

午夜太阳光入侵对星载光通信天线温度场影响及 规避策略研究

刘绍然 刘百麟

中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094

摘要 地球静止轨道星载光通信天线在每天午夜时分存在太阳光入侵问题,为分析太阳光入侵对天线的温度场影响,建立了地球同步轨道通信卫星的激光通信终端热分析模型,对光学天线进行在轨温度仿真。计算结果表明,当太阳光倾角为 $\pm 8.8^\circ$ 时,午夜太阳光入侵对主、次镜的温度影响高于太阳光倾角为 0° 的时段。光学天线太阳光规避策略可有效减小午夜太阳光入侵对其温度的影响,当机动角度为 40° 时,选取“零点前 2.0 h 开始机动/零点后 2.5 h 停止机动”的时刻组合可获得最长的连续工作时间。

关键词 光通信; 午夜太阳光入侵; 热分析; 光学天线

中图分类号 TN929.1; TK124

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201643.1106002

Impact of Midnight Solar Intrusion on Temperature of Satellite-Borne Laser Communication Antenna and Design of Sunlight Avoidance

Liu Shaoran Liu Bailin

Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Abstract Geostationary orbit (GEO) satellite-borne laser communication antenna suffers from solar intrusion near midnight every day. In order to analyze the influence of midnight solar intrusion on the temperature of the optical antenna, a thermal analysis model of the laser communication terminals on the geostationary communication satellite is built, and temperature variations of the optical antenna are calculated. According to the analysis results, when the solar declination is $\pm 8.8^\circ$, the midnight solar intrusion has more influence on the temperature of the main mirror and the secondary mirror than that of 0° solar declination. Effects of the midnight solar intrusion on the temperature of the optical antenna can be effectively reduced by using the optical antenna sunlight avoidance strategy. When the maneuver angle is 40° , by choosing a time combination of start time being 2.0 h before midnight and stop time being 2.5 h after midnight, the maximum continuous working time can be obtained.

Key words optical communications; midnight solar intrusion; thermal analysis; optical antenna

OCIS codes 060.2605; 140.3460; 350.6090

1 引 言

激光通信系统相对于微波通信系统具有很多优点,如信息容量大、通信速率快、保密性强、设备体积小、重量轻、功耗低等^[1-2],是新一代通信卫星高速实时通信的发展方向^[3]。激光通信终端是实现激光通信的重要星载设备,其中光学天线部分是激光收发通道,为终端的关键部件。常用的终端光学天线有经纬仪式和潜望式两种结构形式,其中经纬仪式光学天线裸露于卫星舱外,具有开敞式结构,会受到太阳光的直接照射。

卫星在当地午夜时段时,太阳光通过光学窗口进入望远镜筒内,直接照射或经镜筒反射到主、次镜面及次镜支撑杆上,出现午夜太阳光入侵现象。阳光进入光学天线后,会使光学系统的温度升高,甚至超出其工作温度范围;同时使光学系统的温度均匀性变差,产生热变形,导致系统性能下降^[4-5]。由此可见,需要准确

收稿日期: 2016-06-14; 收到修改稿日期: 2016-08-28

基金项目: 国家自然科学基金(11404082)

作者简介: 刘绍然(1988—),男,硕士,工程师,主要从事通信卫星总体热设计方面的研究。E-mail:lsrvv@163.com

地评估午夜太阳光入侵对激光通信光学天线的影 响,进而采取合理的防护和控制措施。只有将空间环境变化引起的主、次镜温度变化量控制在允许范围内,才能确保激光通信终端在轨正常稳定工作。

目前有研究公开报道太阳光入侵对静止环境观测卫星(GOES-8)辐射计次镜^[6]和风云四号卫星(FY-4)辐射计次镜组件^[7]的温度影响,但针对激光通信光学天线受午夜太阳光入侵影响的研究还未见报道。本文以我国首颗地球静止轨道激光通信终端为例,建立终端的热分析模型,模拟光学天线的空间热环境,针对太阳光入侵对光学天线温度场的影响进行分析,给出午夜太阳光入侵时主、次镜的温度变化规律,并对在轨太阳光规避的角度和时刻进行研究。

2 光学天线结构及温控指标

激光通信终端的经纬仪式光学天线由卡式望远镜(包括主镜和次镜组件)、遮光罩、望远镜筒组成,如图 1 所示。其中主镜组件由光学主镜、主镜安装座组成,次镜组件主要包括次镜、次镜安装座、次镜防护筒,以及次镜支杆四部分。激光通信终端在接收激光信息束时,先将激光入射到卡式望远镜的主镜上,主镜将能量集中到次镜上,次镜最终将能量反射到探测器上。

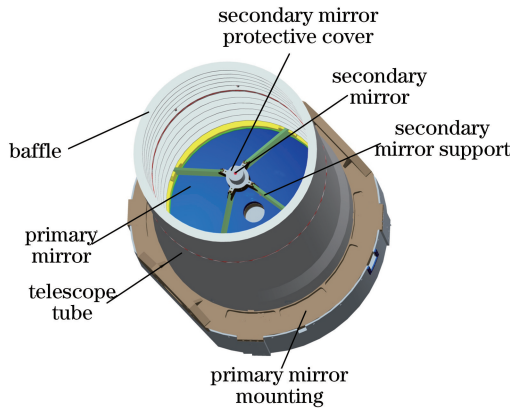


图 1 光学天线结构示意图

Fig. 1 Schematic of the optical antenna structure

光学主镜和次镜是光学天线的核心部件,具有严格的恒温和温度均匀性要求。主镜在通信模式下温度需控制在 $(22.5 \pm 2.5)^\circ\text{C}$,温度的均匀度应不大于 2.5°C ,在休眠模式下温度需控制在 $13 \sim 35^\circ\text{C}$;次镜在通信模式下温度需控制在 $(22.5 \pm 4.0)^\circ\text{C}$,主、次镜温差应不大于 6.0°C ,在休眠模式下温度需控制在 $13 \sim 50^\circ\text{C}$ 。

为了减小空间热环境对光学天线的温度影响,需要对光学天线采取相应的热控措施,主要包括:望远镜筒内表面涂覆消光漆,外表面包覆多层隔热组件并采用主动控温;遮光罩内表面涂覆消光漆,外表面粘贴 F46 膜;次镜使用热防护筒覆盖并采用主动控温;主镜表面做金属镀层处理,主镜安装座采用主动控温。但是上述热控措施仍无法避免太阳光入侵引起的光学天线温度超标。

3 光学天线热分析

3.1 计算模型

采用有限元软件 NX UG 的空间系统热模块建立终端(包括光学天线、热相关部件)的热分析模型,并完成计算。图 2 为光学天线有限元模型示意图,为便于显示,图中隐去多层隔热组件和热相关部件的模型。模型中使用的光学天线热物性参数如表 1 所示,仅计算寿命初期温度场分布,寿命末期温度变化与此类似。

3.2 计算设置

卫星的热网络模型可描述为^[8]

$$c_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_j E_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + \sum_j D_{ij} (T_j - T_i) + q_{in} + q_{orbit}, \quad (1)$$

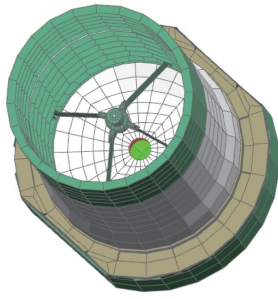


图 2 光学天线有限元模型

Fig. 2 Finite element model of the optical antenna

表 1 热模型中使用的光学天线各部件热物性参数

Table 1 Thermo-physical properties of the optical antenna used in the thermal model

| Part | Material | Density / (kg/m ³) | Thermal conductivity / [W/(m·K)] | Specific heat / [J/(kg·°C)] | Solar absorptance | Emissivity |
|-----------------------|---|--------------------------------|----------------------------------|-----------------------------|-------------------|------------|
| Primary mirror | (front/back) | 2530 | 1.6 | 800 | 0.01 | 0.01/0.5 |
| Secondary mirror | Fused quartz (front/back) | 2200 | 1.4 | 891.7 | 0.01 | 0.01/0.04 |
| | Magnalium | 1900 | 117 | 921 | | |
| Telescope tube/baffle | Outer surface of multilayer insulation blankets | | | | 0.35 | 0.67 |
| | F46 film | | | | 0.15 | 0.68 |
| | Flat paint | | | | 0.95 | 0.85 |

式中 T_i 和 T_j 分别为节点 i 和 j 的温度,其初始条件为 $T_i = T_{i,0}$, t 为时间, c_i 为节点 i 的比热容, E_{ij} 为热辐射网络系数, D_{ij} 为热传导网络系数, q_{in} 为内热源, q_{orbit} 为空间外热流。

在对温度场求解时,在求解区域内的局部能量守恒和全局能量守恒基础之上,使用控制容积法建立离散化的有限差分方程(此方程也可称为集总参数法),完成对热模型的求解。

在仿真过程中使用蒙特卡罗法计算各表面单元间的热辐射网络系数。为仿真光学天线在太阳光入侵过程中的温度变化规律,对其在轨运行期间受外热流影响下的瞬态温度场进行求解。一年中每天午夜均会发生太阳光入侵,但程度随太阳光倾角(β)的变化而有所不同,选取 β 为 $-8.8^\circ, 0^\circ, +8.8^\circ$ 三种工况进行计算,这三种工况可以认为是太阳光入侵现象对终端温度影响的高温工况。其中 $\beta=0^\circ$ 时为春(秋)分日,通信卫星在午夜左右存在最长的地球阴影区 72 min,太阳光入射角达到一年中的最小值; $\beta=\pm 8.8^\circ$ 时,通信卫星不受地球阴影区的影响,同时太阳光入射角达到最小值。计算中假定一个轨道周期(24 h)中 β 不变。

在外热流计算过程中,仅考虑地球静止轨道的太阳光直射,不考虑太阳光反照热流和地球红外辐射。 β 为 $-8.8^\circ, 0^\circ, +8.8^\circ$ 三种工况使用的太阳常数,取软件的数据库值,分别为 1395, 1379, 1362 W/m²。

瞬态温度场计算按向后差分控制方法进行,迭代收敛精度优于 0.05 °C。仿真的起始时刻设为当地正午,初始温度设为 22 °C,为消除其影响,瞬态分析结果只采纳第一个周期后的温度变化情况。

4 结果与讨论

图 3 和图 4 给出了 β 为 0° 和 $\pm 8.8^\circ$ 时,主镜和次镜防护筒在每个轨道周期所吸收太阳光直射热流的变化情况。 β 为 0° 和 $\pm 8.8^\circ$, 出现午夜太阳光入侵时,太阳光通过遮光罩和望远镜筒直接辐射到主镜和次镜防护筒上。在 $\beta=0^\circ$ 时存在地球阴影区,主镜和次镜防护筒所受的太阳光直接辐射中断 64 min; 而在 $\beta=\pm 8.8^\circ$ 时午夜太阳光入侵的直接辐射持续作用在主镜和次镜防护筒上,外热流峰值可达到最高值。在不发生太阳光入侵现象的时段,主镜和次镜各部件所受太阳光直射热流为 0。

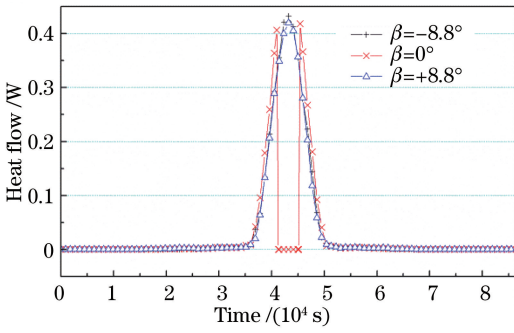


图 3 主镜太阳热流变化

Fig. 3 Solar heat flow evolutions of the primary mirror

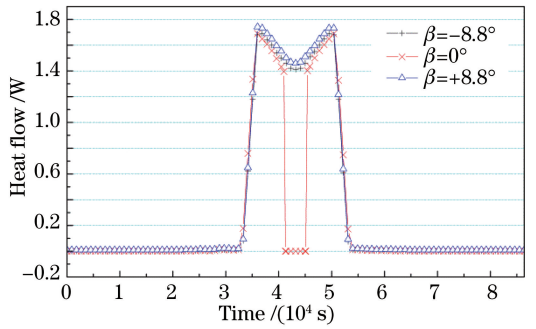


图 4 次镜防护筒太阳热流变化

Fig. 4 Solar heat flow evolutions of the secondary mirror protective cover

图 5 和图 6 分别为每个轨道周期内主镜最高温度和温差的变化图,其中温差为主镜最高温度和最低温度的差值,图 7 为次镜平均温度的变化图。当 $\beta=0^\circ$ 时,主镜和次镜都在进入地球阴影区后温度下降,离开阴影区后温度再次攀升,一个周期内存在两个温度峰值;当 $\beta=\pm 8.8^\circ$ 时,发生午夜太阳光入侵时不存在地球阴影区,太阳光入侵总热负荷高于 $\beta=0^\circ$,受此影响,在一个轨道周期内出现一个温度峰值,并且主、次镜峰值分别比 $\beta=0^\circ$ 时高 12.5°C 和 17.9°C ;主镜受到太阳光入侵后,温度迅速升高,温度梯度变化明显,温差达到最大, $\beta=\pm 8.8^\circ$ 时的温差峰值大于 $\beta=0^\circ$ 的温差峰值。同时,主镜和次镜温度还受主动控温加热器和周围部件温度的影响,主镜、次镜的温度变化与外热流的变化不完全相符。

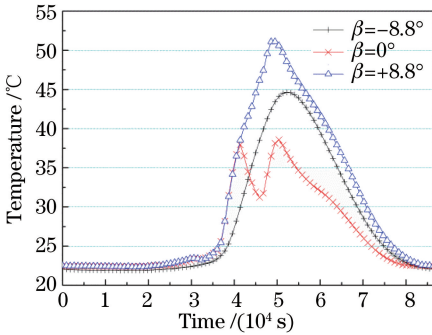


图 5 主镜最高温度变化

Fig. 5 Highest temperature evolutions of the primary mirror

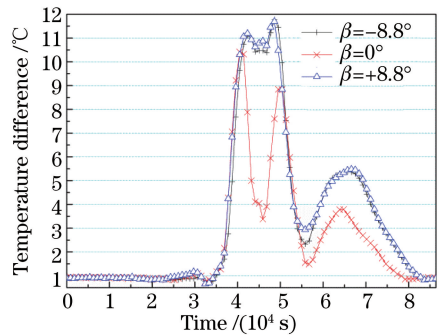


图 6 主镜温差变化

Fig. 6 Temperature difference evolutions of the primary mirror

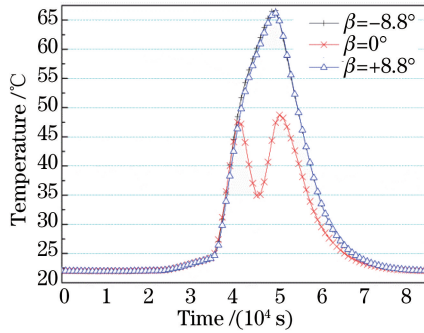


图 7 次镜平均温度变化

Fig. 7 Average temperature evolutions of the secondary mirror

在 $\beta=-8.8^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ 和 $\beta=+8.8^\circ$ 三个工况中,一个周期内满足终端通信模式温度指标的工作时间分别为 13.25, 14, 12.5 h, 其余时间转入休眠模式。但是在 $\beta=0^\circ$ 时,主镜温度超出休眠模式中允许的最高温度指标;在 $\beta=\pm 8.8^\circ$ 时,主镜和次镜温度都超出休眠模式中允许的最高温度指标。对于对地观测和通信的光学镜

头,在做极端温度分析时,要考虑 $\beta = \pm 8.8^\circ$ 时午夜太阳光入侵对设备温度的影响大于 $\beta = 0^\circ$ 时午夜太阳光入侵的影响,前者更应选为极端高温工况。

5 太阳光规避策略分析

为避免午夜太阳光入侵造成主、次镜温度剧烈波动,在系统设计时终端采用太阳光规避策略,即终端在零点前后进行主动机动规避日光,以躲避午夜太阳光入侵。

太阳光规避策略有两个因素:机动角度和机动时刻。对于前者,在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,避光机动角度越大,午夜太阳光入侵对光学天线的温度场影响越小,以某机动时刻为例,仿真 β 为 -8.8° ,光学天线以 $10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 60^\circ, 80^\circ$ 这 6 种角度向北机动时主镜的温度变化,如图 8 所示。

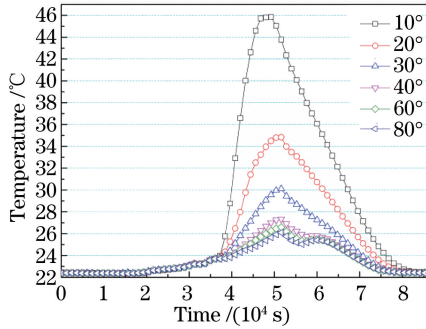


图 8 不同机动角度中主镜最高温度的变化

Fig. 8 Highest temperature evolutions of the primary mirror under different maneuver angles

受系统设计时机械结构的限制,光学天线的最大转动角度为 40° 。因此太阳光规避策略设计为:当太阳照射北半球时,光学天线向南偏转 40° ;当太阳照射南半球时,光学天线向北偏转 40° ;春分、秋分当日为全年规避角度变换日,光学天线分别向南、向北偏转 40° 。在太阳光规避期间,终端处于休眠模式,其余时间为工作模式,终端对地通信。

对机动时刻分析时:1) 考虑光学天线的温度场稳定时间小于 0.5 h,可认为零点前后的机动时刻选择相对独立,零点前机动时间段大于 0.5 h,则对零点后的温度场没有影响;2) 分析零点前的机动开始时刻,分别按照零点前 1.0,1.5,2.0,3.0,4.0 h 开始机动,得到光学天线工作时长,如表 2 所示;3) 分析零点后的机动停止时刻,分别按照零点后 2.0,2.5,3.0,3.5,4.0 h 机动停止,得到光学天线工作时长,同见表 2。

表 2 机动开始/停止时刻与工作时长对应关系

Table 2 Relationship of continuous working time and maneuver start/stop time

| Maneuver start time | Working time | Maneuver stop time | Working time |
|---------------------|-----------------|--------------------|----------------|
| before midnight | before midnight | after midnight | after midnight |
| 1.0 | 10.1 | 2.0 | 5.6 |
| 1.5 | 10.2 | 2.5 | 6.0 |
| 2.0 | 10.0 | 3.0 | 5.8 |
| 3.0 | 9.0 | 3.5 | 5.7 |
| 4.0 | 8.0 | 4.0 | 5.3 |

为获得最长连续通信时间,选取零点前 2.0 h 开始太阳光规避机动,零点后 2.5 h 停止太阳光规避机动。图 9~12 为采用机动角度 40° 、机动时间 2.0 h/2.5 h 的太阳光规避策略后,一个轨道周期内主、次镜组件的热流及温度变化仿真结果。

采用太阳光规避策略,当 β 为 0° 和 $\pm 8.8^\circ$ 时,午夜太阳光入侵对主镜的影响非常小,主镜所受太阳光直射热流为 0,但是由于太阳光辐射到遮光罩和望远镜筒上,经过其吸收和反射,主镜依然出现了温度波动,结果显示太阳光规避机动和进出地球阴影区都会引起温度波动。

在 $\beta = -8.8^\circ, \beta = 0^\circ$ 和 $\beta = +8.8^\circ$ 三个工况中,一个周期内满足终端通信模式温度指标的可工作时间为 16,19.5,19.5 h,其余时间转入休眠模式。在休眠模式期间,主、次镜温度在允许的休眠模式温度指标范围内,全部满足热控设计要求。

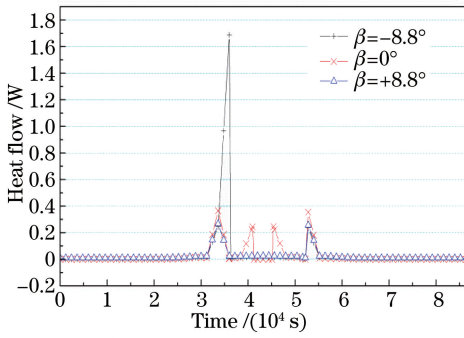


图 9 采用太阳规避策略后次镜防护筒太阳热流变化
Fig. 9 Solar heat flow evolutions of the secondary mirror protective cover with sunlight avoidance

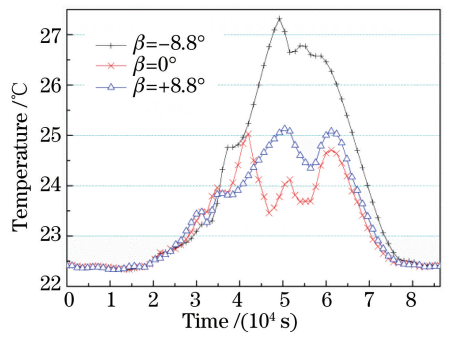


图 10 采用太阳规避策略后主镜最高温度变化
Fig. 10 Highest temperature evolutions of the primary mirror with sunlight avoidance

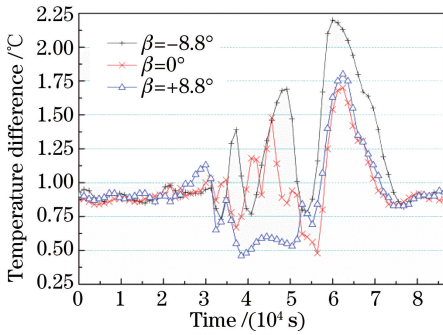


图 11 采用太阳规避策略后主镜温差变化
Fig. 11 Temperature difference evolutions of the primary mirror with sunlight avoidance

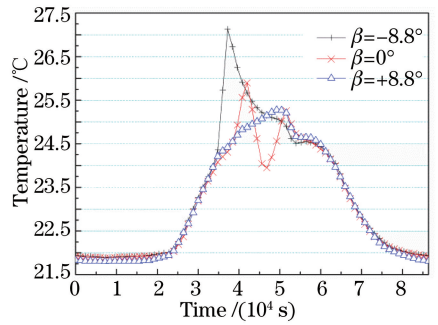


图 12 采用太阳规避策略后次镜平均温度变化
Fig. 12 Average temperature evolutions of the secondary mirror with sunlight avoidance

6 结 论

针对激光通信终端建立了热分析计算模型,并进行了光学天线在轨温度场的仿真分析,得出以下结论。

- 1) 对于激光通信光学天线,午夜太阳光入侵现象导致主、次镜温度明显升高。主、次镜的最高温度出现在 β 为 $\pm 8.8^\circ$ 的午夜时段, β 为 0° 时,午夜太阳光入侵对主、次镜的温度影响相对较小。
- 2) 对于安装在地球同步轨道卫星对地板的光学镜头,由于午夜太阳光入侵的影响,在选择在轨极端高温工况时,除了 $\beta = 0^\circ$ 的工况外,还需考虑 $\beta = \pm 8.8^\circ$ 的工况。
- 3) 所提出的光学天线太阳光规避策略的效果显著,可有效减小午夜太阳光入侵对其温度的影响。在机动角度为 40° 时,选取“零点前 2.0 h 开始机动/零点后 2.5 h 停止机动”的时刻组合可获得最长的连续工作时间。

参 考 文 献

- 1 Nilsson O. Fundamental limits and possibilities for the 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, 2002, 6(6): 959-975.
- 3 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.
- 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.
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 Xiaoming, Zhang Lizhong, Han Cheng, *et al.* Design of optimization-baffle for GEO laser communication[J]. Chinese J Lasers, 2015, 42(9): 0905006.
李小明, 张立中, 韩 成, 等. GEO 激光通信光端机遮光罩优化设计[J]. 中国激光, 2015, 42(9): 0905006.
- 6 Ghaffarian B, Sprunger K. Solar intrusion thermal analysis[C]. SPIE, 1996, 2812: 251-259.
- 7 Liu Zhenyu, Cheng Huier, Sun Jingliang. Effect of midnight solar intrusion on temperature of second mirror assembly of FY-4 radiometer[J]. Chinese Space Science and Technology, 2008, 28(5): 66-71.
刘振宇, 程惠尔, 孙敬良. 午夜太阳入侵对 FY-4 辐射计次镜组件的温度影响[J]. 中国空间科学技术, 2008, 28(5): 66-71.
- 8 Li Jindong. Development and modification of thermal network correction techniques for satellites [J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 24(3): 29-37.
李劲东. 卫星热网络模型修正技术进展及其改进方法研究[J]. 中国空间科学技术, 2004, 24(3): 29-37.