

空间温度场对平面反射镜面形影响研究

宋义伟, 于思源, 谭立英, 马 晶, 韩琦琦, 刘剑峰, 杨 旺

(哈尔滨工业大学可调谐激光技术国家级重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 基于传热学基本理论, 给出了潜望式激光通信终端二维转台在轨运行过程中的传热控制方程, 分析了二维转台的温度场分布, 得出了不同材料反射镜在轨运行过程中温度场随时间变化规律和升交点时刻的热形变分布。分析过程中二维转台外表面采取氧化处理, 没有采用其他温控措施, 分析结果表明, 对于四种不同材料反射镜, 激光通信终端在轨运行一个轨道周期的时间内, SiC 材料温度波动范围最小, 并且温度不均匀性也最小, 因此 SiC 材料是潜望式激光通信终端反射镜的可选材料。对于 SiC 反射镜, 升交点时刻俯仰轴反射镜的温度不均匀性最大, 达到 0.93℃。反射镜采用椭圆周上六点螺钉固定的方式时, 俯仰轴反射镜面形 RMS 值达到 2.25 μm , 这将对光束指向产生影响, 进而影响系统性能。本文的研究内容对潜望式激光通信终端反射镜材料选择和温控措施的采取有一定参考价值。

关键词: 激光通信; 温度场; 温度不均匀性; 热形变; 温控; RMS 值

中图分类号: TN929.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2010)03-0868-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.03.040

0 引言

激光通信系统相对于微波通信系统具有信息容量大、保密性强、体积小重量轻等优点^[1-3], 是卫星高速实时通信的发展方向。各国都在争先发展卫星激光通信技术, 美国、日本等国已先后成功的进行了星地激光通信和星间激光通信^[4-6]。

由于卫星激光通信距离比较远, 激光光束发散角比较小, 目标终端的接收视场比较小, 很小的指向偏差会导致很大的瞄准误差和跟踪误差, 从而导致接收能量下降、误码率增加。经纬仪式结构和潜望式结构是目前激光通信终端较常用的两种结构形式, 无论是潜望式结构还是经纬仪式结构都有一部分光学元件是暴露在卫星外的, 空间辐射、污染、温度变化会影响光学器件性能, 尤其是空间温度场变化会导致反射镜法线方向改变、从而产生指向偏差。必须采用温控措施来减少空间温变场对光学系统的影响, 将温度场引起的光学器件的面形变化量控制到允许的范围内, 但是激光通信终端在轨运行过程中温度变化范围始终未见报道。因为航天器上所使用的温控措施主要是在终端的表面贴加热片和包覆

多层隔热材料, 卫星的重量和功耗都是有限的, 加热功率的大小和多层隔热材料的厚度需要根据不采取温控的情况下终端在轨运行的温度变化范围和所需要控制的温度间的温差来决定, 因此有必要对激光通信终端在轨运行过程中的温度范围进行研究。

目前, 空间热环境对在轨光学系统性能影响的问题已受到广泛关注^[7-9], 李晓峰等人^[7]分析了潜望式激光通信终端反射镜在几种工况下的热形变及其对光束指向的影响, 但是文献中只是建立了反射镜的有限元模型, 通过给定反射镜的工况计算反射镜形变, 并没有分析终端在轨运行过程中反射镜的温度场分布。

本文以 TerraSAR-X 卫星上潜望式激光通信终端结构为例^[10], 建立了潜望式激光通信终端二维转台的有限元模型, 进行了终端反射镜温度场分布和热形变分布的理论分析, 分别分析了 K9 玻璃、SiC、熔石英、微晶等四种不同材料反射镜的温度场分布, 并对这四种材料反射镜的整体温度变化和温度不均匀性进行了比较, SiC 材料反射镜具有最小的温度变化和温度不均匀性。对于 SiC 反射镜升交点的温度不均匀性最大, 所以本文分析了 SiC 反射镜

升交点温度场引起的热形变分布。

本文给出了潜望式激光通信终端反射镜材料在轨运行过程中的温度水平和热形变量级,对激光通信终端反射镜材料选择具有重要指导意义,为卫星激光通信温控系统设计提供依据。

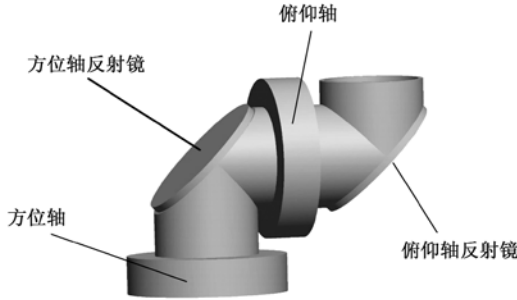


图 1 潜望式激光通信终端二维转台基本结构

Fig.1 The basic structure of gimbals in periscopic laser communication terminal

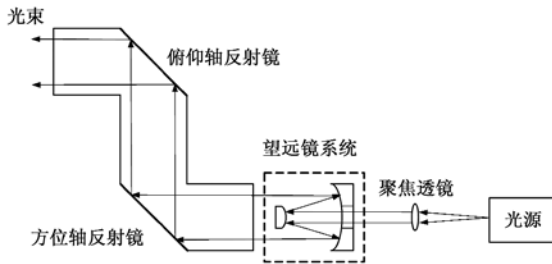


图 2 潜望式激光通信终端光路图

Fig.2 The optical path of periscopic laser communication terminal

图 1 是二维转台结构示意图,图 2 是潜望式激光通信终端光路简图。

1 反射镜热形变理论分析

1.1 二维转台空间温度场分布理论

由于反射镜是安装在二维转台上的,所以要得出反射镜的空间温度场分布和热形变分布必须首先分析整个二维转台的空间温度场分布,通过考虑二维转台其他零件与反射镜的接触导热以及在太阳照射过程中其他零件对反射镜的遮挡来保证反射镜上的空间温度场计算的准确性。

由传热学理论可知物体间的热量传递有三种方式:导热、对流、热辐射。按照能量守恒定律,在任一时间间隔内有以下热平衡关系^[11]:

$$\phi_{in} + \phi_g = \phi_{out} + \Delta\phi \quad (1)$$

ϕ_{in} 表示流入物体的总热流量, ϕ_g 表示物体内热源的生成热, ϕ_{out} 表示流出物体的总热流量, $\Delta\phi$ 物体热能(内能)增量。

处于空间环境中的激光通信终端的热量传递方式主要是导热和热辐射。对于二维转台上的任意一个微元体 i ,流入微元体 i 的热量主要包括太阳辐射的热量、地球红外辐射和反照的热量、其它微元体通过热辐射和导热传递给微元体 i 的热量,流出微元体 i 的热量主要包括微元体通过辐射传递给其它节点的热量、微元体 i 向背景空间辐射的热量,为简化计算过程本文不考虑转台的内热源。

在任一时间间隔内流入微元体 i 的总热流量表达式为:

$$\phi_m = \phi_{c-i} + \phi_{r-i} + \phi_{rse} \quad (2)$$

其中 ϕ_{c-i} 表示其他微元通过导热向微元 i 传递的热量,其表达式为^[11]:

$$\phi_{c-i} = \sum_{j=1}^N C_{ji} \cdot (t_j - t_i) \quad (3)$$

C_{ji} 为微元 j 到微元 i 的传导因子, t_i 、 t_j 分别为微元 i 和微元 j 的温度。

ϕ_{r-i} 表示其他微元通过热辐射向微元 i 传递的热量,其表达式为^[12]:

$$\phi_{r-i} = \sum_{j=1}^N \sigma_{ji} \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot t_j^4 \quad (4)$$

σ_{ji} 为微元 j 到微元 i 的辐射角系数, ϵ 为微元 j 的发射率, σ 为玻耳兹曼常量。

ϕ_{rse} 表示微元 i 接收到的轨道外热流,包括太阳照射、地球辐射和反照,其表达式为:

$$\phi_{rse} = \sigma_{si} \cdot q_s \cdot A_i + \sigma_{ei} \cdot \sigma \cdot T_e^4 \quad (5)$$

σ_{si} 为太阳辐射角系数, q_s 为太阳常数, A_i 为微元 i 太阳照射有效面积, σ_{ei} 为地球辐射角系数, T_e 地球辐射等效黑体辐射温度。

流出微元体 i 的总热流量表达式为:

$$\phi_{out} = \phi_{r-i} + \phi_{r-a} \quad (6)$$

ϕ_{r-i} 表示微元 i 通过热辐射向其它微元传递的热量,其表达式为:

$$\phi_{r-i} = \sum_{j=1}^N \sigma_{ij} \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot t_i^4 \quad (7)$$

σ_{ij} 为微元 i 到微元 j 的辐射角系数。

ϕ_{r-a} 表示微元 i 通过热辐射向背景空间传递的

热量,其表达式为:

$$\phi_{i-a} = \sigma_{ia} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot (t_i^4 + T_a^4) \quad (8)$$

σ_{ia} 为微元 i 到背景空间的辐射角系数, T_a 为背景空间等效节点温度。

微元 i 内能变化可以表示为^[12]:

$$\Delta\phi_i = m_i \cdot c \cdot \frac{\partial t_i}{\partial \tau} \quad (9)$$

m_i 为微元 i 的质量, c 为比热容, τ 为时间。

将式(2)、(6)、(9)代入(1)式,得:

$$\phi_{j-i} + \phi_{j-i} + \phi_{re} = \phi_{i-j} + \phi_{i-a} + m_i \cdot c \cdot \frac{\partial t_i}{\partial \tau} \quad (10)$$

将式(3)、(4)、(5)、(7)、(8)代入上式,得到激光通信终端二维转台在轨运行过程中的基本传热控制模型:

$$\begin{aligned} & \sum_{j=1}^N C_{ji} \cdot (t_j - t_i) + \sum_{j=1}^N \sigma_{ji} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot (t_j^4 - t_i^4) + \\ & \sigma_{si} \cdot q_s \cdot A_i + \sigma_{ei} \cdot \sigma \cdot T_e^4 - \sigma_{ia} \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot (t_i^4 + T_a^4) \\ & = m_i \cdot c \cdot \frac{\partial t_i}{\partial \tau} \end{aligned} \quad (11)$$

由式(11)即可求解出二维转台上任一微元体 i 的温度值,反射镜的温度场也可以由此得出。下面将基于温度场分布对反射镜形变进行分析。

1.2 反射镜热弹性形变理论

激光通信终端反射镜存在非均匀温度场时必然引起反射镜的热弹性形变,对于反射镜上的任一微元体 i ,由热弹性力学的广义胡克定律可知应变和应力之间有如下关系^[13]:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{1}{E} [\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_z)] + \alpha t \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} = \frac{1}{E} [\sigma_y - \mu(\sigma_z + \sigma_x)] + \alpha t \\ \varepsilon_z &= \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{1}{E} [\sigma_z - \mu(\sigma_x + \sigma_y)] + \alpha t \\ \gamma_{xy} &= \frac{\tau_{xy}}{G} \\ \gamma_{yz} &= \frac{\tau_{yz}}{G} \\ \gamma_{zx} &= \frac{\tau_{zx}}{G} \end{aligned} \quad (12)$$

应变和位移的关系可由平衡微分方程和应变协调方程表达^[13],见式(13)和(14):

$$\begin{aligned} (\lambda + G) \frac{\partial e}{\partial x} + G \nabla^2 u - \beta \frac{\partial t}{\partial x} + X &= 0 \\ (\lambda + G) \frac{\partial e}{\partial y} + G \nabla^2 v - \beta \frac{\partial t}{\partial y} + Y &= 0 \\ (\lambda + G) \frac{\partial e}{\partial z} + G \nabla^2 w - \beta \frac{\partial t}{\partial z} + Z &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \nabla^2 \sigma_x + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x^2} &= -\alpha E \left(\frac{1}{1-\mu} \nabla^2 t + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \right) - \\ & \left[\frac{\mu}{1-\mu} \left(\frac{\partial X}{\partial x} + \frac{\partial Y}{\partial y} + \frac{\partial Z}{\partial z} \right) + 2 \frac{\partial X}{\partial x} \right] \\ \nabla^2 \sigma_y + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial y^2} &= -\alpha E \left(\frac{1}{1-\mu} \nabla^2 t + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} \right) - \\ & \left[\frac{\mu}{1-\mu} \left(\frac{\partial X}{\partial x} + \frac{\partial Y}{\partial y} + \frac{\partial Z}{\partial z} \right) + 2 \frac{\partial Y}{\partial y} \right] \\ \nabla^2 \sigma_z + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial z^2} &= -\alpha E \left(\frac{1}{1-\mu} \nabla^2 t + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} \right) - \\ & \left[\frac{\mu}{1-\mu} \left(\frac{\partial X}{\partial x} + \frac{\partial Y}{\partial y} + \frac{\partial Z}{\partial z} \right) + 2 \frac{\partial Z}{\partial z} \right] \\ \nabla^2 \tau_{xy} + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x \partial y} &= -\frac{\alpha E}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial x \partial y} - \left(\frac{\partial Y}{\partial x} + \frac{\partial X}{\partial y} \right) \\ \nabla^2 \tau_{yz} + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial y \partial z} &= -\frac{\alpha E}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial y \partial z} - \left(\frac{\partial Y}{\partial z} + \frac{\partial Z}{\partial y} \right) \\ \nabla^2 \tau_{zx} + \frac{1}{1+\mu} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial z \partial x} &= -\frac{\alpha E}{1+\mu} \frac{\partial^2 t}{\partial z \partial x} - \left(\frac{\partial Z}{\partial x} + \frac{\partial X}{\partial z} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

其中 ε 为正应变, γ 为剪应变, σ 为正应力, τ 为剪应力, E 为拉压弹性模量, G 为剪切弹性模量, $G = \frac{E}{2(1+\mu)}$, μ 为泊松比, α 为线膨胀系数, t 为温度变化量, λ 为拉梅常数, $\lambda = \frac{E \cdot \mu}{(1+\mu)(1-2\mu)}$, β 为热应力系数, $\beta = \frac{\alpha \cdot E}{1-2\mu}$, u, v, w 代表位移在 x, y, z 三个坐标轴上的分量, Θ 代表体积应力, $\Theta = \sigma_x + \sigma_y + \sigma_z$, X, Y, Z 代表单位体积上的体积力在 x, y, z 三个坐标轴上的分量。

本文首先由式(11)进行激光通信终端二维转台的温度场分析,得出反射镜空间温度场分布 t 随时间的变化关系,将指定时刻的温度场计算结果 t 代入到(12)式,再由式(12)、(13)、(14)和边界条件即可求出反射镜上任一微元体 i 的位移和形变。这里采用椭圆圆周上 6 点固定方式,满足第一类边界条件,6 处节点(固定处)位移量设置为 0。

2 仿真分析

仿真分析的计算流程见图 3。

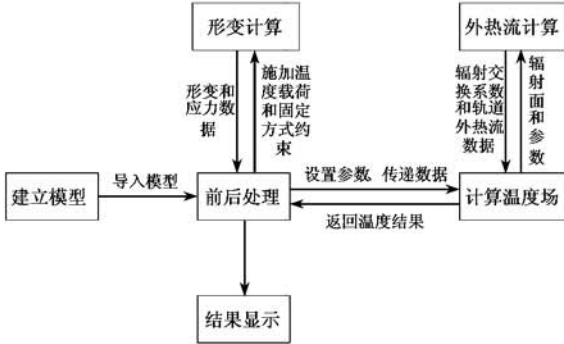


图 3 热分析计算流程

Fig. 3 The processing of thermal Analysis

2.1 二维转台温度场仿真分析

图 4 给出了潜望式激光通信终端二维转台有限元模型。二维转台共划分了 6370 个有限单元, 每个反射镜划分为 1092 个有限单元。

本文考虑典型的 LEO 终端, 设轨道高度 1000 km, 轨道倾角为 90 度。现阶段比较常用的反射镜材料有 SiC、K9 玻璃、熔石英、微晶(Zerodur), 二维转台其余部件采用铝合金材料(2A12), 材料属性见表 1。零件外表面采用发黑处理, 发射率和吸收率均为 0.8, 空间背景温度取 -269.15℃, 地球辐照等效黑体辐射温度取 -19℃, 地球反照率取 0.3。

表 1 材料属性

Table 1 The property of material

材料名称	密度 kg/m ³	比热 J/(kg·℃)	热导率 W/(m·K)
SiC	3050	700	185
K9 玻璃	2530	848	0.74
熔石英	2210	578	1.4
微晶	2530	821	1.64
2A12	2800	921	170

对于上文给定的轨道参数, 终端在轨运行一周的时间是 104 min, 轨道降交点时刻为 3500 s 左右, 升交点时刻为 4500 s 左右, 卫星约有 1000 s 的时间处于地球阴影区。实际计算过程中每 10 秒钟输出一次温度场计算结果。

图 5 和图 6 分别给出了方位轴和俯仰轴反射镜反射面中心点的温度随时间变化的规律。由图 5 和图 6 可见反射镜的温度呈现周期性变化, 温度起伏

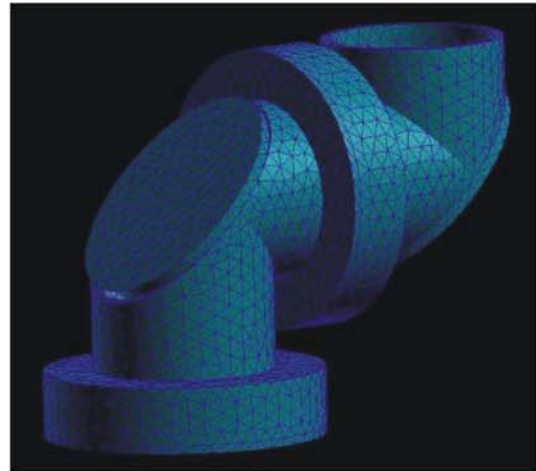


图 4 二维转台有限元模型

Fig. 4 FEM model of the gimbals

主要由两个原因造成, 卫星是否处于阴影区和二维转台是否被太阳直接照射。对于四种不同的反射镜材料, SiC 反射镜的温度变化最小, 一个轨道周期内温度变化为 27℃左右, 而其它三种材料温度变化都在 40℃以上。

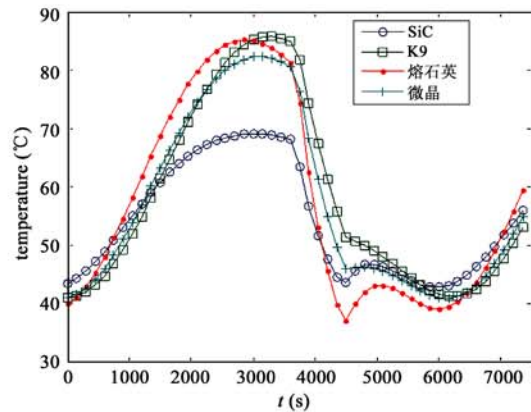


图 5 方位轴反射镜节点温度变化曲线

Fig. 5 The variation of temperature on azimuth reflector

以反射镜长轴两端温度的差值作为衡量温度不均匀性的标准, 可以得到反射镜温度不均匀性随时间的变化关系。方位轴反射镜温度不均匀性随时间变化关系见图 7, 俯仰轴反射镜升温不均匀性随时间变化关系见图 8。从图 7 和图 8 可见, 反射镜温度不均匀性也是呈现周期性变化的, 对于四种不同的反射镜材料, SiC 材料温度不均匀性最小, 在一个轨道周期内, 温度不均匀性的最大值为 0.93℃, 而其它三种材料温度不均匀性达到 10℃以上。

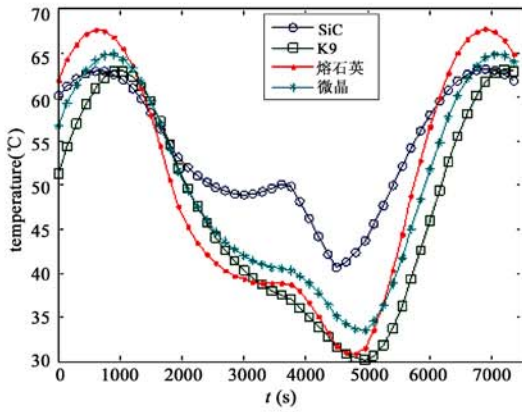


图 6 俯仰轴反射镜节点温度变化曲线

Fig.6 The variation of temperature on elevator reflector

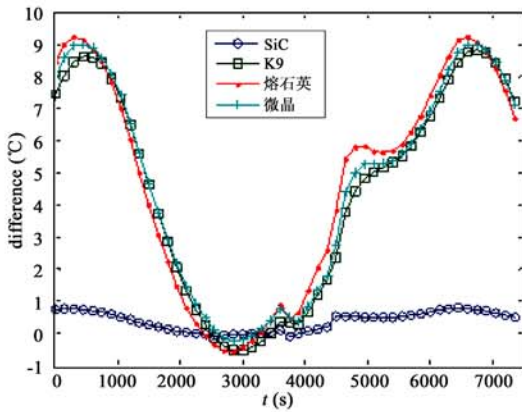


图 7 方位轴反射镜温度不均匀性变化曲线

Fig.7 The difference in temperature of azimuth reflector

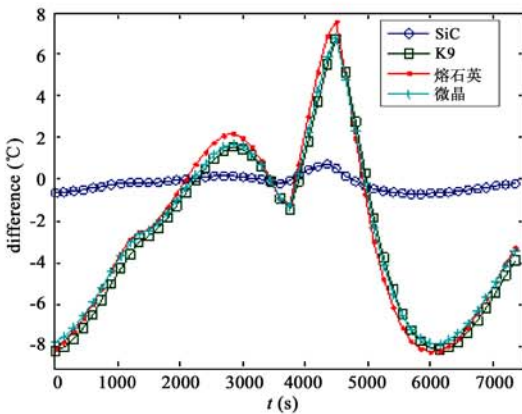


图 8 俯仰轴反射镜温度不均匀性随时间变化曲线

Fig.8 The difference in temperature of elevator reflector

2.2 SiC 反射镜形变计算结果及分析

下面分析反射镜温度场对其形变的影响。由以上分析可知, SiC、K9 玻璃、熔石英、微晶 (Zerodur) 四种材料的反射镜在轨运行过程中 SiC 反射镜的温度

变化范围和温度不均匀性都最小, 而且升交点时刻的温度不均匀性最大, 所以本节选用 SiC 作为反射镜材料。对于 SiC 材料, 俯仰轴反射镜升交点时刻温度不均匀性最大, 所以本文分析俯仰轴反射镜升交点时刻的热形变分布。由前节温度场计算可得出俯仰轴反射镜升交点的温度场分布 (见图 9), SiC 材料的热力学材料属性见表 2, 参考温度设置为常温 20 ℃。将反射镜温度场作为温度载荷带入到式 (12)~(14) 中可求出各节点的形变量, 本文使用有限元方法分析了升交点时刻俯仰轴反射镜的热形变, 计算结果见图 10。图 11 是图 10 的拟合结果。

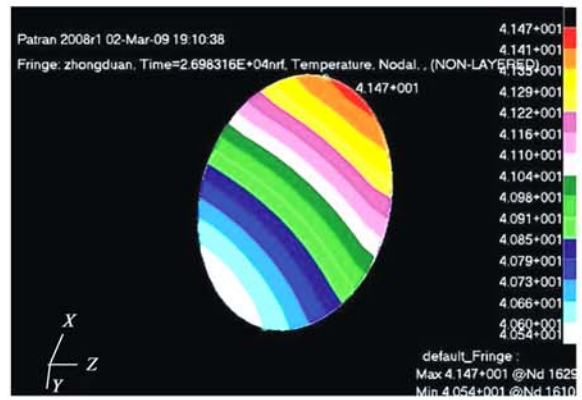


图 9 俯仰轴反射镜温度升交点温度场分布

Fig.9 The temperature distribution on elevator reflector at the time of ascending node

表 2 SiC 材料热力学特性

Table 2 The thermodynamics property of material

材料名称	弹性模量/Pa	线胀系数/℃	泊松比
SiC	4×10^{11}	2.3×10^{-6}	0.25

计算结果表明, 俯仰轴反射镜反射面的 PV 值为 $6 \mu\text{m}$, RMS 值为 $2.25 \mu\text{m}$, 一般要求光学元件面形 PV 值小于 $\lambda/10$, RMS 值小于 $\lambda/40$, 如果激光通信信标光波长选用 800 nm, 在没有温控措施的情况下, RMS 值将远远超出 $\lambda/40$, 这将使发射光束的指向偏差较大, 对于光束指向和通信性能都会产生影响, 因此必须进行进一步的温控以保证反射镜工作在合适的温度范围内。另外, 从图 10 和图 11 还可以看出 6 点固定方式会导致反射镜中心的形变比较大, 这将会导致反射镜的离焦量较大, 从而影响接收光斑的成像质量。

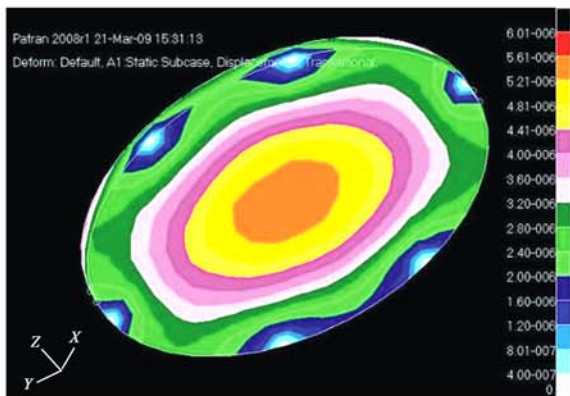


图10 俯仰轴反射镜升交点热形变分布

Fig.10 The thermal deformation distribution on elevator reflector at the time of ascending node

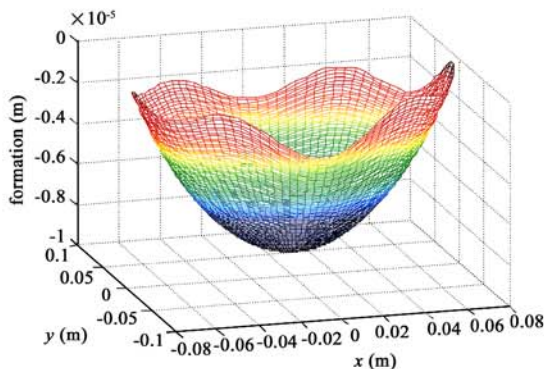


图11 俯仰轴反射镜升交点面形拟合结果

Fig.11 The thermal deformation distribution on elevator reflector at the time of ascending node

3 结论

本文建立了潜望式激光通信终端二维转台的有限元模型,进行了终端反射镜温度场分布和热形变分布的理论推导,在转台表面采用氧化处理和不考虑温控措施的前提下通过仿真分析得出了反射镜的空间温度场分布,对比了SiC、K9玻璃、微晶、熔石英等四种不同材料反射镜在轨运行过程中整体温度和温度不均匀性随时间变化的规律。分析结果表明,激光通信终端在轨运行一个轨道周期的时间内, SiC材料反射镜的温度波动范围为 $27\text{ }^{\circ}\text{C}$,其它三种材料的温度波动范围在 $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上, SiC材料反射镜温度不均匀性在升交点时刻达到最大为 $0.93\text{ }^{\circ}\text{C}$,其它三种材料反射镜的温度不均匀性都在 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上,这说明在这四种常用的反射镜材料中, SiC材料对空间的热环境最不敏感,是潜望式卫星激光通信终端反

射镜的可选材料。

基于SiC材料俯仰轴反射镜升交点时刻的温度场分布,分析了由温度场导致的热形变分布,分析结果表明,在不采用温控措施的情况下,反射镜反射面PV值达到 $6\text{ }\mu\text{m}$, RMS值达到 $2.25\text{ }\mu\text{m}$,这将对系统性能产生影响,因此必须采取温控措施。从结果还可以看出反射镜中心的形变量最大,这将会导致反射镜的离焦量较大,从而影响接收光斑的成像质量。本文的研究内容对潜望式激光通信终端反射镜材料的选择具有重要指导意义,为卫星激光通信温控系统设计提供了参考依据。

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] Robert G, Marshalek G, Stephen M, Paul R. System-level comparison of optical and RF technologies for space-to-space and space-to-ground communication links circa 2000[J]. SPIE. 1996, 2699:134-145.
- [4] Jono T, Takayama Y. Overview of the inter-orbit and orbit-to-ground laser communication demonstration by OICETS[J]. Proc. of SPIE, 2007, 6457, 645702.
- [5] Toyoshimaa M, Takizawaa K. Ground-to-OICETS laser communication experiments[J]. Proc. of SPIE, 2006, 6304, 63040B.
- [6] Jono T, Takayama Y. OICETS on-orbit laser communication experiments[J]. Proc. of SPIE, 2006, 6105: 610503.
- [7] 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 Xiao-feng. 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.]
- [8] 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 Li-xin. Thermal-optical evaluation to optical windows of space camera[J]. ACTA Optica Sinica, 1998, 18(10):1440-1444.]
- [9] 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 Xiao-feng, 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.]
- [10] Robert L, Berry S. Homodyne BPSK-based optical inter-satellite communication links[J]. Proc. of SPIE, 2007, 6457: 645-703.

- [11] SINDA/G Tutorial Guide, distributed with SINDA/G from Network Analysis Inc. P12 - 14.
- [12] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 高等教育出版社. [YANG Shi-ming, TAO Wen-quan. Heat Transfer[M]. Higher Education Publishing Company.]
- [13] 李维特,黄保海,毕仲波. 热应力理论分析及应用[M]. 中国电力出版社. [LI Wei-te, HUANG Bao-hai, BI Zhong-bo. Theoretical Analysis and Application of Heat Stress[M]. China Electric Force

Publishing Company.]

作者简介:宋义伟(1982-),男,博士研究生,从事空间光通信技术研究。

通信地址:哈尔滨市南岗区一匡街2号哈工大科学园2A栋3031信箱(150001)

电话:86402866-2340

E-mail:songyiweihit@163.com

The Effects of Temperature Distribution in Space on the Figure of Reflectors

SONG Yi-wei, YU Si-yuan, TAN Li-ying, MA Jing, HAN Qi-qi, LIU Jian-feng, YANG Wang

(National Key Laboratory of Tunable Laser Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A thermal conduction formula for gimbals of periscopic Laser Communication Terminal (LCT) in orbit was given based on thermal conduction theory in this paper. The temperature distribution of the gimbals was analyzed. The temperature distribution variation on reflectors with different materials and thermal deformation at the time of ascending node were given. With oxidation on the surfaces of gimbals and without other thermal control, the analysis results indicated that the SiC material had the minimum temperature variety and the minimum difference in temperature over the whole reflector out of four different reflector materials in one orbit period. So SiC is usable as reflector material. The maximum value of difference in temperature was 0.93 °C and appeared on the elevator axis at the time of ascending node for SiC reflectors. The six-points fixing around the reflector fixed with screws was used. This difference in temperature caused the RMS value of thermal deformation over the elevator reflector reached 2.25 μm. This would influence the pointing direction of the beam and communication performance. This paper has certain reference value methods for choosing material for reflectors in periscopic LCT and thermal control.

Key words: Laser communication; Temperature distribution; Difference in temperature; Thermal deformation; Thermal control; RMS value