# 激光通信终端主体热设计与热分析

孟恒辉 谭沧海 耿利寅 李国强

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘 要**: 激光通信终端主体作为一种新兴的信号传输载体,工作时光学器件发热量大,对温度均匀性和稳定性要求高,给热设计带来挑战. 针对载荷的工作特性和外部空间环境规律,对单机产品进行热设计:针对大功率发热元器件散热采用导热板+热管的途径进行散热,并对关键部件实现高精度控温措施. 通过 Thermal Desktop 热分析软件对极端工况进行数值模拟,计算结果表明,激光通信终端主体温度场满足设计要求,热设计方案合理可行.

**关 键 词**: 激光通信; 热设计; 热分析

**中图分类号**: V 416

**文献标识码**: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)09-1222-06

## Thermal control design and analysis for laser communication terminal

Meng Henghui Tan Canghai Geng Liyin Li Guoqiang

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract**: Laser communication terminal is a new signal transmission carrier. The equipment's optics-device parts bring high heat dissipation, and require higher equality and stability of the temperature. It is a challenge for thermal control. According to the characteristic of the laser communication terminals and the rule of outer space heat flux, a new way for thermal control was designed as the following: heat-conducted plate and heat pipe were adopted for heat transfer of high heat-flux parts, and high precision temperature control methods were applied for key parts. A numerical simulation was investigated in uttermost cases by thermal desktop analysis software, and the results prove the design correct.

**Key words**: laser communication; thermal control design; thermal analysis

激光通信是一种新兴的通信方式,包含接收和发送两部分,利用激光的单色相干光特性,有效地传递信息[1-2]. 相比较传统的微波传输,激光通信具有数据传输速率高、质量轻的特点,有着广泛的应用前景.

激光通信是一个光学链路过程,研究表明,热变形引起的偏差会导致通信质量下降. 目前,温度场的影响已受到广泛关注[3-5]. 李晓峰等人[3]通过几种典型工况对激光通信终端反射镜热变形导致的光束指向误差进行了定性的分析;宋义伟等人以 TerraSAR-X 卫星上的激光通信终端结构为例[6],开展了空间温度场对平面反射镜面形影响的理论研究. 上述研究只是针对激光通信的部分部件开展研究,很少对整个部件的温度场开展研究. 研究结果均表明,系统的温度水平和均匀性是关系到性能指标的重要因素.

国外星地激光通信的发展处于领先优势,主要是在以下 3 个平台上开展[7-9]:STRV-2、ETS-V1(GOLD)和 OICETS(KODEN/KIODO). 成功进行激光通信功能验证的只有 ETS-V1 和 OICETS. 而在国内,类似的激光通信设备的研究均处于地面研制阶段,没有公开的文献针对在轨实际应用开展研究,故地面的研究具有局限性. 本文以某卫星搭载的有效载荷(激光通信终端主体)为例,对整个系统进行了热设计和热分析工作,并对在轨温度场进行了比较和确认.

**收稿日期**: 2012-11-05; **网络出版时间**:2013-07-23 16:54

**网络出版地址**: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130723.1654.008.html

**作者简介**: 孟恒辉(1983-),男,河南郸城人,工程师,menghenghui@126.com.

## 1　载荷介绍

激光通信终端主体是我国首例采用激光通信技术的载荷,具有低速和高速通信的功能,产品技术指标处于国际领先水平. 其安装在卫星的+*Z*/+*Y*侧,由二维转台(滚动轴和方位轴)、光学主体及其支架、望远镜、雪崩光电二极管 APD(Avalanche Photoelectric Diode)、电荷耦合器件 CCD(Charge-Couple Device)和激光二极管 LD(Laser Diode)等组成. 其中 APD,CCD,LD 和望远镜组件安装在光学主体支架上,光学主体支架与安装板(+*Z* 面)相连;二维转台位于星外+*Y* 侧,其余部件均位于星内.

图 1 为激光通信终端主体工作原理图. 在轨时典型工作模式有:休眠、预备、捕获、跟踪和通讯. 休眠工作模式,设备不工作;而捕获、跟踪和通讯工作模式,载荷每圈最大工作时间为 30 min,期间二维转台热耗 0 ~ 16 W,APD 热耗 2 W,CCD 热耗 1.2W,LD 热耗 1.33W 以及误码器热耗0.8 W. 各部件设备指标要求见表 1 和表 2 所示.

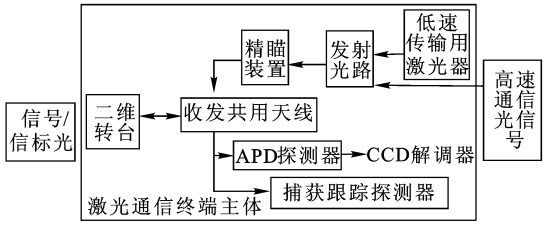


图 1　激光通信终端主体原理图

**表 1　热控考核指标**

| 设备部件 | 温度指标/℃ |
|---|---|
| 光学平台 | 23±3 |
| 望远镜次镜支架 | 23±2 |
| 二维转台 | 10 ~ 45 |
| APD | 22±4 |
| CCD | 22±4 |
| LD | 22±4 |

**表 2　温度均匀性考核指标**

| 设备部件 | 不均匀度指标/℃ |
|---|---|
| 光学平台 | ≤2 |
| 望远镜次镜支架 | ≤0.8 |
| 二维转台 | ≤2 |

## 2　外热流分析

外热流分析,是开展热设计的基础. 在轨航天器处于超低温和超真空的环境,受到太阳直射、地球反照和地球红外的综合作用. 不同方位上到达的外热流效果也是不同的. 随着季节变化,阴影和光照时间也发生变化. 激光通信终端主体的二维转台暴露在星外,需要对空间环境进行分析和确认.

激光通信终端主体的轨道参数如表 3 所示. 在轨运行期间卫星+*Z* 轴指向地心. 根据太阳同步轨道外热流的特点,选取 6 月 21 日和 10 月 15 日两典型时刻进行分析各方向上的到达外热流.

从表 4 和图 2 ~ 图 3 可知,+*Y* 面没有太阳直照,地球反射也很小,地球红外热流稳定;+*Z* 面,太阳直照热流不大,地球红外热流也基本稳定. 考虑到载荷对温度的敏感性,载荷安装在卫星的+*Z*/+*Y* 侧,这对激光通信终端主体是有利的.

**表 3　轨道参数**

| 轨道高度/km | 轨道倾角/(°) | 降交点地方/时 | 轨道周期/min | 轨道偏心率 | 轨道类型 |
|---|---|---|---|---|---|
| 970.7 | 99.34 | 6:00 | 104.456 0 | 0.001 17 | 太阳同步 |

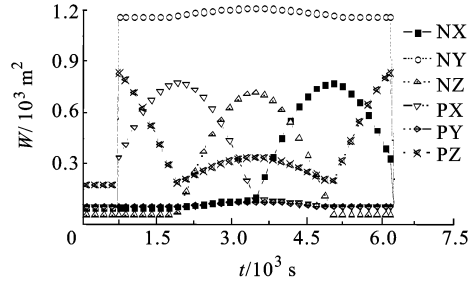


图 2　卫星夏至各面到达外热流瞬态曲线

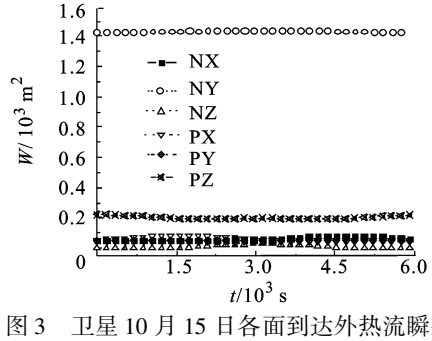


图 3　卫星 10 月 15 日各面到达外热流瞬态曲线

(注:NX——代表-*X* 表面;PX——代表+*X* 表面)

**表 4　卫星各方向表面的到达外热流**　W/m²

| 方向 | 热流 | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | 6 月 21 日 | | | 10 月 15 日 | | |
| | 太阳 | 地球反照 | 地球红外 | 太阳 | 地球反照 | 地球红外 |
| +*X* | 211 | 13 | 45 | 8 | 4 | 48 |
| -*X* | 211 | 13 | 45 | 8 | 4 | 48 |
| +*Y* | 0 | 9 | 45 | 0 | 0 | 48 |
| -*Y* | 955 | 18 | 45 | 1 374 | 12 | 48 |
| +*Z* | 132 | 51 | 173 | 8 | 14 | 181 |
| -*Z* | 220 | 0 | 0 | 8 | 0 | 0 |

## 3 热设计方案

采用机、电、热一体化的设计思路,在满足功能和性能的前提下,选择合理的热材料,使整个系统的热膨胀系数匹配. 优先采用成熟和有在轨飞行经历的热控材料和设计手段,以被动热控和主动热控相结合开展热设计工作[10].

### 3.1 等温化设计

为了增强各部件之间的辐射换热,各部件外表面的半球红外发射率 $\varepsilon_h \geqslant 0.85$,使得各部件之间的温度一致;对于温度要求苛刻的光路系统部分,如望远镜的遮光罩内表面、望远镜次镜支架等都需要发黑处理,一方面满足消光需要,另一方面增强了各部件之间的辐射换热效果.

### 3.2 隔热设计

隔热设计分为 2 种,一种是基于导热性质的隔热设计,另一种是基于辐射性质的隔热设计.

导热隔热设计,主要体现在设计隔热垫上. 激光通信终端主体与整星的安装接口处均需要加 5 mm 玻璃钢隔热垫,安装采用导热性能差的钛螺钉. 星内和星外部件之间加装 5 mm 玻璃钢隔热垫,弱化星内和星外部件之间的热耦合.

多层隔热组件,对阻隔辐射换热效果显著,通过多层的换热一般可忽略不计. 载荷除了进光口外,所有的区域均需要包覆 15 单元多层隔组件,以减小空间外热流和星内设备温度波动对终端主体温度场的影响.

### 3.3 区域化设计

载荷根据安装、工作特点以及温度指标范围可划分为两个区域:星内和星外区域. 星内部件主要是光学平台主体、望远镜组件、APD、CCD、LD 等部件,温度范围在 22 ℃左右;而星外部件主要是二维转台,温度范围要求宽,为 10 ~45 ℃.

由于两者之间的温度指标不同,在设计时通过隔热设计来弱化两者之间的关联,并且对这两部分单独进行设计,使之能更好的满足要求.

### 3.4 关键器件散热

激光通信终端主体对温度要求高,但关键元器件由于自身热容小和热耗大的特点,工作时温度上升明显,需要采取有效的散热措施,使设备温度保持在一定的范围内.

发热元器件安装时需要填涂导热填料,在 APD、CCD 和 LD 上安装导热板,导热板与集热板相连,从而使热量汇集到集热板上. 集热板上安装 3 根 CDRG-NH3-O1-10×$\phi$5(J)热管,通过热管把集热板上的热量传导到散热窗口上散出. 导热板与集热板之间、热管与集热板和散热窗口之间均需要填涂导热填料,减小散热途径上的接触热阻. 散热途径示意图如图 4 所示.

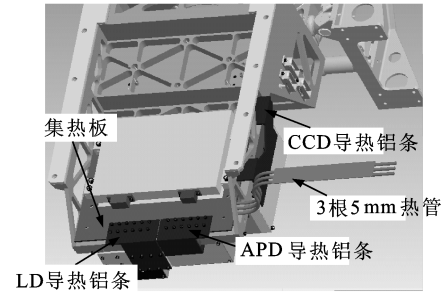


图 4 散热途径示意图

### 3.5 散热窗口设计

考虑到外贴热管的安装方便性和兼顾设备工作热耗特点,在卫星的+$Z$ 板上开散热窗口. 由前面外热流分析可知,+$Z$ 面上的外热流稳定,有利于发热元器件的温度稳定性.

在设计散热窗口时,除了考虑 APD、CCD 和 LD 的热耗外,还需要考虑 LD 内的 TEC 在特定温度下工作时产生的热耗,使热设计有更广泛的适应性. 散热窗口采用 OSR 铈玻璃镀银二次表面镜,面积为 180 mm ×150 mm.

### 3.6 高精度控温

激光通信终端主体对温度稳定性要求极高,故采取高精度控温措施,使热设计具有鲁棒性.

高精度控温是由控温盒来执行的. 图 5 为控温仪的组成和功能示意图. 控温仪采集高精度热敏电阻的温度,与控温目标值进行比对,计算控温回路的加热时间,对控温回路采取开关加比例控制模式. 控温周期为 12 s,控温精度达 0.1 ℃.

在光学平台、二维转台、望远镜等部位布置控温回路;此外还需要对散热窗口采取低温功率补偿措施,从而确保低温工况下,APD,CCD,LD 和光学平台的温度不低于温度指标下限. 共设计 12 路控温回路,并与控温仪相连.

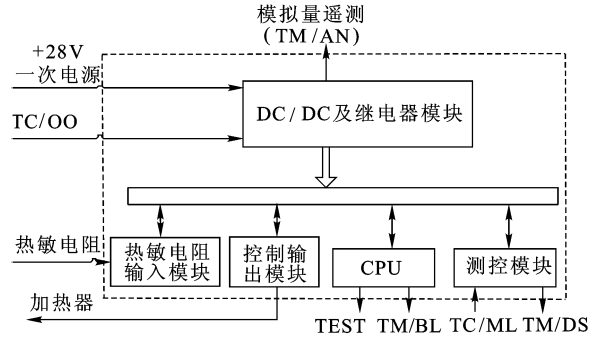


图 5 控温仪组成及功能示意图

# 4　热 分 析

## 4.1　热分析方法[11]

对航天器在轨飞行环境而言,传导和辐射换热是主要热量交换方式,忽略对流换热因素,故对航天器的热网络模型可简化为

$$(cm)_j \frac{\mathrm{d}T_j}{\mathrm{d}\tau} = \sum_i R_{i,j}\sigma(T_j^4 - T_i^4) + \sum_i D_{i,j}(T_j - T_i) + Q_{sj} + Q_{pj} \quad (1)$$

其中,$(cm)_j$ 代表节点 $j$ 的热容量;$\tau$ 为时间;$Q_{sj}$ 为节点 $j$ 吸收的空间外热流;$Q_{pj}$ 为节点 $j$ 的内热源;$R_{i,j}$ 为热辐射角系数;$D_{i,j}$ 为传热系数;$\sigma$ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数($5.67\times10^8$).

## 4.2　热分析模型

根据激光通信终端主体的热设计状态,采用 Thermal Desktop 软件建立了热分析数学模型. 对主体结构上的倒角、螺钉、垫片等不划分网格,在模型中考虑其计算热阻;发热设备部件作为一个等温体,平均分布在设备壳体上;忽略激光器工作时,激光脉冲对设备温度的影响. 激光通信终端主体位于星内的部分位于 1 个热分析小舱内,来模拟其在卫星上的真实情况. 其中安装板采用真实外热流模拟状态,其余舱板采用定温边界处理.

热分析模型如图 6 所示,共划分 784 个节点. 其中对于望远镜组件进行局部加密,分析周围环境对其温度均匀性的影响. 采用有限差分法和集总参数法进行仿真分析[11].

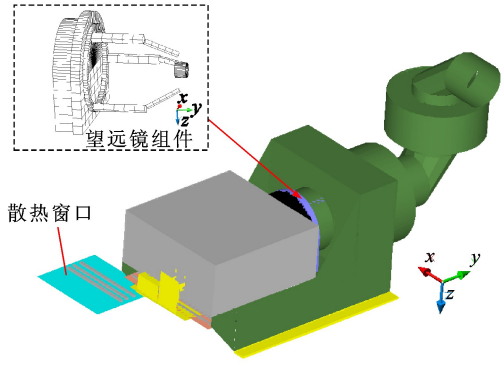


图 6　热分析模型

## 4.3　热分析工况

由于激光通信终端主体的散热窗口布置在卫星+$Z$ 面上,散热面受外热流变化影响终端主体的温度,而其余部件由于包覆多层隔热组件受外热流影响小,从而决定了终端主体的高低温工况与+$Z$ 面外热流情况相关.

由外热流分析可知,卫星+$Z$ 面到达外热流最小情况出现在 10 月 15 日,卫星+$Z$ 面到达外热流最大的情况出现在 6 月 21 日. 根据轨道外热流、涂层性质、载荷工作模式以及整星的温度场边界确定了极端高低温工况的参数,详见表 5 所示.

**表 5　计算工况列表**

| 工况 | 外热流条件 | 定温边界/℃ | 工作模式 | 备注 |
|---|---|---|---|---|
| 低温工况 | 10 月 15 日<br>涂层寿命初期 | 0 | 待机 | |
| 高温工况 | 夏至(6 月 21 日)<br>涂层寿命末期 | 25 | 光照区工作,<br>每圈工作 30 min | |

## 4.4　计算汇总

对激光通信终端主体进行瞬态热分析工作,计算结果见表 6,温度均匀性统计表见表 7.

**表 6　温度数据统计表**

| 测温点名称 | 设计要求/℃ | 低温工况/℃ | 高温工况/℃ | 符合情况 |
|---|---|---|---|---|
| 滚动轴 | 10 ~ 45 | 14.37 ~ 16.96 | 14.56 ~ 17.25 | 满足要求 |
| 方位轴 | 10 ~ 45 | 15.77 ~ 15.97 | 15.83 ~ 16.34 | 满足要求 |
| 望远镜次镜 | 23±2 | 22.48 ~ 22.63 | 22.74 ~ 22.84 | 满足要求 |
| 光学平台 | 23±3 | 21.75 ~ 22.19 | 23.79 ~ 25.53 | 满足要求 |
| LD | 22±4 | 21.74 ~ 21.81 | 23.80 ~ 25.53 | 满足要求 |
| APD | 22±4 | 21.50 ~ 21.54 | 22.90 ~ 25.61 | 满足要求 |
| CCD | 22±4 | 22.03 ~ 22.15 | 24.66 ~ 25.61 | 满足要求 |

**表 7　温度均匀性统计表**

| 测温点名称 | 设计要求/℃ | 低温工况/℃ | 高温工况/℃ | 符合情况 | 备注 |
|---|---|---|---|---|---|
| 滚动轴 | ≤2 | 1.30 | 1.34 | 满足要求 | |
| 方位轴 | ≤2 | 0.10 | 0.05 | 满足要求 | 温度不均匀度:<br>$(T_{max}-T_{min})/2$ |
| 望远镜次镜 | ≤0.8 | 0.07 | 0.05 | 满足要求 | |
| 光学平台 | ≤2 | 0.22 | 0.87 | 满足要求 | |

## 4.5　结果分析

### 4.5.1　低温工况

由表 6 可看出,在低温工况下,滚动轴、方位轴、望远镜次镜和主光学平台的温度都满足要求. 该工况下,APD,CCD 和 LD 不工作,并且散热面所吸收的空间外热流最小,因此光学器件需要补偿功率. 热分析结果表明控温回路设计合理,APD,CCD 和 LD 的温度均能达到 22±4 ℃ 的要求.

### 4.5.2　高温工况

高温工况下,APD,CCD,LD 等发热部件每圈工作 30 min,使得激光通信终端主体上的各设备整体上温度随之波动. 从表 6 中可看出,在高温工况下,激光通信终端主体温度均满足要求,高功率部件的散热通道设计合理.

为了进一步分析关键部件的温度的变化,图 7 ~ 图 9 给出了发热元器件、光学平台和望远镜次镜相应的变化曲线. 从图 7 中可看出,APD,CCD 和 LD 的温度都随着设备的工作模式更替而变

化,并且 APD 的温度波动大,主要是由于其设备热耗大原因导致的. 从图 8 中可看到,光学平台的温度受到发热元器件工作影响明显,并且距离发热元器件较近的光学平台,其温度波动与相邻的发热元器件温度波动较为一致. 这也进一步说明,发热元器件的工作,一定程度上破坏了光学平台的整体温度水平. 从图 9 中可看出,望远镜次镜的温度在周期内波动小,这是由于望远镜次镜远离发热元器件,并且望远镜遮光罩采用高精度控温,使得望远镜次镜的温度不受周围环境影响.

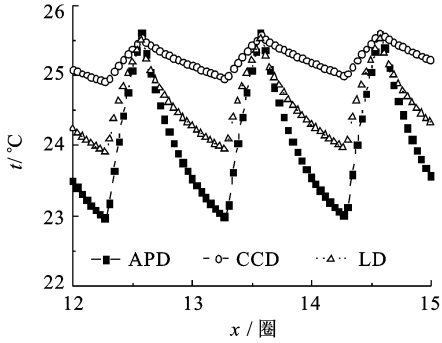


图 7 发热元器件温度随时间的变化

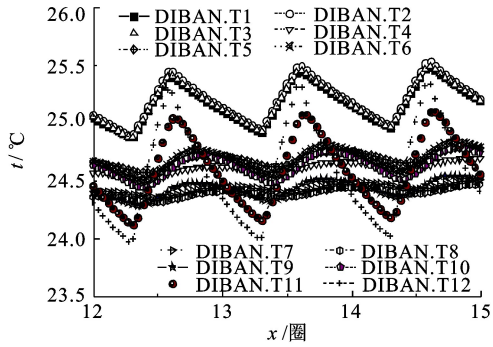


图 8 光学平台温度随时间的变化

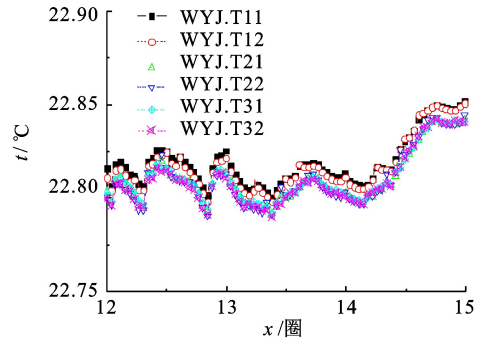


图 9 望远镜次镜温度分布

### 4.5.3 温度均匀度

由表 7 可知,在高低温工况下,激光通信终端主体的温度均匀度均满足要求. 由于滚动轴的进光口正对着复杂的外空间环境,使得其温度均匀性较差. 在高温工况下,发热部件的工作,也使得其周围部件的温度波动较大,尤其是光学平台,其在高温工况下的均匀性不如低温工况. 而望远镜组件部分,其位于终端主体内部,并且采用高精度控温,受周围环境影响较小,均匀性很稳定.

### 4.6 在轨温度

激光通信终端主体于 2011 年 8 月发射,目前在轨已运行 2 年多,设备状态良好. 选择在轨 2 个典型时刻对温度进行比对和说明. 在轨飞行中,激光通信终端主体大部分时段处于不工作状态. 从表 8 中数据可看出,在轨温度与计算分析数据误差在 1 ℃之内,进一步说明热设计和热分析的正确性.

**表 8 温度数据统计表**

| 测温时间 | 温度/℃ | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 滚动轴 | 方位轴 | 望远镜次镜 | 光学平台 |
| 2012 年 10 月 15 日 | 15.08 ~ 15.31 | 16.04 ~ 16.17 | 22.3 ~ 23.4 | 22.3 ~ 22.4 |
| 2012 年 6 月 21 日 | 16.52 ~ 17.02 | 16.04 ~ 16.22 | 22.3 ~ 22.5 | 22.1 ~ 22.7 |

## 5 结束语

以空间环境的外热流分析为依据,结合载荷工作特点,以被动热控和主动热控相结合的方式开展热设计工作. 经过极端工况的热分析计算,并与在轨飞行数据比对,验证了激光通信终端主体热控设计的有效性和正确性. 这对激光通信的精密热控具有一定的指导和借鉴作用:

1) 被动热控手段是基础:对不同区域和不同热控指标的部件要进行隔热设计;同一区域的部件要开展等温化设计;良好的散热通道设计是重要环节,也是被动热控的主要难点,需要根据构形设计适宜的有效可靠的散热通道;

2) 主动热控手段设计是关键:合理的加热回路设计,是主动热控的难点. 加热回路设计时,优先考虑对温度敏感的部件,通过高精度控温保证关键部件的温度水平,同时也能一定程度的削弱周围环境温度波动的影响.

## 参考文献 (References)

[1] 徐香,王平. 卫星激光通信关键技术[J]. 舰船电子工程,2008,28(3):87-89
Xu Xiang, Wang Ping. Key technologies of satellite laser communication [J]. Ship Electronic Engineering, 2008, 28(3): 87-89 (in Chinese)

[2] 刘立人. 卫星激光通信 I 链路和终端技术[J]. 中国激光,2007,34(1):1-18
Liu Liren. Laser communications in space I optical link and terminal technology [J]. Chinese Journal of Lasers, 2007, 34(1): 1-18 (in Chinese)

[3] 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
Li Xiaofeng. Finite element analysis of mirror thermal distortion within the sun shadow in space-to-ground laser communication links[J]. Journal of Optoel Ectronics Laser,2006,17(2):183-186 (in Chinese)

[4] 赵立新. 空间相机光学窗口的热光学评价[J]. 光学学报,1998,18(10):1440-1444
Zhao Lixin. Thermal-optical evaluation to optical windows of space camera[J]. Acta Optica Sinica,1998,18(10):1440-1444(in Chinese)

[5] 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
Li Xiaofeng,Wang Bo,Hu Yu. Influence of mirror thermal distortion in therm osphere to space-to-ground laser comm unication links[J]. Journal of Astronautics,2005,26(5):581-585(in Chinese)

[6] 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
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)

[7] Kim I I,Hakakha H. Preliminary results of the STRV-2 satellite-to-ground lasercom experiment[C]//Free-Space Laser Communication Technologies XII. Bellingham:SPIE,2000:21-34

[8] Arimoto Y. Preliminary result on laser communication experiment using engineering test satellite-VI(ETS-VI)[C]//Free-Space Laser Communication Technologies VII. Bellingham: SPIE,1995:151-158

[9] Takayama Y,Jono T. Tracking and pointing characteristics of OICETS optical terminal in communication demonstrations with ground stations[C]//Free-Space Laser Communication Technologies XIX and Atmospheric Propagation of Electromagnetic Waves. Bellingham:SPIE,2007:1-9

[10] 陈荣利,耿利寅,马臻,等. 空间相机的热分析和热设计[J]. 光子学报,2006,35(1):154-156
Chen Rongli,Geng Liyin,Ma Zhen,et al. Thermal analysis and design for higher reslution space telescope[J]. Acta Potonica Sinica,2006,35(1):154-156(in Chinese)

[11] 候增祺,胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007:347-358,402-412
Hou Zengqi,Hu Jingang. Thema1 control techno1ogy of spacecraft[M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press,2007:347-358,402-412(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)

(上接第 1221 页)

[3] Paris P C,Gomez M P,Anderson W E. A rational analytic theory of fatigue[J]. The Trend in Engineering,1961,13(1):9-14

[4] Dugdale D S. Yielding in steel sheet containing slits[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids,1960,8(2):100-108

[5] Forman R G,Kearney V E,Engle R M. Numerical analysis of crack propagation in a cyclic-loaded structure[J]. Journal Basic Engineering,1967; 89(3):459-464

[6] Elber W. The significance of crack closure[J]. Damage Tolerance in Aircraft Structures,1971(486):230-242

[7] Scheider I,Schodel W,Brooks W,et al. Crack propagation analyses with CTOA and cohesive model:comparison and experimental validation[J]. Engineering Fracture Mechanics,2006,73(2):252-263

[8] Kaang S Y,Jin Y W,Huh Y,et al. A test method to measure fatigue crack growth rate of rubbery materials[J]. Polymer Testing,2006,25(3):347-352

[9] Gasiak G,Rozumek D. △J-integral range estimation for fatigue crack growth rate description[J]. International Journal of Fatigue,2004,26(2):135-140

[10] Werner K. The fatigue crack growth rate and crack opening displacement in 18G2A-steel under tension[J]. International Journal of Fatigue,2011,26(1):135-140

(编　辑:李　晶)