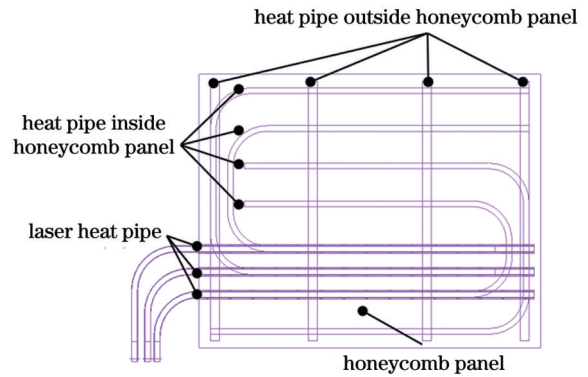


图 6 辐冷板结构示意图
Fig. 6 Structural diagram of radiator

孔铝氨热管,在热管和蜂窝板之间涂导热硅脂,提升散热板的温度均匀性。在蜂窝板另一侧外贴 3 根 12.6 mm×28 mm “工”字形双孔铝氨热管,热管另一端连接激光功率放大器底面,将激光器热量传递至辐冷板。在热管与蜂窝板及热管与激光功率放大器之间涂导热硅脂以减少装配热阻。

激光器及其热控系统在空间环境中工作时,除受自身的热量影响外,还受到太阳的辐射加热、地球的红外反照、宇宙背景空间的热交换等外界因素的影响。激光器主体部分安装在激光雷达内部,激光器热控系统主要是通过辐冷板进行对外热交换的,利用已知的空间热环境以及热控系统方案对激光器进行热仿真计算。激光器在轨运行时遵循的能量平衡方程^[17-18]可以表示为

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 = Q_6 + Q_7, \quad (1)$$

式中:Q₁为太阳辐射对散热板的加热热量;Q₂为地球反照对散热板的加热热量;Q₃为地球红外辐射对散热板的加热热量;Q₄为空间背景对散热板的加热热量;Q₅为激光器内部源及温控加热器产生的热量;Q₆为散热板向宇宙辐射的热量;Q₇为激光器及热控系统内能的变化量。

按照式(1)建立激光器热控系统的有限元仿真模型及仿真边界条件,激光器热仿真有限元模型如图 7 所示,该模型使用了 3791 个单元以及 8633 个节点。

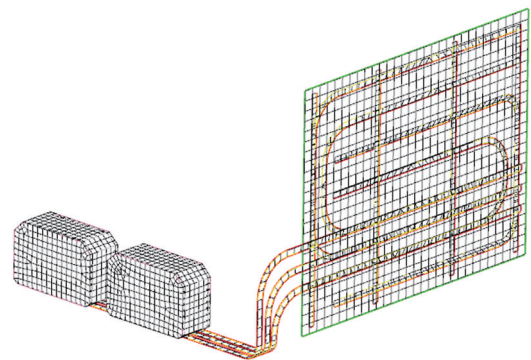


图 7 热控系统有限元模型
Fig. 7 Finite element model of thermal control system

为确保激光器在轨全生命周期内都能满足温控指标要求,对激光器热控系统的高温工况以及低温工况进行了热仿真计算,利用轨道参数计算了激光器辐冷板的外热流。一年平均外热流计算结果如图 8 所示。

对 6 月、7 月、11 月和 12 月的外热流进行加密计算后,选择外热流最大的 6 月 23 日工况为高温工况、外热流最小的 11 月 25 日工况为低温工况。高低温工况设置参数如表 3 所示,将高温工况下激光器的热功率设置为寿命末期功耗,将低温工况下激光器的热功率设置为寿命初期功耗。其中,热控涂层的太阳吸收比和发射率可能因工艺、测试、退化等因素而偏离设计值,进而激光器温度超出限定值,热控系统失效。针对空间环境热设计中的最坏情况进行设计,即在热仿真分析中,对高温工况选用太阳吸收比的上限值,发射率的下限值,而对低温工况选用太阳吸收比的下限值,发射率的上限值。在本文使用的白漆寿命初期,太阳吸收

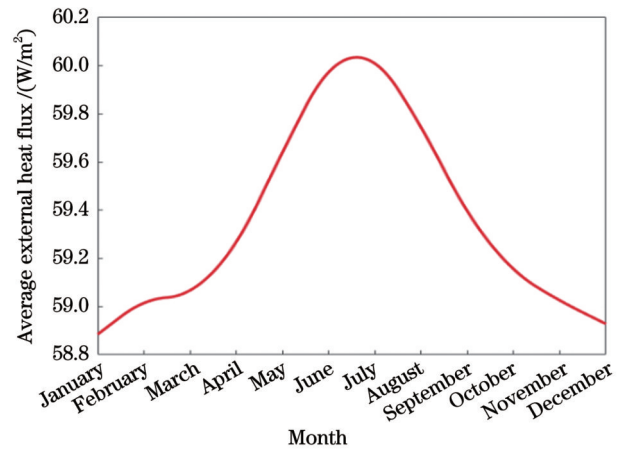


图 8 一年平均外热流情况

Fig. 8 Average external heat flux in one year

比为 0.17,末期太阳吸收比为 0.45,而发射率在末期和初期都设置为 0.87。

表 3 激光器高低温工况仿真参数

Table 3 Simulation parameters of laser under high and low temperature conditions

Working condition	Date	Solar constant / (W/m ²)	Albedo of Earth	Coating status	Laser power consumption /W
High temperature condition	June 23rd	1414	0.35	End of life	296
Low temperature condition	November 25th	1322	0.3	Beginning of life	269

3.2 仿真计算结果分析

利用 I-deas/TMG 软件仿真计算高温工况以及低温工况下的热变化。图 9 所示为热仿真计算得到的高

低温工况下的激光器热控系统温度云图,表 4 为仿真计算结果的统计。

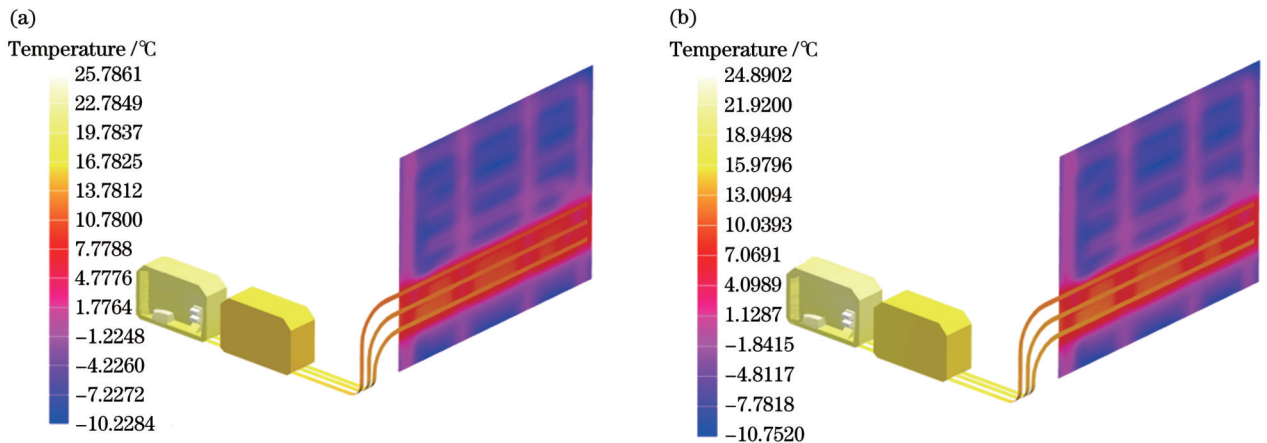


图 9 系统温度云图。(a)高温工况;(b)低温工况

Fig. 9 Temperature cloud diagrams of system. (a) High temperature condition; (b) low temperature condition

表 4 仿真计算结果

Table 4 Simulation results

Working condition	Laser shell temperature /°C	Shell temperature fluctuation /°C	Amplifier temperature /°C	Amplifier temperature fluctuation /°C
High temperature condition	18.4-22.3	0.2	20.8-25.8	0.18
Low temperature condition	18.1-21.7	0.12	22.3-24.8	0.1

从表 4 可以看出,高温和低温工况下激光器壳体温度范围为 18.1~22.3 °C,放大器温度范围为 20.8~25.8 °C,

满足激光器内部器件温度波动范围优于±1 °C、放大器温度小于 28 °C 以及壳体温度在(20±5)°C 内的设计

指标要求。

4 热真空试验分析

空间热真空试验是空间激光载荷热设计过程中不可缺少的重要环节。利用热真空试验结果可以获得激光器在未来入轨后空间环境下的模拟温度情况^[19],通过热真空试验可以对空间载荷的热设计进行充分的考核。试验配置如图 10 所示。真空罐用于模拟空间真空

环境以及空间辐射冷背景,使用红外灯阵模拟激光雷达不同方向的外热流环境,考虑冷空间遮挡等因素,通过在散热板背面贴外热流加热器进行外热流瞬态模拟。试验过程中激光器采用构型、材料、热功率一致的结构热控件。在空间环境试验罐外部设置温度测量系统,用于测量激光器以及内部设备的温度,温控系统用于对激光器主动温控加热器、灯阵以及外热模拟加热器进行温度控制,电源系统用于内部加热装置的供电。

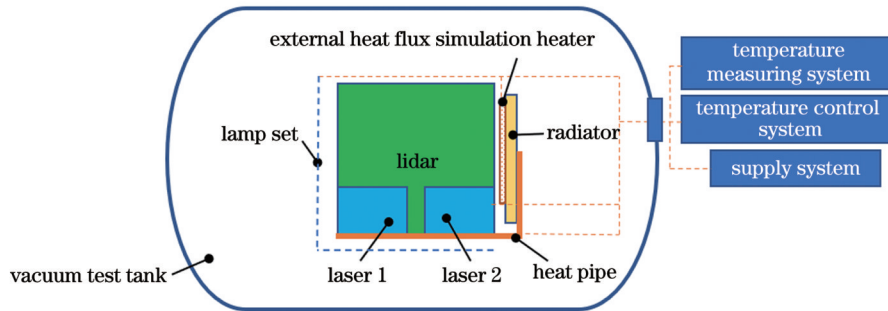


图 10 热真空试验示意图

Fig. 10 Schematic of thermal vacuum test

在热真空高温工况与低温工况试验中,热平衡状态下激光器内部关键位置的温度曲线如图 11 所示。

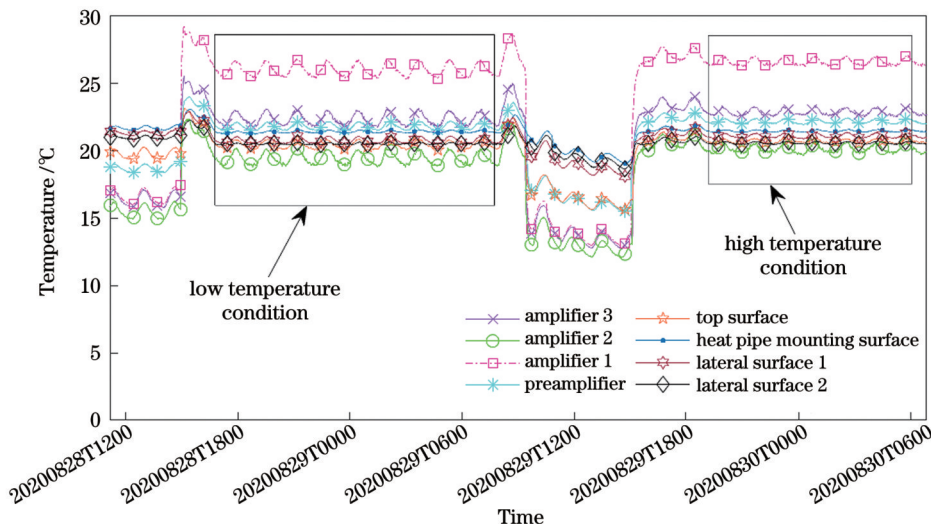


图 11 热真空试验温度曲线

Fig. 11 Temperature curves in thermal vacuum test

可以看出,激光器内部放大器温度控制在 18.9~26.8 °C,激光器壳体温度控制在 19.2~21.5 °C,温度波动范围为 ±0.67 °C。真空热平衡试验结果表明:热控系统能够满足激光器在空间环境下的使用要求。

5 激光器在轨测试及数据分析

在星载激光雷达发射入轨后开展了在轨测试工作,激光器热控系统和激光器工作正常,针对激光器实际工作情况进行了热控系统参数优化。通过分析激光能量波动与温度测量值之间的相关性,发现了与外热流波动周期一致的能量波动。激光器温控测点初期在轨测试结果如图 12(a)所示,此时激光器遥测能量波

动为 4.9%。

在激光器热控系统中,变量主要为空间外热流波动,外热流变化引起的温度波动可以通过激光器热管以及壳体的主动加热回路进行补偿。在轨热控参数优化过程中,通过降低热管加热器温度阈值、开启激光器壳体温控备份加热器及提升激光器热管安装面加热器的温控阈值,有效降低了热管加热器的占空比,提升了热管加热控温回路的温控能力。在轨调整完成后激光器壳体温度曲线如图 12(b)所示,激光器在轨温度波动范围为 ±0.033 °C,激光器能量遥测波动量为 1.2%,输出能量稳定性得到进一步提高。

激光器在轨温控统计数据如表 5 所示,激光器壳

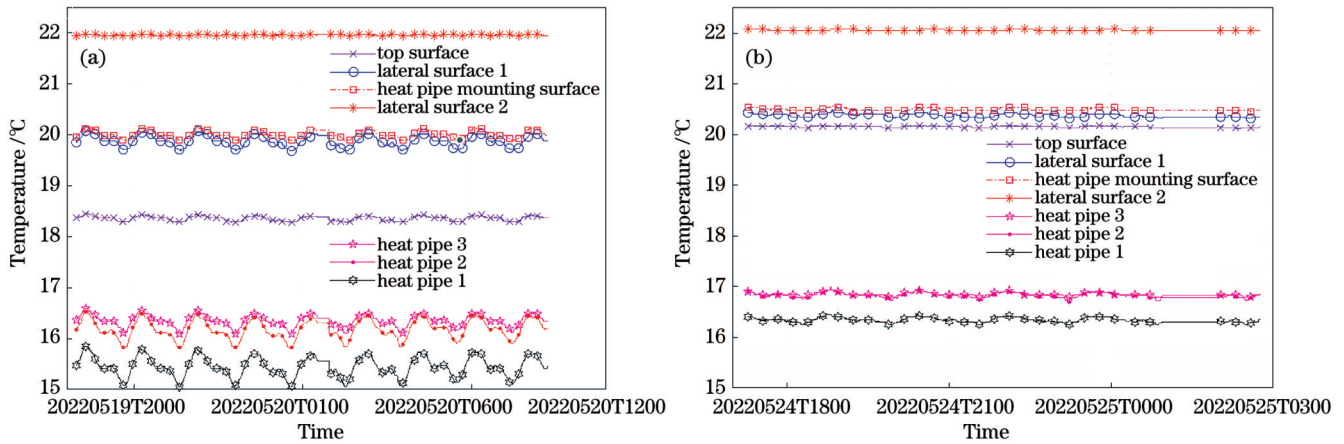


图 12 激光器在轨温度遥测。(a)调试前;(b)调试后

Fig. 12 On-orbit temperature telemetry of laser. (a) Before commissioning; (b) after commissioning

表 5 在轨热控性能

Table 5 On-orbit thermal control performances

Parameter	Laser shell temperature / °C	Shell temperature fluctuation / °C	Amplifier temperature / °C	Amplifier temperature fluctuation / °C
Value	20.1~22.1	0.033	23.1~25.9	0.01

体温度范围为 20.1~22.1 °C,放大器温度范围为 23.1~25.9 °C,激光器壳体温度波动范围为 ±0.033 °C,激光放大器温度波动范围为 ±0.01 °C,实现了高精度的激光器温控,保证了高稳定的能量输出。

6 结 论

为了满足星载激光雷达在轨高精度探测需求,采用机热一体化设计思路,结合激光器内部光学器件及热源分布,对激光器构型进行了优化设计。激光器主体采用结构刚度稳定性高的“工”字形结构,将大部分的无源光学器件安装在“工”字形结构的中间基板上,热源则集中安装在底面上,通过空间隔离减少热源对其他光学器件的影响,同时减小热源与热管的距离,缩短散热路径,提升散热效率。在温控系统设计上,利用热管将主备激光器串联,同时实现两台激光器的散热及存储;采用预埋热管加外贴热管的形式,优化了大尺寸辐冷板的均温性,提升了激光器的散热效率;最后通过多路加热回路的多级独立调控,实现激光器的高精度温控。通过设计仿真计算可知,放大器温度范围为 20.3~25.8 °C,激光器壳体温度范围为 18.1~22.3 °C、温度稳定性优于 ±0.2 °C。通过空间环境热试验验证了热控方案的可行性,试验过程中放大器温度实测为 18.9~26.8 °C,激光器壳体温度实测为 19.2~21.5 °C,温度稳定性优于 ±0.67 °C,与仿真分析结果偏差较小,表明激光器结构热设计仿真方案合理准确。激光雷达发射入轨后激光器热控系统工作正常,在轨调整激光器温控参数,激光器温度波动优于 ±0.033 °C,激光器能量遥测稳定性优于 1.2%,满足激光器在轨长

期稳定工作需求。所提出的激光器热控技术方案合理可行,具有较高可靠性以及设计裕度,可以应用于其他大功率空间激光载荷的热设计,具有重要的指导以及参考价值。

参 考 文 献

- [1] Ren W J, Sun J F, Hou P P, et al. Direct phase control method for binary phase-shift keying space coherent laser communication [J]. Chinese Optics Letters, 2022, 20(6): 060601.
- [2] Meng L Q, Zhao P Y, Meng F C, et al. Design and fabrication of a compact, high-performance interference-filter-based external-cavity diode laser for use in the China Space Station[J]. Chinese Optics Letters, 2022, 20(2): 021407.
- [3] 马剑, 朱小磊, 陆婷婷, 等. 海洋应用高峰值功率蓝光脉冲激光器技术研究[J]. 光学学报, 2022, 42(17): 1714002. Ma J, Zhu X L, Lu T T, et al. Research on high peak power blue pulse laser technology for marine application[J]. Acta Optica Sinica, 2022, 42(17): 1714002.
- [4] Ramos-Izquierdo L, Scott V S, Connelly J, et al. Optical system design and integration of the Lunar Orbiter Laser Altimeter[J]. Applied Optics, 2009, 48(16): 3035-3049.
- [5] Lu S W, Zhou Y, Zhu F N, et al. Digital-analog hybrid optical phase-lock loop for optical quadrature phase-shift keying[J]. Chinese Optics Letters, 2020, 18(9): 090602.
- [6] Ma X H, Bi J Z, Hou X, et al. Conductively cooled all-solid-state zigzag slab laser[J]. Chinese Optics Letters, 2008, 6(5): 366-368.
- [7] Li Y L, Ding J, Bai Z X, et al. Diamond Raman laser: a promising high-beam-quality and low-thermal-effect laser[J]. High Power Laser Science and Engineering, 2021, 9: e35.
- [8] 王浩然, 王建磊, 李培丽, 等. 基于微通道热沉的片状激光放大器散热模拟及优化[J]. 中国激光, 2023, 50(7): 0701002. Wang H R, Wang J L, Li P L, et al. Simulation and optimization of heat dissipation in slab laser amplifier based on microchannel heat sink[J]. Chinese Journal of Lasers, 2023, 50(7): 0701002.
- [9] Cheng Y, Tan C Y, Liu X, et al. Conduction cooled narrow linewidth sub-nanosecond multi-beam laser[J]. Optoelectronics

- Letters, 2021, 17(9): 518-522.
- [10] 蔡宇航, 张俊旋, 陈晓, 等. 侧面抽运(Tm, Ho): YLF 晶体传导冷却百纳秒脉冲激光器[J]. 中国激光, 2021, 48(13): 1301005.
Cai Y H, Zhang J X, Chen X, et al. Side-pumped, conductively cooled (Tm, Ho): YLF pulsed laser with more than one-hundred-nanosecond pulse width[J]. Chinese Journal of Lasers, 2021, 48(13): 1301005.
- [11] 郭亮, 吴清文, 颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计及其分析与验证[J]. 光学精密工程, 2011, 19(6): 1272-1280.
Guo L, Wu Q W, Yan C X. Thermal design of space spectral imaging apparatus and its analysis and verification[J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(6): 1272-1280.
- [12] 柏添, 孔林, 黄健, 等. 低倾角轨道微小遥感卫星的热设计及验证[J]. 光学精密工程, 2020, 28(11): 2497-2506.
Bai T, Kong L, Huang J, et al. Thermal design and verification of micro remote-sensing satellite in low inclination orbit[J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(11): 2497-2506.
- [13] Grob E, Baker C, McCarthy T. Geoscience laser altimeter system (GLAS) loop heat pipes-an eventful first year on-orbit[EB/OL]. [2022-11-09]. <https://saemobilus.sae.org/content/2004-01-2558/>.
- [14] Gasbarre J F, Ousley W, Valentini M, et al. The calipso thermal control subsystem[EB/OL]. [2023-02-04]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20070021525>.
- [15] Moranaïs D, Fabre F, Schillinger M, et al. ALADIN: the first European lidar in space[J]. Proceedings of SPIE, 2004, 10568: 1056802.
- [16] 黄金印, 潘福明, 傅伟纯, 等. 高分七号卫星激光测高仪热设计及验证[J]. 航天器工程, 2020, 29(3): 138-143.
Huang J Y, Pan F M, Fu W C, et al. Thermal design and verification of laser altimeter for GF-7 satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(3): 138-143.
- [17] 于善猛, 刘巨, 杨近松, 等. 离轴式空间光学遥感器的热设计与仿真[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(8): 1521-1525.
Yu S M, Liu J, Yang J S, et al. Thermal design and simulation for off-axis space optical remote-sensor[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(8): 1521-1525.
- [18] 李毅, 吴清文, 陈立恒, 等. 二氧化碳探测仪的热控系统[J]. 光学精密工程, 2015, 23(4): 1053-1061.
Li Y, Wu Q W, Chen L H, et al. Thermal control system of carbon dioxide detection instrument[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(4): 1053-1061.
- [19] 范含林, 文耀普. 航天器热平衡试验技术评述[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(2): 63-68, 61.
Fan H L, Wen Y P. Review on the thermal balance test for spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(2): 63-68, 61.

Research on Thermal Control Technology of Spaceborne LiDAR Laser

Wan Yuan^{1,3}, Cheng Han², Du Jiamin², Meng Jie¹, Xie Kedi^{1,3}, Wang Mingjian¹, Ma Xiuhua¹,
Liu Jiqiao^{1,3}, Hou Xia^{1,3*}, Chen Weibiao^{1,3}

¹Space Laser Engineering Department, Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China;

²Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

³Center of Materials Science and Optoelectronics Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract

Objective The first international aerosol carbon detection LiDAR (ACDL), which was developed by Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, was successfully launched and has been continuously operated in orbit since April 2022. This Lidar uses a high-energy single beam pulsed laser with frequency stabilization at three wavelengths (532 nm/1064 nm/1572 nm). High-power space lasers typically produce a large amount of heat during operation; however, heat concentration in the laser causes the temperature of the laser diode (LD), which is a key device in the laser, to rise, resulting in a drift in the LD output wavelength that causes the overall efficiency of the laser to decrease or fail. Simultaneously, large amounts of heat also increases the temperature of the internal optical structure, resulting in a large temperature gradient, which causes the main laser structure to deform and stress accumulation inside the core optical components, thereby resulting in extremely serious effects on the laser output power, beam pointing, divergence angle, and polarization characteristics. An efficient and stable thermal control technology is one of the core technologies in the development of space laser loads. To meet the requirements of on-orbit applications, it is necessary to design, simulate, and test the thermal control system of the space high-energy pulsed solid-state laser used in the system.

Methods Generally, the LiDAR is operated on a sun-synchronous orbit with an orbital altitude of 705 km and an orbital inclination of 98.1°. The laser is preferably installed inside the main body of the LiDAR and insulated from its main structure, and the connection is done in series through a heat pipe to transfer heat to a radiant cooling plate (Fig. 4). The thermal control states of the main and standby lasers are consistent when operated separately. Simultaneously, a single laser can transfer the heat to the second laser through a heat pipe to ensure an effective storage temperature. The temperature fluctuation and temperature gradient of the laser are controlled using the temperature-control form of multichannel active compensation heating, and the heating temperature control circuit is arranged on the top surface, lateral face, and external heat pipe of the laser shell to independently control the local temperature. The radiant cooling plate is installed on the nonilluminated surface, which is less influenced by the external heat flow when dissipating the high-power heat generated by the laser.

Results and Discussions The space vacuum environment and space radiation cold background are simulated using a space environment simulator, and an infrared light array is used to simulate the external heat flow environment of the LiDAR in different

directions (Fig. 8). High-temperature and low-temperature tests are conducted under thermal vacuum equilibrium conditions, where the temperature of the laser internal amplifier is maintained between 18.9 °C and 26.8 °C, the temperature of the laser shell is maintained between 19.2 °C and 21.5 °C, and the maximum temperature fluctuation is ± 0.67 °C (Fig. 11). After the LiDAR is launched into orbit, an on-orbit test is conducted and the laser and laser thermal control system operate normally. By analyzing the correlation between the laser energy fluctuation and temperature measurement value, the laser energy fluctuation cycle is found to be consistent with the external heat flow fluctuation cycle. Additionally, the laser telemetry energy fluctuation is 4.9%, and the temperature control parameters of the laser external heater are adjusted using the on-orbit injection number to improve the temperature control accuracy of the laser during the on-orbit test. For the on-orbit thermal control parameter optimization process, the duty cycle of the heat pipe heater is reduced by reducing the temperature threshold of the heat pipe heater and opening the laser shell temperature compensation backup heater to increase the temperature control threshold of the heat pipe mounting surface heater. After on-orbit adjustment, the temperature fluctuation of the laser in orbit is ± 0.033 °C (Fig. 12), and the fluctuation of laser energy telemetry is 1.2%.

Conclusions Using simulation calculations and space environment thermal experiments, the design verification index is completed to ensure the usage requirements are met. After the LiDAR is launched into orbit, the laser thermal control system operates normally and meets the long-term stable working requirements of lasers in orbit. Therefore, the laser thermal control technology used in this study is reasonable, feasible, and has high reliability and design margin, making it an important reference for the thermal design of high-power space laser loads.

Key words lasers; spaceborne LiDAR; space laser; thermal design; conducted radiation cooling