

星敏感器温度分布函数关系研究

谭 威¹ 杨建坤^{2,3} 朱梦真¹ 盛定仪¹ 王小兵¹ 曾文锋¹

(¹武汉军械士官学校光电系, 湖北 武汉 430075; ²国防科学技术大学理学院, 湖南 长沙 410073)
³北京控制工程研究所空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100080)

摘要 针对某个星敏感器系统,根据有限元方法得到其温度分布,分别拟合得到了星敏感器系统温度分布与外表面太阳吸收率、外表面发射率、内表面发射率、太阳入射角以及镜筒、填充材料导热系数的函数关系,拟合公式与理论公式吻合。当外表面太阳吸收率和发射率从0.05增大到1时,系统平均温度改变量分别为149.89℃和147.44℃;内表面发射率对系统温度水平的影响明显小于外表面发射率的影响;太阳入射角为±11.97°时,系统温度水平最高;镜筒材料的导热系数和填充材料的导热系数对系统温差的影响存在一个非敏感区域,当导热系数分别大于60 W/(m·K)和200 W/(m·K)时,导热系数对系统温差的影响很小。

关键词 传感器;星敏感器;温度水平;温差;非敏感区域

中图分类号 V455.8

OCIS 080.3630 120.6810

文献标识码 A

Study of Temperature Distribution Function of Star Sensor

Tan Wei¹ Yang Jiankun^{2,3} Zhu Mengzhen¹ Shen Dingyi¹ Wang Xiaobing¹ Zen Wenfeng¹

¹Department of Opto-Electronics, Wuhan Ordnance Noncommissioned Officers Academy, Wuhan, Hubei 430075, China

²College of Science, National University of Defence Technology, Changsha, Hunan 410073, China

³National Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080, China

Abstract The relation of temperature level function with the outside surface solar absorptivity, outside surface emissivity, inside surface emissivity, angle of sun incidence is fitted respectively. The relation of temperature difference function with the thermal joint conduction and the heat conduction of drawtube is fitted respectively. The curve fitting function formula accords with the theory. The result shows that when the outside surface solar absorptivity and emissivity change from 0.05 to 1, the changes of temperature level in the star sensor system are 149.89℃ and 147.44℃. The effect of the inside surface emissivity on the temperature level is obviously smaller than that on the outside. When the angle of sun incidence is ±11.97°, the temperature level is the highest. The temperature difference effect of the thermal joint conduction and the heat conduction of the drawtube has a non-sensitivity region. When the thermal conductivity is more than 60 W/(m·K) and 200 W/(m·K) respectively, the thermal conductivity effect on the temperature difference is small.

Key words sensor; star sensor; temperature level; temperature difference; non-sensitive region

1 引言

星敏感器中温度分布会产生热应力及热变形,导致光学系统的波前畸变,造成影像模糊,从而严重影响其成像精度^[1]。国外对高分辨率空间望远镜的计算表明,热控系统的误差占总误差的一半左右^[2],因此对星敏感器中的温度分布研究具有十分重要的意义。国内外都在使用根据节点网络法编写的热分析软件求解温度场^[3],牛晓明等^[4,5]利用有限元方法对空间热环境下的传热学及热力学响应进行了仿真并对空间 CCD 相机光学窗口在轨稳定性进行了分析,吴清文等^[6]采用 NEVADA 和 PATRAN 等软件对空间光学遥感器进行了温度场的仿真计算,丁延卫等^[7]应用 I-DEAS TMG 软件求解了载人飞船光学窗口温度分布,岑兆丰等^[8]对光学系统进行了被动无热化设计。上述研究都是针对具体实例,求解得出系统的温度分布,但是未具体分析每个因素与温度分布的规律。

收稿日期: 2009-08-08; 收到修改稿日期: 2009-10-08

作者简介: 谭 威(1983-),男,硕士,助教,主要从事空间光学系统热分布方面的研究。E-mail: tanwei_@tom.com

本文采用刘新平^[9]设计的 56 mm 焦距的光学系统,安装方式如 SED36^[10],通过 I-DEAS 软件建立了星敏感器物理模型,为了研究温度场分布规律,根据有限差分的热平衡方程得到的系统温度场分布和平均温度的热平衡方程和导热的傅里叶定律,拟合得到了外表面太阳吸收率、外表面发射率、内表面发射率、太阳入射角以及导热系数与系统温度分布的函数关系。

2 理论分析及仿真模型

2.1 理论分析

为了研究各个因素对系统温度分布的影响,对于一个由节点热平衡方程求解的温度场,将其分布分成温度水平和温差两个方面,系统的温度水平用平均温度来衡量,其中为了研究平均温度分布的规律,可以近似得到平均温度的系统热平衡方程

$$A_1 G \alpha - A_2 \epsilon_o \sigma T^4 - A_3 \epsilon_i \sigma T^4 + q_1 = mc \frac{dT}{d\tau}, \quad (1)$$

式中 A_1, A_2, A_3 分别为系统受到太阳辐射的投影面积、外、内表面有效的辐射面积; G 为太阳常数; α 为外表面太阳吸收率; ϵ_i, ϵ_o 分别为内、外表面发射率; q_1 为地球等的其他辐射项; m 为质量, c 为比热容, σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数; A_1 与太阳入射角 θ 有关。当(1)式右端等于 0 时,(1)式可化为系统稳态下的热平衡方程

$$A_1 G \alpha - A_2 \epsilon_o \sigma T^4 - A_3 \epsilon_i \sigma T^4 + q_1 = 0. \quad (2)$$

由(2)式可以看出系统平均温度是系统其他参数的复杂函数,用 $T = \varphi(\alpha, \epsilon_o, \epsilon_i, \theta)$ 来表示。当系统中其他参数不变,分别改变 $\alpha, \epsilon_o, \epsilon_i, \theta$ 时,可以分别得到它们与系统平均温度的函数关系 $T = \varphi_1(\alpha), T = \varphi_2(\epsilon_o), T = \varphi_3(\epsilon_i), T = \varphi_4(\theta)$ 。

温度分布的另一指标是温差,温差对于光学系统的性能的影响很大,它是由系统的导热性能决定的。如果系统的导热通路畅通,则系统温差较小,反之较大。根据傅里叶定律,在一维情况下

$$\Phi = -\lambda A dT/dx, \quad (3)$$

即有 $\Delta T = -\lambda^{-1} \Phi \Delta x / A$, 式中 Φ 为热流量, λ 为导热系数, A 为传热面积。

2.2 仿真模型

卫星上星敏感器的搭载方式有两种,星敏感器可裸露于太空里,也可以包容于卫星中。这两种形式将决定星敏感器所处的空间环境及热控重点。星敏感器的温度分布与其结构布局、内部热源、卫星上的搭载方式密切联系。考虑实际情况,航天器热控制系统中对某些关键仪器或部件都有保温措施,所以本文所选的系统由镜筒和光学系统组成,镜筒与遮光罩之间以及镜筒与线路盒之间都有多层隔热材料隔热,星敏感器的具体安装方式采用窗外安装方式,如 SED36。光学系统采用文献[9]设计的 56 mm 光学系统,如图 1 所示。光学系统由 6 块透镜组成,镜筒外径为 28 mm,系统全长 101 mm,基准镜筒材料为金属钛,外表面涂层吸收发射比为 1/1,内表面基准涂层选为黑体(1/1),太阳垂直入射(0°),太阳常数为 1367 W/m^2 ,星敏感器其长度方向(X 轴)始终朝东,半径方向(Y 轴)朝北。仿真模型中的网格体单元边长为 3 mm 的正四面体单元,整个系统节点个数为 5201 个,有限元单元为 54356 个。



图 1 光学系统及系统结构图

Fig. 1 Optic system and system structure

设计的 56 mm 光学系统,如图 1 所示。光学系统由 6 块透镜组成,镜筒外径为 28 mm,系统全长 101 mm,基准镜筒材料为金属钛,外表面涂层吸收发射比为 1/1,内表面基准涂层选为黑体(1/1),太阳垂直入射(0°),太阳常数为 1367 W/m^2 ,星敏感器其长度方向(X 轴)始终朝东,半径方向(Y 轴)朝北。仿真模型中的网格体单元边长为 3 mm 的正四面体单元,整个系统节点个数为 5201 个,有限元单元为 54356 个。

3 各因素与系统温度分布的函数关系

系统的温度分布包括平均温度和温差。平均温度是由系统吸收的能量决定,系统吸收能量与系统的辐射特性密切相关,包括外表面太阳吸收率、外表面发射率、内表面发射率、太阳入射角,由这些辐射项就能决定系统吸收的总能量。温差是由系统导热性能决定的包括镜筒和填充材料的导热系数。

3.1 辐射对光学系统温度分布的影响

3.1.1 系统平均温度与太阳吸收率关系

当系统中其他参数不变,只改变系统外表面的太阳吸收率 α ,由(2)式可得

$$T = \left(\frac{A_1 G}{A_2 \epsilon_0 \sigma + A_3 \epsilon_i \sigma} \right)^{1/4} \left(\alpha + \frac{q_1}{A_1 G} \right)^{1/4} = m(\alpha + n)^{1/4}, \quad (4)$$

式中 $m = \left(\frac{A_1 G}{A_2 \epsilon_0 \sigma + A_3 \epsilon_i \sigma} \right)^{1/4}$, $n = \frac{q_1}{A_1 G}$ 。

图2为太阳吸收率与系统平均温度的拟合曲线,其中点为仿真计算平均温度值。图3为光学系统温度分布。由理论上(4)式可知系统平均温度与外表面太阳吸收率成0.25次方的关系,拟合曲线方程为

$$T = 284.4 \times (\alpha + 2.6901 \times 10^{-9})^{1/4} - 273.1, \quad (5)$$

与理论(4)式吻合较好。随着外表面的太阳吸收率的增大,系统的平均温度上升。这是因为随着外表面的太阳吸收率的增大,系统吸收的太阳的能量增加,所以系统的平均温度升高。吸收率是波长的函数但在一定范围内可以当作常数,当它从0.05增大到1时,系统的平均温度由 $-138.64\text{ }^\circ\text{C}$ 上升到 $11.25\text{ }^\circ\text{C}$,两者之间的温度差为 $149.89\text{ }^\circ\text{C}$,由此可以看出外表面太阳吸收率对系统平均温度的影响很大。吸收率改变很小,平均温度变化显著,并且每点曲线的斜率是不同的。随着外表面太阳吸收率的增加,系统的平均温度变化趋势趋于平缓。并且由(4)式可知拟合曲线中的每个系数都有固定的意义,它们跟系统的几何结构、内外部环境密切相关,在实际工程设计中,根据这些系数可以灵活地设计系统结构和选择材料,使得系统不但能满足温度水平需要还能进行其他方面的优化。

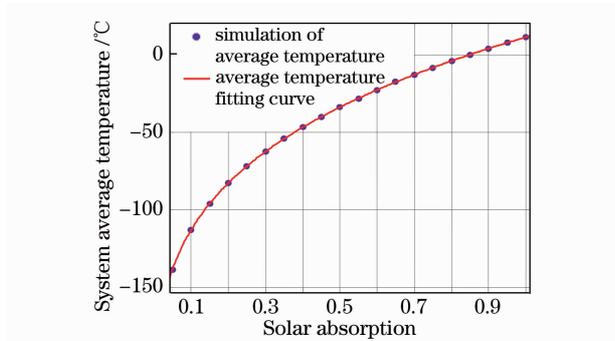


图2 太阳吸收率与系统平均温度曲线

Fig. 2 Curve of the temperature level with solar absorptivity

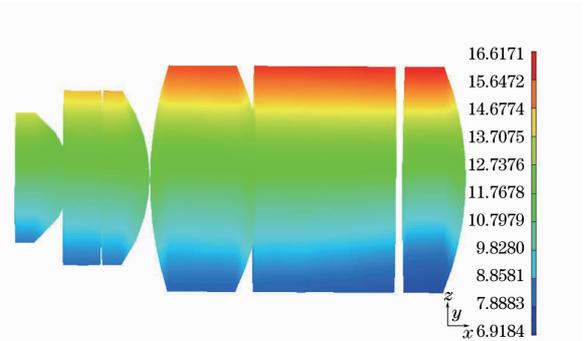


图3 光学系统温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of the optic system

3.1.2 系统平均温度与外表面发射率关系

当系统中其他参数不变,只改变系统外表面的发射率 ϵ_0 ,由(2)式可得

$$T = \left(\frac{A_1 G \alpha + q_1}{A_2 \sigma} \right)^{1/4} \left(\epsilon_0 + \frac{A_3 \epsilon_i}{A_2} \right)^{-1/4} = m(\epsilon_0 + n)^{-1/4}, \quad (6)$$

式中 $m = \left(\frac{A_1 G \alpha + q_1}{A_2 \sigma} \right)^{1/4}$, $n = \frac{A_3 \epsilon_i}{A_2}$ 。

图4为外表面发射率与系统平均温度的拟合曲线,其中点为仿真计算平均温度值。由理论上的(6)式可知系统平均温度与外表面发射率成 -0.25 次方的关系,拟合曲线方程为

$$T = 294.9 \times (\epsilon_0 + 0.1691)^{-1/4} - 272.3, \quad (7)$$

与理论(6)式吻合较好。随着外表面的发射率的增大,系统的平均温度下降,这是因为随着外表面的发射率的增加,系统向外辐射的能量增大,系统得到的净能量减少,系统平均温度降低。当外表面发射率从0.05增大到1时,系统的平均温度由 $158.69\text{ }^\circ\text{C}$ 下降到 $11.25\text{ }^\circ\text{C}$,温度的改变量为 $147.44\text{ }^\circ\text{C}$,外表面的发射率对系统平均温度的影响很大。从图4可以看出平均温度随外表面发射率的改变是越来越平缓的。同理也可知拟合曲线中的每个系数都有固定的物理意义,它们与系统的几何结构等密切相关,实际工程中既可以根据系统要求的温度水平求解出系统几何结构、材料等,为工程设计提供方法和依据,又可以根据公式改变系统参数,得到工程所需系统温度水平,指导工程设计。

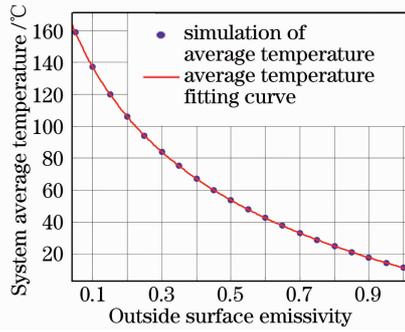


图4 外表面发射率与系统平均温度曲线

Fig. 4 Curve of the temperature level with outside surface emissivity

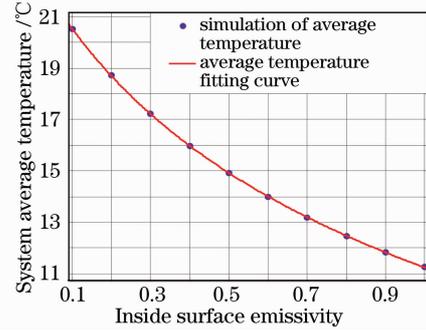


图5 内表面发射率与系统平均温度曲线

Fig. 5 Curve of the temperature level with inside surface emissivity

3.1.3 系统平均温度与内表面发射率的关系

同理,当系统中其他参数不变,只改变系统内表面的发射率 ϵ_i 时,由(2)式可得

$$T = \left(\frac{A_1 G \alpha + q_1}{A_3 \sigma} \right)^{1/4} \left(\epsilon_i + \frac{A_2 \epsilon_o}{A_3} \right)^{-1/4} = m(\epsilon_o + n)^{-1/4}, \quad (8)$$

图5为内表面发射率与系统平均温度的拟合曲线,其中的点为仿真计算平均温度值,其曲线方程为

$$T = 34.06 \times (\epsilon_i + 0.3934)^{-1/4} - 20.11, \quad (9)$$

(8)式与实际计算拟合曲线吻合。随着内表面的发射率增大,系统辐射出的能量也增大,平均温度下降。当内表面发射率从0.05增大到1时,系统的平均温度由20.514 °C降到了11.254 °C,改变量为9.26 °C。但是从图4,5可以看出,虽然随着表面发射率的改变,函数关系都是一0.25次方的关系,但是图5中的平均温度变化范围明显小于图4,这是因为在(4)式中的内外表面有效辐射面积的不同,导致内外表面发射率与平均温度的拟合曲线的系数不同,引起温度变化减少。

3.1.4 系统平均温度与太阳入射角的关系

当系统中其他参数不变,只改变太阳入射角 θ ,如图6所示。 $A \cos \theta + B |\sin \theta|$ 表示太阳辐射投影面积 A_1 ,由(4)式可得

$$T = \left(\frac{G \alpha A}{A_2 \epsilon_o \sigma + A_3 \epsilon_i \sigma} \right)^{1/4} \left(\cos \theta + \frac{B}{A} |\sin \theta| + \frac{q_1}{G \alpha A} \right)^{1/4} = m(\cos \theta + n |\sin \theta| + l)^{1/4}, \quad (10)$$

式中 $m = \left(\frac{G \alpha A}{A_2 \epsilon_o \sigma + A_3 \epsilon_i \sigma} \right)^{1/4}$, $n = \frac{B}{A}$, $l = \frac{q_1}{G \alpha A}$ 。图7为太阳入射角与系统平均温度的拟合曲线,其中点为仿真计算平均温度值,其曲线方程为

$$T = 654.4 \times (\cos \theta + 0.2119 \times |\sin \theta| + 0.909)^{1/4} - 757.6, \quad (11)$$

(11)式与理论(10)式吻合。当太阳入射角改变时,系统所接受到的辐射能量也发生改变,吸收的能量与投影

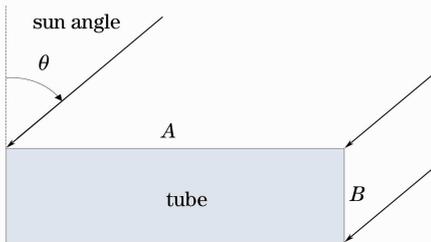


图6 太阳辐射的投影面积

Fig. 6 Projection area of the sun irradiation

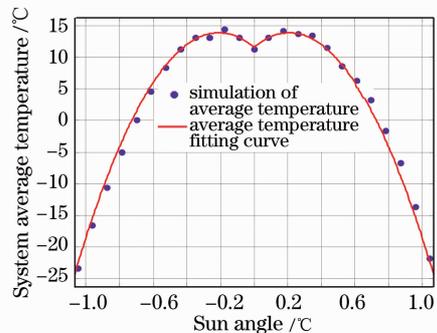


图7 太阳入射角与系统平均温度曲线

Fig. 7 Curve of the temperature level with angle of sun incidence

面积即太阳入射角的关系是 $A \cos \theta + B |\sin \theta|$ 。图 7 所示是两块面积的余弦和正弦的 0.25 次方的关系。对于本文所采取的系统,由图 7 可知系统的平均温度的最大值并不出现在直射的条件下。对曲线求导,当导数等于零时,此时系统的平均温度最大,求导可知 θ 为 $\pm 11.97^\circ$ 。当太阳入射角为 -10° 时温度水平为 14.3308°C ,入射角为 -60° 时,平均温度为 -23.3353°C ,变化量为 37.6661°C ,因此太阳入射角对系统温度的影响也很大。

3.2 导热参数与系统温差的函数关系

3.2.1 温差与镜筒导热系数的关系

由(3)式可知系统的温差与导热系数的关系为 $\Delta T = M/\lambda$,其中 M 为与系统结构、外部环境等有关的常数。当系统中其他参数不变,只改变镜筒的导热系数,当镜筒的导热系数分别为 $1, 10, 20, \dots, 200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统的温差如图 8 所示。图中点为仿真计算的各个导热系数下的系统温差,曲线为系统温差的拟合曲线,其方程为

$$\Delta T = 192.6 \times (\lambda + 2.118)^{-1} + 0.1633, \quad (12)$$

理论(3)式与实际计算拟合(12)式吻合。由(3)式可知拟合曲线中的系数是和系统结构,辐射性质。几何形状等密切相关的常数。从图 8 可以看出,随着镜筒导热系数的增大,系统的温差减少。这是因为镜筒导热系数增大时,系统的导热性能改善,部分热流通路畅通,系统的温差减少。当导热系数由 $1 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大到 $200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统温差由 61.957°C 减少到 1.0419°C ,系统的温差受导热系数的影响相当大;当镜筒的导热系数大于 $60 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统的温差变化很缓慢;镜筒导热系数从 $60 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大到 $200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统温差的改变量只有 1.8414°C ;导热系数从 $1 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大 $60 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统温差的改变量为 59.0737°C 。可以看出当导热系数达到一定数值时,温差随导热系数的变化的敏感性显著降低,这就是说导热系数对系统温差的影响存在一个非敏感区,在此区域内单位导热系数对系统温差的影响较小。所以在实际工程中,没有必要一味追求大的导热系数的材料,可以根据图 8 选择既符合系统的温差需求,又具有大的灵敏性的导热材料。

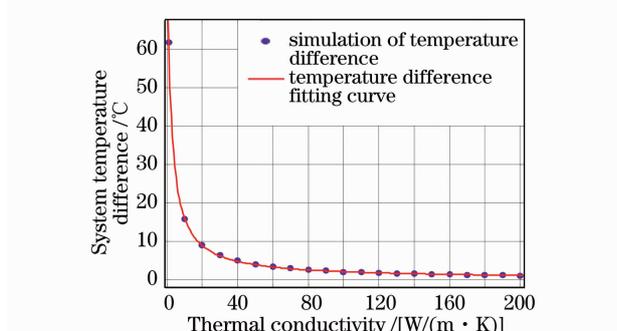


图 8 镜筒导热系数与系统温差曲线

Fig. 8 Curve of the heat conduction of drawtube

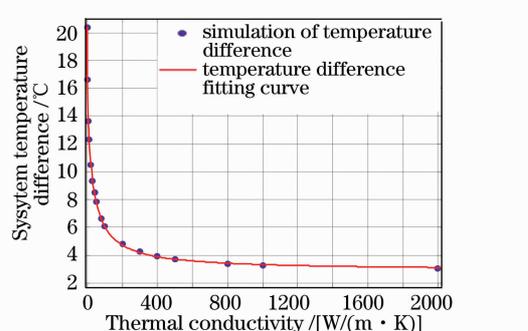


图 9 热阻导热系数与系统温差曲线

Fig. 9 Curve of the thermal joint conduction

3.2.2 温差与填充材料的关系

镜筒与透镜之间都不是完全理想的接触,两者之间有热阻,当系统其他参数不变,镜筒与透镜之间填充不同导热系数的材料时,系统的温差如图 9 所示。图中点为仿真计算的各个导热系数下的系统温差,曲线为系统温差的拟合曲线,其方程为

$$\Delta T = \frac{417.2\lambda + 121.9}{\lambda^2 + 34.38\lambda + 6.994} + 2.885. \quad (13)$$

由图 9 可以看出随着填充材料导热系数的增大,系统的温差减少,这是因为导热系数增大,系统的热流通路畅通,系统的温差减少。对于光学系统等对温差有较高要求的仪器,增大填充材料的导热系数十分重要,这能有效降低系统的温差和保持系统的稳定性。导热系数从 $0.0001 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大到 $2000 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时,系统的温差从 20.384°C 变到 2.8565°C 。

由图 9 同理可知填充材料导热系数对系统温差的影响存在一个非敏感区域,当导热系数大于某一个值,

如图中 $200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时, 温差的敏感性明显降低。在工程上, 可以根据图 9 选择既能达到温差要求又有适当温差敏感性的材料, 指导工程设计。

4 结 论

根据有限元方法求解的星敏感器系统温度分布拟合得到系统平均温度与外表面太阳吸收率、外表面发射率、内表面发射率、太阳入射角等因素的函数关系和系统温差与镜筒导热系数、填充材料导热系数等因素的函数关系, 拟合曲线与理论计算吻合。外表面太阳吸收率, 外表面发射率对系统平均温度影响很大, 当它们从 0.05 增大到 1 时, 所引起的平均温度改变量都超过了 $147 \text{ }^\circ\text{C}$ 。同等条件下, 内表面发射率引起的平均温度改变量明显小于外表面。太阳入射角对系统平均温度的影响也很大, 系统平均温度最大值为 $\pm 11.97 \text{ }^\circ\text{C}$ 。镜筒导热系数对系统温差的影响存在一个非敏感区, 当镜筒导热系数从 $60 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大到 $200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时, 系统温差的改变量只有 $1.8414 \text{ }^\circ\text{C}$, 导热系数从 $1 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 增大 $60 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 时, 系统温差的改变量为 $59.0737 \text{ }^\circ\text{C}$ 。同样, 填充材料导热系数对系统温差也存在一个非敏感区, 其分界值为 $200 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。在工程中可以根据上述结果指导工程设计。

参 考 文 献

- 1 Niu Xiaoming. Thermal response and control for a space optical remote sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 1998, **6**(6): 74~78
牛晓明. 空间光学遥感器的热响应分析及热控[J]. 光学精密工程, 1998, **6**(6): 74~78
- 2 Zhao Lixin. Thermal design and thermal-optical analysis of space solar telescope[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2002, **23**(1): 7~12
赵立新. 空间太阳望远镜的热设计和热光学分析[J]. 航天返回与遥感, 2002, **23**(1): 7~12
- 3 Zhong Yangfan. The Research of On-orbit Thermal Distortion Prediction for Antennas in Satellites[D]. Xi'an: Xidian University, 2006
钟杨帆. 星载天线的在轨热变形预示研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2006
- 4 Niu Xiaoming, Lu E, Zhao Peng. Thermal analysis of space optical system[J]. *Optics and Precision Engineering*, 1996, **4**(6): 54~60
牛晓明, 卢 镔, 赵 鹏. 空间光学系统的热分析[J]. 光学精密工程, 1996, **4**(6): 54~60
- 5 Niu Xiaoming, Wu Qingwen. The analysis of on-orbit thermal stability for optical window of space CCD-camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 1998, **6**(6): 45~50
牛晓明, 吴清文. 空间 CCD 相机光学窗口在轨热稳定性分析[J]. 光学精密工程, 1998, **6**(6): 45~50
- 6 Wu Qingwen, Lu Zesheng, Lu E *et al.*. Thermal analysis for a space optical remote sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2002, **10**(2): 205~208
吴清文, 卢泽生, 卢 镔 等. 空间光学遥感器热分析[J]. 光学精密工程, 2002, **10**(2): 205~208
- 7 Ding Yanwei, Wang Lei, You Zheng *et al.*. Thermo-optical sensitivity and thermal control system for manned spaceship optical windows[J]. *Tsinghua University (Sci. & Technol.)*, 2005, **45**(11): 1489~1492
丁延卫, 王 雷, 尤 政 等. 载人飞船光学窗口的热光学灵敏度和热控制策略[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2005, **45**(11): 1489~1492
- 8 Cen Zhaofeng, Li Xiaotong. Optical system thermal effect analysis and athermal design[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2009, **46**(2): 63~67
岑兆丰, 李晓彤. 光学系统温度效应分析和无热化设计[J]. 激光与光电子学进展, 2009, **46**(2): 63~67
- 9 Liu Xinping. 56 mm lens system for mapping displacement of centroids of stars[J]. *Acta Photonica Sinica*, 1997, **26**(7): 657~660
刘新平. 56 mm 焦距重心定位用光学系统[J]. 光子学报, 1997, **26**(7): 657~660
- 10 Ludovic Blarre, Julien Ouaknine, Oddos-Marcel Lionel *et al.*. High accuracy sodern star trackers: Recent improvements proposed on SED36 and HYDRA star trackers[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Proceedings, 2006. 6046