

GEO 星载激光通信终端二维转台伺服机构热设计

刘百麟¹, 刘绍然¹, 周佐新¹, 于思源²

- (1. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094;
2. 哈尔滨工业大学 可调谐激光技术国家级重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 星载激光通信终端二维转台伺服机构是一种高精度指向调节机构, 工作时对温度场稳定性及均匀性有较高要求, 空间热环境剧烈变化是诱导其温度波动的外因。为达到在轨温度场精稳控制, 提出了一种 GEO 星载经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构温控方案, 通过机电热一体化结构设计选材、主动跟踪控温、散热及隔热设计等技术途径, 实现了空间大尺寸的高精密二维转台伺服机构温度场稳定性与均匀性的精稳控制, 并经过热试验与热分析综合验证, 结果表明: 工作轨道全寿命期间, 伺服机构核心部件温度稳定控制在 22.3~34.6 °C 范围内, 温度场均匀性可控制在 4 °C 以内。

关键词: 激光通信终端; 经纬仪式; 二维转台伺服机构; 热设计

中图分类号: V416 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.0922003

Thermal control study of the 2D gimbal servo mechanism of GEO satellite-borne laser communication terminal

Liu Bailin¹, Liu Shaoran¹, Zhou Zuoxin¹, Yu Siyuan²

- (1. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The 2D gimbal servo mechanism of the satellite-borne laser communication terminal, which is a pointing-regulating mechanism with high precision, has a strict requirement of temperature level and uniformity at the working time. The acute change of the orbital heat flux is the external factor that induces the temperature volatility. The thermal control scheme of the 2D gimbal servo mechanism of the GEO satellite-borne gimbal-type laser communication terminal was proposed. In the scheme, the structure design and material selection based on the structural/electrical/thermal concurrent design, active tracking temperature control, thermal dissipation and insulation design were all used to realize the precise control of the stability and uniformity of the temperature field of the space 2D gimbal servo mechanism with large scale and high precision. Meanwhile, the scheme was verified by both the thermal simulation and experiment test. The results show that the temperature range of the servo mechanism's core component is from 22.3 °C to 34.6 °C and its temperature difference is less than 4 °C in the whole lifetime on the working orbit.

Key words: laser communication terminal; gimbal-type; 2D gimbal servo mechanism; thermal design

收稿日期: 2016-01-10; 修订日期: 2016-02-13

基金项目: 国家自然科学基金重点科学基金(11404082)

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

0 引言

空间激光通信是利用激光进行卫星间或卫星与地面间的瞄准、捕获、跟踪及通信的科学,具有通信容量大、设备体积小、质量轻、功耗低、抗干扰能力强和保密性强等优点^[1-3]。激光通信终端是实现激光通信的重要装置,是复杂的光、机、电、热多学科综合设计组件,其中二维转台伺服机构是激光通信终端进行瞄准、捕获和跟踪的执行机构^[3],具有复杂光机电一体化结构的高精度($<5''$)指向调节机构。激光通信终端较常用经纬仪式和潜望式两种结构形式,无论哪种结构形式,二维转台伺服机构都是暴露安装在卫星舱外,直接受空间环境影响产生冷热交替,致使温度场出现大梯度变化,导致机构发生严重热变形,致反射镜法线方向改变,从而产生指向偏差,成为影响光通信质量的外在致命性客观因素。由于卫星光通信的激光束宽非常窄,且 GEO 通信距离远,使得很小的指向偏差都会对瞄准、捕获、跟踪产生很大影响,导致接收能量下降、误码率增加,严重时可能导致链路中断。可见,空间热效应对二维转台伺服机构的影响需要得到合理的防护和控制,是确保激光通信终端在轨正常稳定工作的必要手段。

卫星光通信工程研究中,空间热环境带来温度场的影响已受到广泛关注^[4-7],李晓峰等人^[4]定量分析了潜望式激光通信终端典型工况的热形变对光束指向误差影响;宋义伟^[6]和谭立英^[7]等人以 LEO 星载潜望式激光通信终端为例,深入分析了空间温度场对反射镜面形的影响。上述大量研究普遍侧重于热变形对光学系统的影响分析,而缺乏温度场如何控制的研究,仅有孟恒辉等人^[8]在 LEO 星载潜望式激光通信终端热设计中提及二维转台活动关节热设计措施。综上,在空间光通信终端二维转台伺服机构热设计领域,当前仍缺少面向系统的热设计方法研究,尤其缺乏针对空间大尺寸(1 m 量级)高精复杂机构的热控制技术,其温度场均热控制是待突破的技术瓶颈之一。

文中结合 GEO 星地经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构构型及空间热环境,系统地进行热控技术研究及验证,获得星载二维转台伺服机构热控设计方法。

1 二维转台伺服机构

经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构复杂度高于潜望式(如图 1 所示),属于大尺寸(约 1 m)光机电组件,主要由结构体、轴承电机和光电码盘三部分组成,结构体包括 U 框(方位轴)和 O 框(俯仰轴)。方位电机与方位码盘构成方位轴系控制,方位电机、码盘的结构壳体与 U 框为一体结构,通过轴承与 O 框连接,驱动 O 框整体绕方位轴转动;俯仰电机与俯仰码盘构成俯仰轴系控制,俯仰电机、码盘的结构壳体与 O 框为一体结构,通过轴承与光学天线系统机械连接,驱动光学天线系统绕俯仰轴转动。在方位、俯仰两轴驱动控制下,实现光学天线的二维空间指向机动。

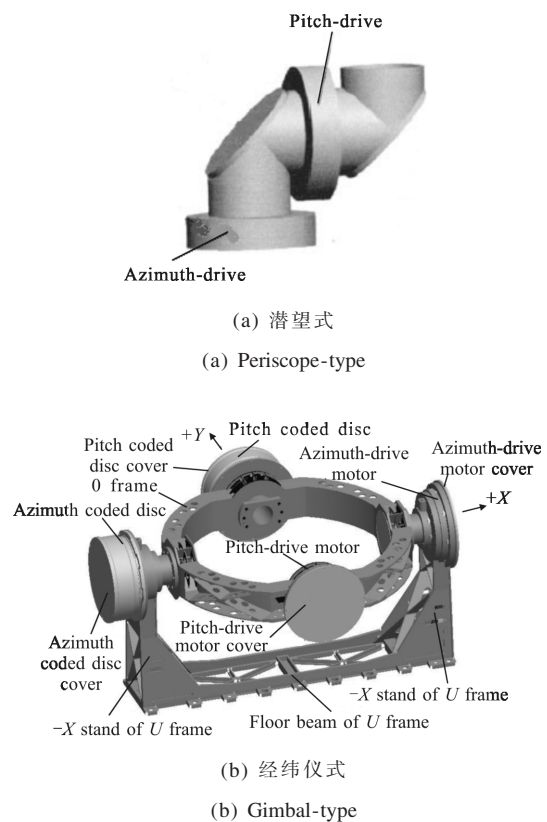


图 1 激光通信终端二维转台示意图

Fig.1 Schema of laser communication terminal's 2D gimbal

激光通信终端二维转台伺服机构属于精密机电调节机构,驱动方位、俯仰两轴的电机轴承属精密器件,为保证光学天线指向精度在 $5''$ 以内,要求电机轴承同轴度应保持在 $12\ \mu\text{m}$ 以内。二维转台结构本体(钛合金)是电机轴承的支撑结构,其中方位轴

系电机两轴承的结构支撑几何跨度和高度均为最大(分别由 U 框+X 支架、-X 支架支撑),因此对其支撑结构热变形量要求最为严苛。U 框横梁(与 X 轴平行)为固支状态,最大热变形为轴向变形且被得到有效约束,对同轴度无影响;U 框竖梁(+X 支架、-X 支架,高度约 0.34 m)的热变形对电机轴承同轴度影响最大,由杆件的温度变形计算可知,U 框+X 支架与 -X 支架两端温差小于 4℃,热变形量方能小于 12 μm,否则将出现冷焊故障。二维转台伺服机构各部件工作热耗及温控指标要求如表 1 所示。

表 1 二维转台伺服机构热耗分布与温控指标

Tab.1 Heat flow distribution and temperature control indicator of the 2D gimbal servo mechanism

Component	Heat flow /W	Operation temperature range/℃	Temperature uniformity/℃
Floor beam of U frame	0	0-50	None
+X Stand of U frame	0	10-50	★ ≤±2
-X Stand of U frame	0	10-50	
O frame	0	10-50	≤±2
Azimuth-drive motor	1-6	1-6	▲ ≤±2
Azimuth coded disc	2.5	10-50	
Pitch-drive motor	0.5-4	10-50	▲ ≤±2
Pitch coded disc	2.5	10-50	

注:★表示 U 框+X 支架与 -X 支架两端相同几何位置之间均热要求 ≤±2℃;▲表示同一轴系的电机与码盘两者之间均热要求 ≤±2℃。

2 二维转台伺服机构热控技术

GEO 卫星采用三轴稳定飞行姿态控制,星载经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构安装于卫星对地面板外表面 -Y 向,U 框(方位轴)平行于卫星 X 轴安装,O 框(俯仰轴)平行于卫星 Y 轴安装。GEO 空间太阳辐射外热流变化剧烈,由于二维转台伺服机构几何尺寸大,结构构型复杂,在外热流骤变影响下,空间温度场分布严重不均,温控难度大增。

文中的二维转台伺服机构热设计,在继承星外空间光机电设备常规热设计方法及传统的散热、隔

热设计基础上进行创新,所采用的创新设计方法归纳如下:(1)提出机电热一体化结构设计概念,综合机、电、热多学科协同设计需求选材,消除材料不匹配带来的应力,提高系统结构自持热稳定性;并提出在低热导率结构(线胀系数小)表面镀高热导率金属镀层(金或铜)的方法,提高结构当量热导率,改进结构均热设计基础。(2)利用结构设计充分拓展高效的传热路径,提出发热部件的结构壳体与散热端盖机械连接采用轴向插槽式接口设计,实现轴向、周向双向接触式安装结构,增大二者接触传热面积,达到高效热排散。(3)对均热要求严苛的非连接部件提出主动跟踪控温技术,通过跟踪逻辑设计,解决了空间非连接部件的温度场均匀一致性精稳控制难题。

2.1 机电热一体化结构

二维转台伺服机构结构本体采用薄壁梁结构减重设计,基于机、电、热设计对材料的物性需求综合选材,在材料选择上,选择线胀系数与电机轴承钢(9Cr18)接近的 ZTC4 钛合金为二维转台伺服机构结构基材,消除材料不匹配带来的应力,增强系统结构稳定性。考虑到 ZTC4 钛合金导热率过低,在结构基材表面采取镀厚度 50~100 μm 的铜(或金)层,提高结构导热率,有利于结构均热控制。对线胀要求低且有传热要求的电机、码盘端盖,则选择高导热率、低比重的铝合金为基材,实现轻量化的传热部件设计。通过物性匹配的结构选材,达到二维转台伺服机构自持热适应能力最优。

2.2 高发热部件散热技术

考虑到电机和码盘长时间工作发热及高辐照强度外热流带来的温度骤升,需对电机、码盘采取散热措施。选择朝向冷黑空间的端盖外表面粘贴 OSR 涂层作为散热窗口,内表面喷涂黑漆,强化电机、码盘光电器件与散热窗口之间的热辐射。电机发热主要集中在壳体,为拓展壳体与端盖之间的传热路径,在端盖与壳体安装接口设计时采用轴向插槽安装的结构方式,实现端盖与壳体的轴向、周向双向接触,增大两者接触面积,通过控制轴向配合间隙并在接触面间填充导热填料降低接触热阻,有效地改善电机、码盘壳体至端盖的散热路径。

2.3 主动热控技术

为达到二维转台伺服机构温度场的均匀性控制,按各零部件分区设计加热回路进行主动开关控

温。对有均热要求的非连接部件，如 U 框+X 支架与 -X 支架、电机与码盘，除了采取上述自动开关控温外，同时设计了跟踪控温，以提高非关联部件间的均热跟踪控制智能化，具体的跟踪控温流程详见图 2。如图 2 所示，每对跟踪组合的两路加热器，通过比较所在区域温度，当两者温差 $\geq 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，则接通其中温度较低区域的加热回路，启动跟踪控温，持续加热，直至二者温差 $\leq 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，则断开已接通的加热回路，终止跟踪控温，并重新恢复到自动开关控温模式。通过跟踪控温/开关控温循环控制，可实现两个非连接部件之间温差小于 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的均匀性控制。

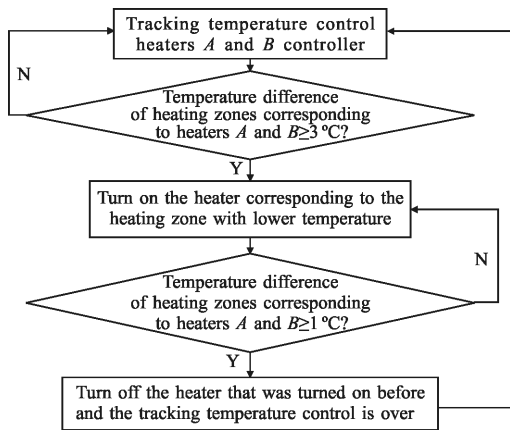


图 2 跟踪控温流程示意图

Fig.2 Schema of the tracking temperature control process

2.4 隔热措施

为减小卫星本体及空间环境对二维转台伺服机构的热影响，采取隔热设计措施如下：

(1) 与卫星本体之间隔热设计

二维转台伺服机构与卫星本体之间通过 U 框底梁以螺栓方式连接，安装接触面加装厚度 5~10 mm 的隔热垫，用于隔离与卫星本体的导热；安装螺钉外套“T”型隔热套筒，用于隔绝螺钉与螺孔壁面的导热。

(2) 与空间环境之间隔热设计

弱化空间环境诱导二维转台伺服机构温度场振荡的热影响，除散热窗口外的其他所有部位外表面均包覆 15 单元多层隔热组件，隔绝空间热影响。

3 验证结果分析

文中以热试验验证为主，考虑到试验测温点布置有限，无法描绘二维转台伺服机构全局温度场，对此采取经过热试验数据修正后的热分析模型进行辅助分析，获取全局温度场。

3.1 热试验方案简介

热平衡试验系统如图 3 所示。试验中，二维转台伺服机构按前文热设计方案进行热控实施后，隔热安装于采取定温边界控制的模拟卫星对地板上，置于空间环境模拟器(热沉温度 $<100\text{ K}$ ，真空度 $<1\times 10^{-3}\text{ Pa}$)内进行热平衡试验，试验中外热流用加热片式外热

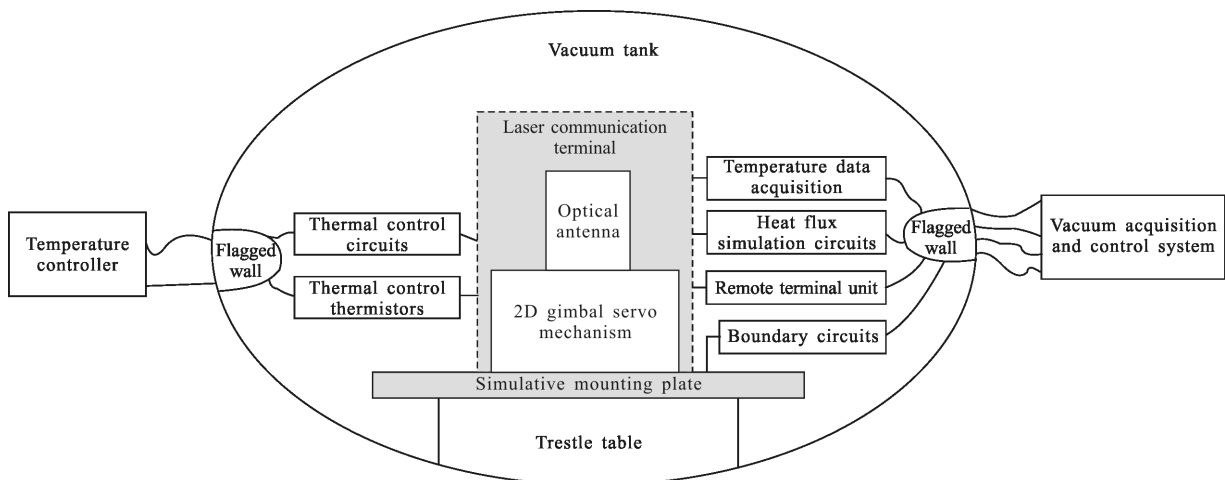


图 3 热平衡试验系统

Fig.3 Thermal balance experiment system

流模拟器模拟，按轨道周期(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。

结合卫星热设计状态、激光通信终端内热源变化和 GEO 空间外热流特点，确定转移轨道、初期分

点、末期分点和末期夏至四个典型高、低温极限工况进行试验验证,详见表2。

表 2 试验工况

Tab.2 Experiment cases

Case name	Space heat flux	Boundary condition	Work mode
Transfer orbit	None	-5 °C	No export of azimuth and pitch axes
Equinox BOL	Equinox BOL 24 h space heat flux	-5 °C	Low output of azimuth and pitch axes
Equinox EOL	Equinox EOL 24 h space heat flux	35 °C	Rated output of azimuth and pitch axes
Summer solstice EOL	Summer solstice EOL 24 h space heat flux	35 °C	Rated output of azimuth and pitch axes

表 3 电机与码盘试验温度统计表(单位:°C)

Tab.3 Statistical table of the temperature of motors and coded discs(Unit:°C)

Component	Transfer orbit		Equinox BOL		Equinox EOL		Summer solstice EOL	
	Temperature range	Temperature uniformity	Temperature range	Temperature uniformity	Temperature range	Temperature uniformity	Temperature range	Temperature uniformity
Azimuth-drive motor	24.1~26.2	◆ ≤ 2.0	24.0~26.0	◆ ≤ 2.0	24.0~35.8	◆ ≤ 11.1 ◇ ≤ 3.2	24.2~36.1	◆ ≤ 11.5 ◇ ≤ 3.3
Azimuth coded disc	23.8~26.0		24.1~26.7		24.1~34.5		24.1~35.4	
Pitch-drive motor	23.7~26.1	◆ ≤ 2.0	24.0~26.0	◆ ≤ 2.0	23.9~27.3	◆ ≤ 2.5	24.1~33.7	◆ ≤ 6.4 ◇ ≤ 3.1
Pitch coded disc	23.9~26.2		24.2~26.1		24.2~26.8		24.2~28.3	

注 3: ◆ 表示禁止跟踪控温情况下,电机与码盘之间的温差; ◇ 表示启动跟踪控温情况下,电机与码盘之间的温差。

由图4~图 5 的各工况分析结果可知,全寿命期内,O 框温度受控,温度变化范围 22.3~26.4 °C,均热最大温差约 4.0 °C,U 框底梁温度变化范围 2.8~32.1 °C;在禁止跟踪控温的情况下,支架温度变化范

3.2 结果分析

如表 2 所示,各典型工况时电机、码盘的试验温度统计详见表 3,O 框、U 框温度场梯度最大时刻的分布云图如图 4、图 5 所示。

由表 3 可知,寿命初期,在主动控温下,电机与码盘的温度基本受控在 24~26 °C 范围内,均热温差可控制在 2 °C 以内。寿命末期,随 OSR 涂层退化,受外热流影响显著,方位电机温度变化范围 24.0~36.1 °C,方位码盘温度变化范围 24.1~35.4 °C,禁止跟踪控温时,方位电机与码盘均热最大温差约 11.5 °C,启动跟踪控温后,二者均热温差可控制在 3.3 °C 以内;俯仰电机温度变化范围 24.0~31.2 °C,俯仰码盘温度变化范围在 24.2~28.3 °C,禁止跟踪控温时,俯仰电机与码盘均热最大温差约 6.4 °C,启动跟踪控温后,二者均热温差可控制在 3.1 °C 以内。

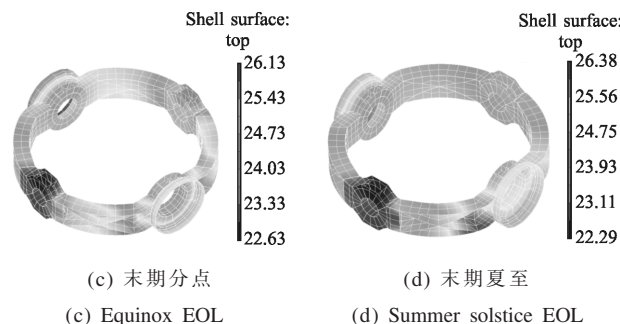
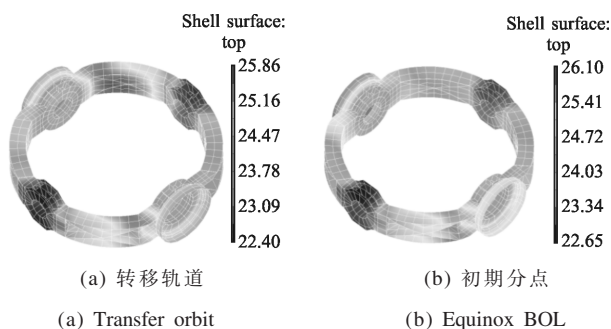


图 4 O 框温度云图

Fig.4 Temperature graph of O frame

围 24.2~34.6 °C,且+X 支架与-X 支架两端同一位置均热最大温差约 3.8 °C。

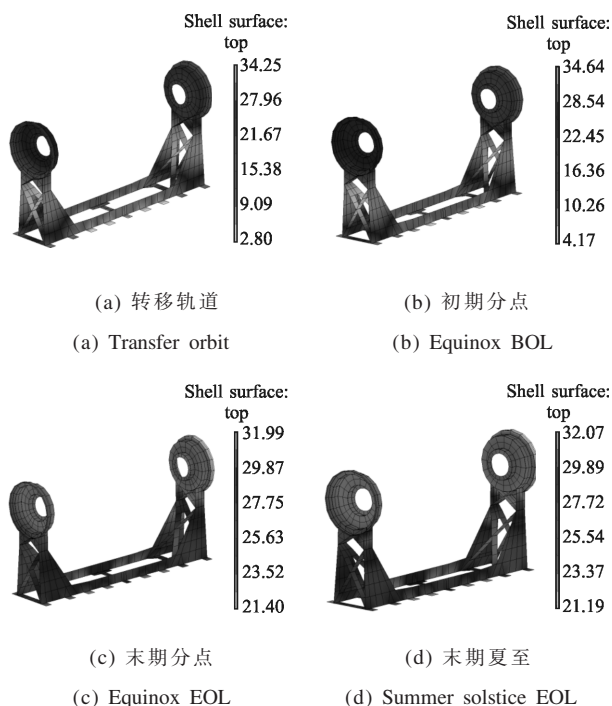


图 5 U 框温度云图

Fig.5 Temperature graph of U frame

综上所述,全寿命期各典型工况外热流、内热源以及散热涂层变化时二维转台伺服机构温度场分布结果表明:O 框与 U 框的温度水平及均热都能较好地满足指标要求;电机与码盘的温度水平能较好地控制在工作温度范围内,寿命初期可满足均热指标要求,但寿命末期只有在启动跟踪控温的情况下,均热才能满足指标要求。

4 结论

文中基于机、电、热一体化设计思想,兼顾机、电、热多学科综合设计需求,通过合理的机电热一体化结构设计选材及热控涂层运用,采取非连接部件温度跟踪智能控制等主动与被动热控措施相结合,提出一种 GEO 星载经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构热设计方法,并进行相关热控实施。热设计方法的合理性与正确性已得到热试验及热分析的综合验证,结果表明,二维转台伺服机构的温度场稳定控制在 22.3~34.6 °C 范围内,均匀性可控制 4 °C 以内,成功地解决了 GEO 星载激光通信终端大尺寸、高精密二维转台伺服机构温度场稳定性与均匀性的精稳控制技术难题,可为同类空间伺服机构热设计提供参考与指导。

参考文献:

- [1] Nilsson O. Fundamental limits and possibilities for the future telecommunication [J]. *IEEE Communications Magazine*, 2001, 39(5): 164-167.
- [2] Chan V W S. Optical space communications [J]. *IEEE J Quantum Electron*, 2002, 6(6): 959-975.
- [3] He Aga. Research on the contact interface temperature field of optical-mechanical systems space laser communication terminal [D]. Harbin: Haerbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)
何阿呷. 卫星光通信终端中光机系统接触界面温度场研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [4] Li Xiaofeng. Finite element analysis of mirror thermal distortion within the sun shadow in space-to-ground laser communication links [J]. *Journal of Optoelectronics · Laser*, 2006, 17(2): 183-186. (in Chinese)
李晓峰. 空地激光通信星载光学天线在太阳阴影区的镜面热变形有限元分析[J]. *光电子·激光*, 2006, 17(2): 183-186.
- [5] 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. (in Chinese)
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.
- [6] 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. (in Chinese)
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.
- [7] 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. (in Chinese)
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.
- [8] 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. (in Chinese)
孟恒辉, 耿利寅, 李国强. 激光通信器热设计与热试验[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(7): 2295-2299.