

# 地球静止轨道空间星载激光通信光学天线热控技术

刘百麟<sup>1</sup>, 周佐新<sup>1</sup>, 李 健<sup>1</sup>, 谭立英<sup>2</sup>

<sup>1</sup>中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094;

<sup>2</sup>哈尔滨工业大学可调谐激光技术国家重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001

**摘要** 光学天线作为空间激光通信系统中的核心组件,应具有良好的温度场稳定性和均匀性。较大的天线口径和地球静止轨道空间外热流的复杂聚变,增大了天线温度场热控技术的难度。根据光学天线的构型特点和外热流的变化规律,基于光机热一体化协同设计,将空间高效热防护技术与光学镜面辅助热控技术相结合,实现了对大口径光通信天线温度场的稳定性与均匀性的长期精确控制,并通过热实验进行验证。实验结果表明,强日照期对天线采取避光策略时,满足光通信天线温度场指标要求的时长大于 14.3 h/d,温度稳定控制在 21.4~26.2 °C 范围内,主镜自身热差不大于 1.3 °C,主镜与次镜之间的热差不大于 3.8 °C,这些结果均高于稳定性与均匀性的指标要求。

**关键词** 光通信; 地球静止轨道; 星载; 光学天线; 热控技术

中图分类号 TK121

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201744.0306003

## Thermal Control Technology for Optical Antenna in Geostationary Orbit Space Satellite-Borne Laser Communication

Liu Bailin<sup>1</sup>, Zhou Zuoxin<sup>1</sup>, Li Jian<sup>1</sup>, Tan Liying<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

<sup>2</sup>National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Harbin Institute of Technology,  
Harbin, Heilongjiang 150001, China

**Abstract** As the key component of space laser communication systems, optical antenna is required to have good stability and uniformity for temperature field. The thermal control technology for temperature field of antenna is facing more challenge owing to the large antenna aperture and the complex fusion of external heat flux in geostationary orbit space. According to the characteristics of antenna configuration and the discipline of external heat flux variation, the long-term fine stability control for the stability and the uniformity of antenna temperature field is achieved in large diameter optical communication when we combine the space efficient heat protection technology with the optical mirror aided thermal control technology, which is based on the design for optical, mechanical and thermal design. The proposed method is verified by thermal test. Experiment results show that in the case that the lucifugal strategy is taken for antenna to avoid direct sun, the duration is up to 14.3 h/d, which satisfies the request for antenna temperature. The temperature is controlled stably in the range of 21.4-26.2 °C. The thermal difference of the primary mirror itself is not larger than 1.3 °C, and the thermal difference between the primary mirror and the secondary mirror is not larger than 3.8 °C. These results are larger than the required indexes of stability and uniformity.

**Key words** optical communications; geostationary orbit; satellite-borne; optical antenna; thermal control technology

**OCIS codes** 060.2605; 060.4510

## 1 引 言

激光通信是卫星通信领域的新兴技术,与传统微波通信技术相比,激光通信具有通信调制带宽大、容量

收稿日期: 2016-10-27; 收到修改稿日期: 2016-11-22

基金项目: 国家自然科学基金(11404082)

作者简介: 刘百麟(1976—),男,硕士,高级工程师,主要从事航天器热控方面的研究。E-mail: liubailin501@sina.cn

大、安全、轻质及低能耗等优势<sup>[1-2]</sup>。目前,卫星光通信已成为一个热门研究领域,国外对空间激光通信的研究已进入实验应用阶段,并已成功实现了大量的低地球轨道-低地球轨道(LEO-LEO)星间<sup>[3]</sup>、低地球轨道-高地球轨道(LEO-GEO)星间<sup>[4]</sup>、星-地及月-地<sup>[5]</sup>等空间光通信系统的实验验证与应用。2011年,国内成功实现了LEO星-地激光通信搭载实验,但GEO星-地激光通信仍处于探索阶段。卫星光通信工程涉及航天、通信和光学等相关领域,空间环境是卫星光通信研究中需首要考虑的因素。星载光通信天线直接暴露在空间,受空间辐射、污染等空间环境的直接影响。环境因素中,空间热辐射会导致天线温度场失稳,引起光学镜面及支撑结构的热变形,严重影响通信性能,甚至使其中断。因此,空间热辐射是决定光通信有效时长的关键要素之一。大量关于温度场对光通信影响的分析表明,在卫星光通信工程研究中,必须严格控制光学天线温度场的稳定性与均匀性指标,空间热效应必须得到合理的防护和控制,以保证通信时长和质量<sup>[6-9]</sup>。胡幅杰等<sup>[10]</sup>设计了太阳窗口滤光装置,将其用于空间激光通信中太阳辐射的防护,从而削弱了空间热环境的影响。

孟恒辉等<sup>[11-12]</sup>提出了LEO星-地潜望式激光通信终端的热设计方法,由于将潜望式激光通信终端的光学天线置于舱内、瞬时通信等,显著降低了热设计难度。该方案还采取了导热板结合热管的关键器件以及高精度控温算法等常规技术手段,较好地实现了对温度场的控制。与LEO星-地光通信不同,GEO星-地光通信采用经纬仪式激光通信终端进行长期连续通信(全天候),由于光学天线直接裸露于空间环境,空间热辐射对天线温度场的影响更直接、剧烈,因此极大地提高了GEO星载激光通信天线温度场的热控技术的难度。

基于上述研究背景与需求,针对GEO星载激光通信光学天线热控技术进行系统研究与验证,提出了热控设计方法,实现了对GEO空间光通信天线温度场长期、连续和精稳控制的研究目标。

## 2 天线系统的组成及温控要求

星载激光通信终端由光学天线、光学平台和二维转台伺服机构三部分组成,光学天线的结构示意图如图1所示。光学天线用于光信号的接收和发射,口径较大,采用卡塞格伦光学系统<sup>[13]</sup>设计,主要由光学主镜、光学次镜、光学镜筒(遮光罩+天线温控筒)和天线支撑结构(主镜安装座以及次镜支架及安装座)组成。

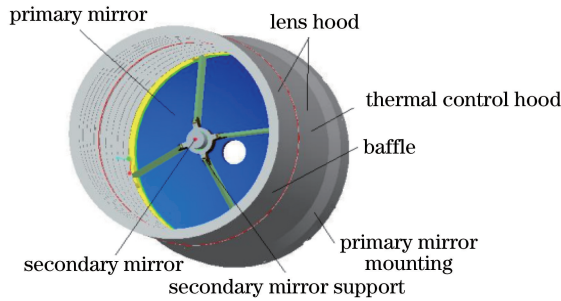


图1 GEO星载激光通信终端光学天线的结构示意图

Fig. 1 Structural diagram of optical antenna in GEO satellite-borne laser communication terminal

光学主镜和次镜由玻璃加工而成,通过支撑结构将主镜和次镜组装成光学天线系统。光信号收发对光学天线系统热变形极为敏感,因此对光学天线温度场的稳定性与均匀性有较高的要求,具体温控指标如表1所示。

表1 光通信天线温度控制指标

Table 1 Temperature control indexes of optical communication antenna

Working mode	Primary mirror	Secondary mirror
Communication mode	Temperature uniformity: $\leq 2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ , $22.5 \pm 2.5\text{ }^{\circ}\text{C}$	Temperature difference from primary mirror: $\leq 6.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ , $22.5 \pm 4.0\text{ }^{\circ}\text{C}$
Resting mode	$13\text{-}35\text{ }^{\circ}\text{C}$	$13\text{-}50\text{ }^{\circ}\text{C}$

## 3 热控技术研究

### 3.1 任务分析

GEO 星-地激光通信终端安装在卫星对地面,与地面进行通信时,天线光轴与卫星对地面法向几乎平行地指向地心。GEO 空间热源主要是太阳辐射,由 GEO 太阳辐射外热流的变化规律可知,卫星对地面(天线安装面)接收到的外热流变化最为剧烈,外热流随季节变化的规律如图 2 所示。

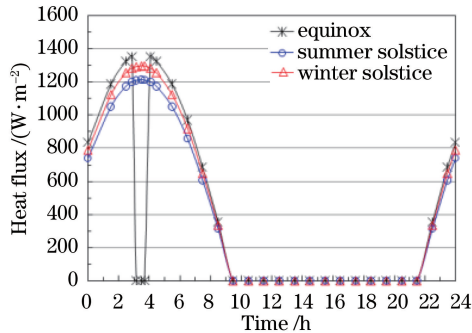


图 2 GEO 卫星对地面接收的太阳辐射外热流曲线

Fig. 2 Curves of solar radiation heat flux received by GEO satellite-to-ground surface

由图 2 可知,GEO 星-地激光通信终端在轨运行时,每个轨道周期(24 h)有 12 h 处于向阳区,接受不同强度的太阳辐射,其余 12 h 处于背阳区,完全不受太阳辐射。如图 1 所示,光学镜筒为开敞式结构,因此内置其中的光学主镜和次镜朝向冷黑空间。在向阳区,太阳辐射外热流直接入射到光学镜筒内部,热辐射引起天线系统高温振荡;在背阳区,天线系统处于极端低温。综合考虑光学天线设计原理和空间太阳辐射防护,设计系统时应从应用策略与温控技术措施两方面来保障在轨光通信光学天线的温度场恒定,具体措施有两个:1) 在向阳区强日照时段选择避光指向机动,以此规避杂光干扰通信,同时可削弱入射到镜筒内的太阳光,以光学镜面不被日照为约束前提,当天线光轴背光转动  $40^\circ$ (由转动伺服机构驱动)时避光时长为 7 h,避光期间天线休眠;2) 采取合理的温控措施以控制向阳区太阳辐射的影响,并保持背阳区的温度。

### 3.2 技术途径

基于光机热一体化协同设计基础,利用光学镜筒热控给光学天线提供一次温度场边界控制,结合光学镜面辅助热控进行二次温度场的精确控制,以实现星载激光通信光学天线的热控。所采取的技术包括光机热一体化设计、空间高效热防护技术和光学镜面辅助热控技术。通过上述技术途径,可实现大口径光学天线温度场稳定性与均匀性的精稳控制。

#### 3.2.1 光机热一体化设计

光学天线是典型的光机热一体化多学科设计组件,光机热设计指标之间存在强耦合的关联性制约,设计系统时需同时考虑各学科需求,通过选定物性匹配的材料来优化系统自持热适应性能。支撑结构用来安装固定光学主镜和次镜,因此需从增强组件结构热稳定性方面进行选材和设计。主镜、次镜的安装座基材应选择低线胀系数、较高热导率的钛合金或殷钢;次镜支架杆件选择通过铺层角度优化并达到零线胀系数的碳纤维复合材料制成,以钝化支架结构热变形,实现支架结构的消热化设计。光学镜筒用于遮挡和吸收如太阳辐射等的杂散光,设计时借助镜筒为光学天线提供稳定的控温边界,考虑到镜筒温度场分布的均匀性需求,应选择高热导率、低比重的镁铝合金作为基材。为强化天线系统内部的热辐射,光学镜筒和支撑结构表面均喷涂消光黑漆,可在增强吸收杂散光的同时提高表面红外发射率,促进天线系统温度场等温化。

#### 3.2.2 空间高效热防护设计

光学镜筒除了遮挡和吸收杂散光外,通过合理的结构、热控设计还能高效防护太阳辐射对天线系统的热影响,为光学天线温度场的控制提供良好的基础。具体设计思路为:以在轨飞行期间光学镜筒内入射太阳光照的最大长度为分割点,将镜筒结构切割为太阳光照段与非太阳光照段,光照段称为遮光罩(图 1 中卫星 +Z 轴向),非光照段称为天线温控筒(图 1 中卫星 -Z 轴向),遮光罩长度设计示意图如图 3 所示。遮光罩的长度应满足

$$L = \frac{D}{\tan \theta_{\min}}, \quad (1)$$

式中  $D$  为光学镜筒直径,  $\theta_{\min}$  为在轨飞行期间太阳入射光与光学镜筒中心轴的最小夹角 ( $0^\circ < \theta_{\min} < 90^\circ$ )。

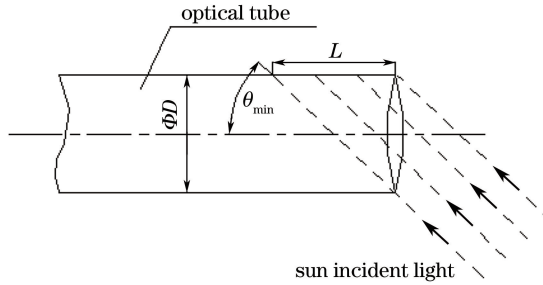


图 3 遮光罩长度设计示意图

Fig. 3 Diagram of length design of lens hood

设计遮光罩的目的是集中吸收太阳辐射并将其排散至冷黑空间,所采取的热控措施是内表面喷涂高红外发射率(大于 0.85)、高太阳吸收比(大于 0.95)的消光黑漆,以最大限度地吸收太阳辐射;外表面粘贴如 F46 膜、光学二次表面镜(OSR)或 CCAg 等散热涂层,这些散热涂层可将吸收的太阳辐射排散至冷黑空间,从而削弱太阳辐射的热影响。天线温控筒用于为光学天线组件提供稳定的温度控制边界,所采取的热控措施是在内表面喷涂高红外发射率(大于 0.85)的消光黑漆,以强化与天线组件之间的辐射热交换;外表面沿筒周向分区设计主动加热控温,并包覆多层隔热组件,隔绝了空间热环境影响,从而将筒温控制在  $22.5 \pm 1^\circ\text{C}$  范围内。热设计中,遮光罩与天线温控筒的用途截然不同,二者安装连接处需垫隔热垫圈,以隔离相互之间的热影响。

### 3.2.3 光学镜面热控技术

大口径光学主镜和次镜均为低热导率的玻璃镜面,对镜面均热的要求很高,因此对镜面不宜直接采取主动热控措施,而需借助辅助结构间接被动控温,所采取的技术途径如下:

1) 主镜镜面借助安装座热辐射控制温度场,为达到对镜面均热的精密控制,安装座分区设计多路主动加热以精密控温,将安装座面上的温度控制在  $23 \pm 0.6^\circ\text{C}$  范围内,并在安装座与主镜反面相向的两表面喷涂高红外发射率(大于 0.85)的黑漆,以增强热辐射。主镜正面表面(朝向冷黑空间)采取抛光金属镀膜(太阳吸收比、发射率均小于 0.01),以降低空间环境对主镜的热影响。

2) 由于光学次镜镜面口径较小,因此为其设计一个壁厚为 1.5 mm、外径  $\Phi = 25\text{ mm}$  的铝合金圆柱套筒作为辅助控温装置,简称热防护筒。热防护筒安装在次镜安装座边框上,将次镜封闭在筒内,在安装面上填充导热填料以减小与安装座及次镜之间的接触传热热阻,从而提高对次镜控温的灵敏性。防护筒内表面喷涂黑漆,强化对次镜镜面的热辐射;外表面通过主动加热控温来维持稳定的温度边界,并包覆多层隔热组件以隔离空间环境的热影响。

## 4 实验验证

### 4.1 热实验方案简介

热平衡实验系统如图 4 所示。实验中,光学天线系统按热设计方案采取热控措施后,将其隔热安装于采用定温边界控制的模拟卫星对地板上,并将其置于空间环境模拟器(热沉温度低于 100 K,真空度小于  $1 \times 10^{-3}\text{ Pa}$ )内进行热平衡实验。实验中外热流用加热片式外热流模拟器进行模拟,按 GEO 轨道周期(24 h)循环瞬时施加外热流,直到温度场呈周期性动态稳定平衡为止,得到的实验误差累计小于  $0.6^\circ\text{C}$ 。

结合 GEO 空间外热流的变化规律和卫星热设计边界的温度控制范围,对寿命初期转移轨道(ELTO)、寿命末期分点(EOLP)和寿命末期夏至(EOLSS)3 个典型高、低温极限工况进行实验验证,详细参数如表 2 所示。



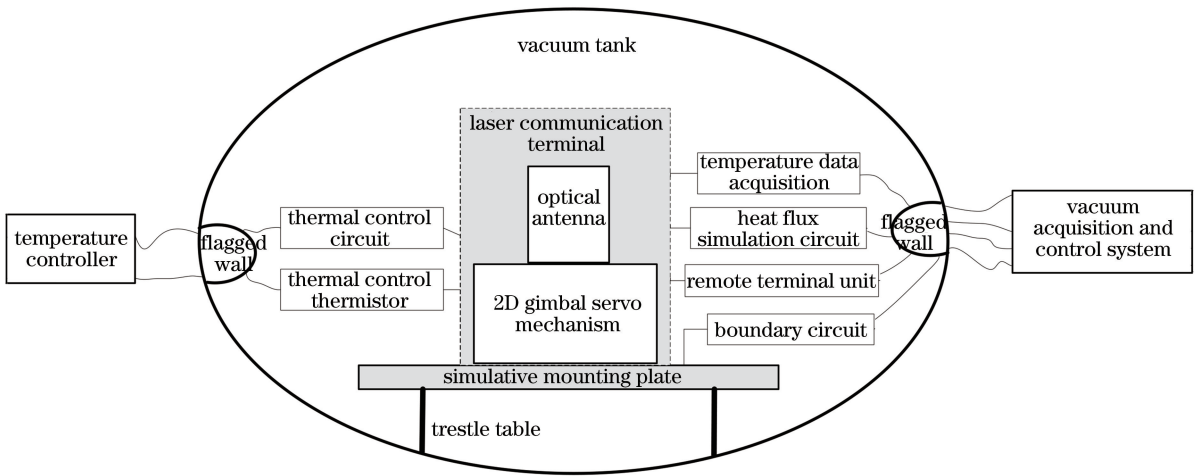


图 4 热平衡实验系统示意图

Fig. 4 Diagram of thermal balance experimental system

表 2 实验工况参数

Table 2 Parameters of experimental condition

Case name	Space heat flux	Boundary condition	Work mode
ELTO	None	-5 °C	Resting mode
EOLP	24 h space heat flux	35 °C	7 h in resting mode, 17 h in communication mode
EOLSS	24 h space heat flux	35 °C	7 h in resting mode, 17 h in communication mode

## 4.2 实验数据分析

### 4.2.1 低温工况

地球同步转移轨道无空间外热流时且光学天线处于休眠模式,属于极端低温工况。极端低温工况时,天线系统各部件温度变化如图 5~8 所示。由图 5 可见,遮光罩采取被动热控散热措施,温度在 -51~ -41 °C 范围内保持平衡,因遮光罩 +Z 轴向正对着冷黑空间,受冷黑空间的影响较大,故其温度最低;天线温控筒在分区多路主动加热控温下,温度稳定在 21.5~23.7 °C 范围内。由图 6 可见,主镜安装在分区多路主动加热控温下,温度维持在 18.7~22.8 °C 范围内;在安装座及天线温控筒热辐射的作用下,主镜温度平衡在 19.1~21.4 °C 范围内。可见,采取安装座及天线温控筒的热辐射被动控制主镜温度的设计方法是合理可行的。由图 7 可见,在主动加热控温下,次镜热防护筒的温度被控制在 26.3~29.2 °C 范围内,防护筒对次镜的传热和热辐射,使次镜温度被精稳地控制在 21.7~22.4 °C 范围内。可见,采取热防护筒辅助控温装置实现次镜温度的精稳控制是可行的。

转移轨道在极端低温工况下的光学天线温度场分布如图 8 所示,主镜温度稳定在 19.1~21.4 °C 范围内,主镜自身的最大热差为 1.2 °C;次镜温度稳定在 21.7~22.4 °C 范围内,主镜与次镜之间的最大热差为

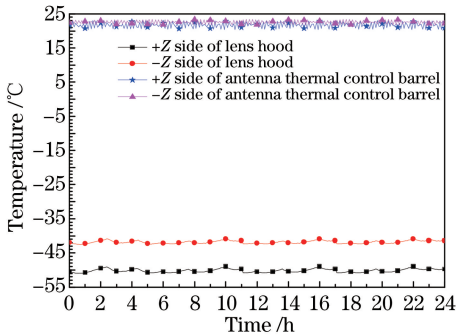


图 5 ELTO 时遮光罩与天线温控筒的温度分布

Fig. 5 Temperature distribution of lens hood and antenna thermal control barrel at ELTO

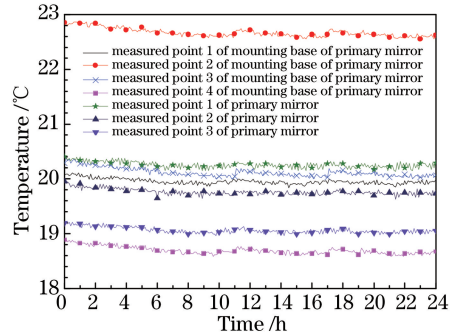


图 6 ELTO 时主镜与主镜安装座的温度分布

Fig. 6 Temperature distribution of primary mirror and mounting base of primary mirror at ELTO

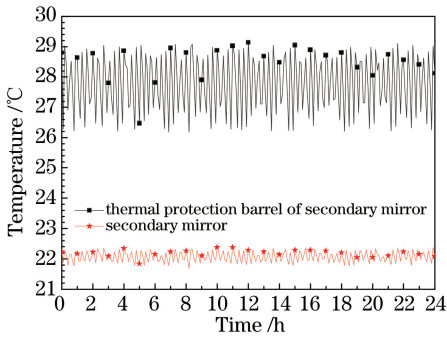


图 7 ELTO 时次镜与次镜热防护筒的温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of secondary mirror and thermal protection barrel of secondary mirror at ELTO

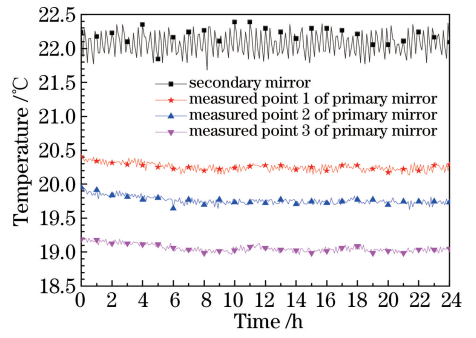


图 8 ELTO 时主镜和次镜的温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of primary mirror and secondary mirror at ELTO

3.2 °C。光学天线温度场可较好地满足休眠存储温度要求(表 1),甚至可达到光通信正常工作时对天线温度场的要求。

#### 4.2.2 高温工况

入射光学镜筒内部的太阳辐射量在 EOLP 和 EOLSS 时分别达到两个最大极限,此时太阳辐射对天线系统热干扰最为强烈,因此这两种严酷的工况制约了光通信的工作时长。当达到两个高温极限时,天线系统各部件温度变化如图 9~14 所示。图中 0~7 h 为强日照期避光机动天线休眠时段,7~24 h 为星-地光通信工作时段。由各部件温度变化趋势可以看出,在 0 h 和 7 h 附近分别出现温度下降和上升的拐点,遮光罩温度拐点趋势最为明显,这是由于天线避光机动指向发生改变,引起了太阳辐射强弱的变化,该现象说明强日照期采取避光机动可有效削弱太阳辐射对天线系统的负向热影响。

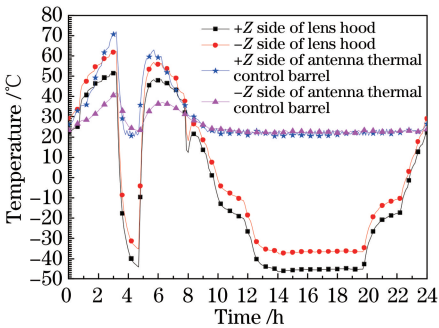


图 9 EOLP 时遮光罩与天线温控筒的温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of lens hood and antenna thermal control barrel at EOLP

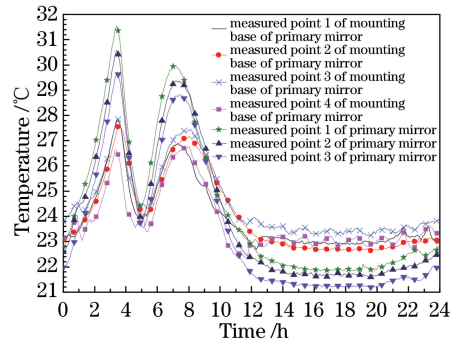


图 10 EOLP 时主镜与主镜安装座的温度分布

Fig. 10 Temperature distribution of primary mirror and mounting base of primary mirror at EOLP

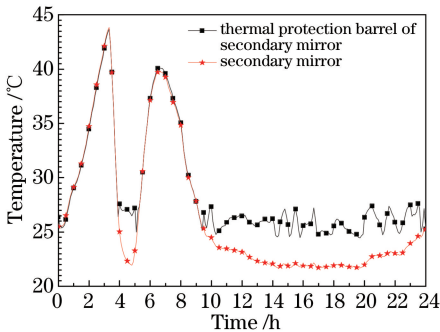


图 11 EOLP 时次镜与次镜热防护筒的温度分布

Fig. 11 Temperature distribution of secondary mirror and thermal protection barrel of secondary mirror at EOLP

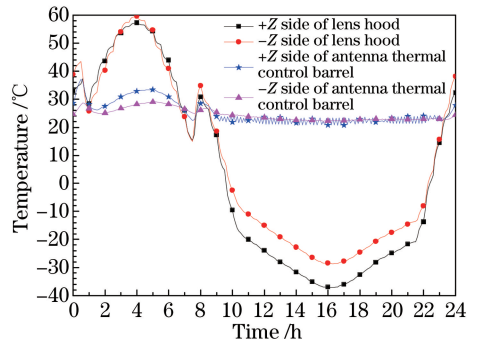


图 12 EOLSS 时遮光罩与天线温控筒的温度分布

Fig. 12 Temperature distribution of lens hood and antenna thermal control barrel at EOLSS

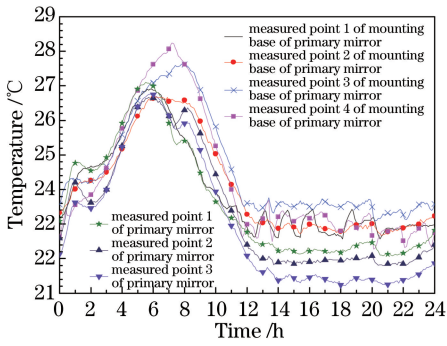


图 13 EOLSS 时主镜与主镜安装座的温度分布

Fig. 13 Temperature distribution of primary mirror and mounting base of primary mirror at EOLSS

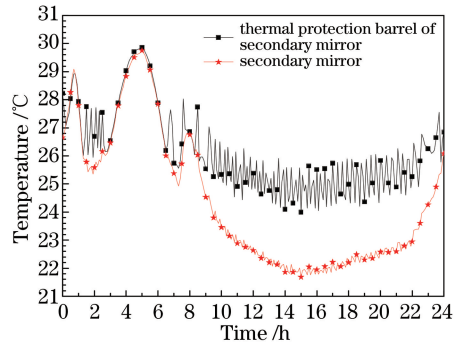


图 14 EOLSS 时次镜与次镜热防护筒的温度分布

Fig. 14 Temperature distribution of secondary mirror and thermal protection barrel of secondary mirror at EOLSS

如图 9、12 所示,遮光罩和天线温控筒的温度变化均与太阳辐射强度的变化规律一致。由图 9 可见, EOLP 时,0~7 h 强日照期遮光罩的温度变化范围为  $-47\sim 62.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,最高温度峰值出现在地影前夕 72 min (2.9~4.1 h);地影期无日照,遮光罩温度由峰值急剧骤降,直至出地影后再次受到太阳辐射,其温度再次达到次高峰值,之后遮光罩温度随太阳辐射的减弱而降低,采取散热措施的遮光罩温度稳定在  $-47\text{ }^{\circ}\text{C}$  左右;天线温控筒温度的变化范围为  $21.2\sim 71.7\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,其变化规律与遮光罩温度的变化规律基本一致,由于天线温控筒采取主动热控温 and 空间隔热设计(包覆多层),其温度峰值明显高于遮光罩的温度峰值,而低温时启动(自 9 h 起)主动加热控温将天线温控筒温度长期稳定控制在  $21.5\sim 23.5\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内。由图 12 可见, EOLSS 时, 0~7 h 强日照期遮光罩的温度变化范围为  $15.4\sim 60.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,因 EOLSS 时全日照(无地影),最高温度峰值出现在日照辐射最强时刻(3.5 h)附近,之后遮光罩的温度随太阳辐射的减弱而降低,采取散热措施的遮光罩温度逐渐下降至最低点  $-36.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;天线温控筒的温度变化范围为  $24.0\sim 37.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,其变化规律与遮光罩温度的变化规律基本一致,因 EOLSS 光照角大( $23.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ),入射光学镜筒内的太阳辐射较 EOLP 时(光照角为  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ )弱。因此, EOLSS 时天线温控筒的温度峰值明显低于 EOLP 时的温度峰值,之后随太阳辐射的减弱而降低,其温度随之下降;自 8 h 起,启动主动加热控温将天线温控筒的温度长期稳定控制在  $21.5\sim 23.5\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内。由此可见,所提出的光学镜筒高效热防护设计具有良好的性能,遮光罩将吸收的太阳辐射有效排散至冷黑空间,起到削弱热干扰的目的;天线温控筒可为光学天线提供长期稳定的温度控制边界,有利于对天线温度进行精确控制。

对比图 9、10 和图 12、13 可知,0~7 h 强日照期,主镜、主镜安装座与天线温控筒三者的温度变化趋势一致,原因在于:主镜安装座与天线温控筒存在机械连接,相互接触传热,日照期天线温控筒温度明显高于主镜安装座温度,因此天线温控筒控制了主镜安装座温度的变化趋势;主镜是通过安装座与天线温控筒热辐射被动控温,故主镜温度变化规律与天线温控筒的温度变化趋同。受天线温控筒的热影响,主镜安装座温度的变化范围为  $22.8\sim 28.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。由于主镜安装座的热惯性较大,降温缓慢,需在约 11 h 时启动主动加热控温并将温度稳定控制在  $22.6\sim 23.8\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内。因主镜正、反两个表面分别面向天线温控筒和安装座,受二者的热辐射叠加作用,主镜温度变化范围为  $21.3\sim 31.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,再次验证了采取主镜安装座及天线温控筒的热辐射被动控制主镜温度的设计方法是合理可行的。

对比图 9、11 和图 12、14 可知,0~7 h 强日照期,次镜、防护筒与天线温控筒三者的温度变化规律基本一致。这是由于强日照期天线温控筒和遮光罩温度处于高温区,受热辐射影响,热容较小的次镜支架及次镜安装座的温度变化规律完全被控制而趋同。热设计时,次镜安装座与次镜、防护筒之间采取的是强热耦合设计,受次镜安装座的热影响,次镜及防护筒的温度变化规律也表现出与天线温控筒温度相同的变化趋势。EOLP 时,次镜及防护筒温度变化范围为  $22\sim 44\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,自 9 h 起启动防护筒主动加热控温,次镜温度被稳定控制在  $22\sim 25.2\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内; EOLSS 时,次镜及防护筒的温度变化范围为  $24.8\sim 29.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,自 8.5 h 起启动防护筒主动加热控温,次镜温度被稳定控制在  $21.8\sim 26.2\text{ }^{\circ}\text{C}$  范围内,再次验证了采取热防护筒辅助控温装置实现次镜温度精稳控制设计的可行性。

EOLP、EOLSS 时,主镜和次镜的温度分布如图 15、16 所示。在 0~7 h 避光机动天线休眠时段,主镜的温度变化范围为 22~31.6 °C,次镜的温度变化范围为 22~44 °C,均满足表 1 给出的休眠存储的温度要求。EOLP 时,在 9.5~24 h 星-地光通信时段,主镜和次镜的温度被稳定控制在 21.5~25.2 °C 范围内,主镜自身的热差不大于 1.3 °C,主镜与次镜之间的热差不大于 3.0 °C,满足表 1 给出的光通信正常工作的天线温度场要求的时长为 14.5 h;EOLSS 时,自 9.7 h 起,主镜和次镜的温度被稳定控制在 21.4~26.2 °C 范围内,主镜自身的热差不大于 1.2 °C,主镜和次镜之间的热差不大于 3.8 °C,满足光通信正常工作的天线温度场要求的时长为 14.3 h。

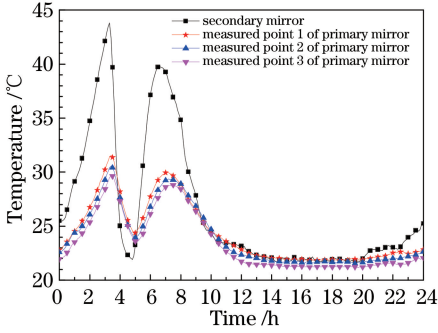


图 15 EOLP 时主镜和次镜的温度分布

Fig. 15 Temperature distribution of primary mirror and secondary mirror at EOLP

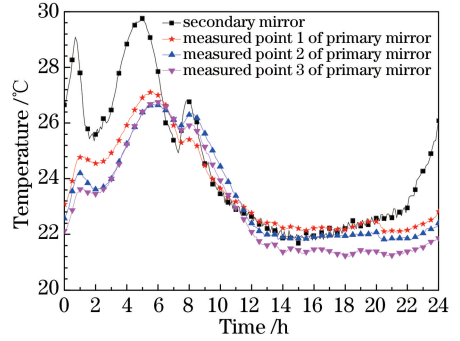


图 16 EOLSS 时主镜和次镜的温度分布

Fig. 16 Temperature distribution of primary mirror and secondary mirror at EOLSS

## 5 结 论

在空间星载光通信领域,光学天线温度场精稳热控技术的不完善是制约光通信时长的瓶颈之一,通过研究 GEO 星载激光通信光学天线热控技术,并基于光机热一体化协同设计基础,采取空间热防护与光学镜面辅助温控结合的热控方法,实现了对 GEO 星载大口径光学天线温度场稳定性与均匀性的长期精稳控制,满足了光通信天线温度场要求的时长大于 14.3 h/d。结合 GEO 在轨高低温极限工况进行热实验,验证了热设计方法的正确性和有效性。实验结果表明,光通信时天线温度可控制在 21.4~26.2 °C 范围内,主镜自身的热差不大于 1.3 °C,主镜与次镜之间的热差不大于 3.8 °C,均优于稳定性与均匀性的指标要求。此外,在向阳区内强日照期采取避光机动策略,遮光罩温度峰值会明显降低,有效削弱了入射光学系统内的太阳辐射,对改善光学天线温度场振荡幅度有明显的正向作用。所提出的光学天线热控设计方法具有重要的普适意义和借鉴指导价值,可推广至类似空间光通信天线系统的热控设计应用。但是,为达到光通信天线温度场全天候(24 h/d)保障目标,单从热控角度解决该问题代价巨大,因此在光学天线前端设计专用的太阳光谱滤光装置将是抑制空间热干扰的根本方案。

## 参 考 文 献

- [1] Nilsson O. Fundamental limits and possibilities for future telecommunications[J]. IEEE Communications Magazine, 2001, 39(5): 164-167.
- [2] Chan V W S. Optical space communications[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics, 2000, 6(6): 959-975.
- [3] Garaymovich N P, Grigoriev V N, Huppenen A P, *et al.* Free-space laser communication systems: Internationally and in Russia[C]. SPIE, 2001, 4354: 197-213.
- [4] Gregory M, Heine F, Kämpfner H, *et al.* TESAT laser communication terminal performance results on 5.6 Gbit coherent inter satellite and satellite to ground links[C]. International Conference on Space Optics, 2010, 4: 8.
- [5] Toyoshima M. Trends in laser communications in space[J]. Space Japan Review, 2010, 70: 1-6.
- [6] Segato E, Deppo D V, Debei S, *et al.* Method for studying the effects of thermal deformations on optical systems for space application[J]. Applied Optics, 2011, 50(18): 2836-2845.
- [7] Li Xiaofeng, Wang Bo, Hu Yu. Influence of mirror thermal distortion in thermosphere to space-to-ground laser



- communication links[J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(5): 581-585.
- 李晓峰, 汪 波, 胡 渝. 在轨运行热环境下的天线镜面热变形对空地激光通信链路的影响[J]. *宇航学报*, 2005, 26(5): 581-585.
- [8] Song Yiwei, Yu Siyuan, Tan Liying, *et al.* The effects of temperature distribution in space on the figure of reflectors [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(3): 868-874.  
宋义伟, 于思源, 谭立英, 等. 空间温度场对平面反射镜面形影响研究[J]. *宇航学报*, 2010, 31(3): 868-874.
- [9] Tan Liying, Song Yiwei, Ma Jing, *et al.* Effects of temperature distribution on performance of SiC reflectors in periscopic laser communication terminals[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2010, 22 (11): 2545-2550.  
谭立英, 宋义伟, 马 晶, 等. 温度对潜望式激光通信终端 SiC 反射镜性能影响[J]. *强激光与粒子束*, 2010, 22(11): 2545-2550.
- [10] Hu Guojie, Liu Bailin, Zhou Zuoxin, *et al.* Impact analysis of solar window and its optical and thermal properties on the laser communication antenna[J]. *Chinese J Lasers*, 2016, 43(7): 0706002.  
胡帼杰, 刘百麟, 周佐新, 等. 太阳窗光热特性对光通信天线热稳定性影响分析[J]. *中国激光*, 2016, 43(7): 0706002.
- [11] Meng Henghui, Tan Canghai, Geng Liyin, *et al.* Thermal control design and analysis for laser communication terminal [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(9): 1222-1227.  
孟恒辉, 谭沧海, 耿利寅, 等. 激光通信终端主体热设计与热分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(9): 1222-1227.
- [12] Meng Henghui, Geng Liyin, Li Guoqiang. Thermal control design and experiment for laser communication equipment [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(7): 2295-2299.  
孟恒辉, 耿利寅, 李国强. 激光通信器热设计与热实验[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(7): 2295-2299.
- [13] Gao Zhan, Zhang Yibo. Optical antenna system in free space optical communication system [J]. *Modern Science & Technology of Telecommunications*, 2003(3): 24-27.  
高 瞻, 张一波. 自由空间光通信系统中的光学天线系统[J]. *现代电信科技*, 2003(3): 24-27.