

文章编号 1674-2915(2013)02-0237-07

低轨道轻质星载一体化空间光学遥感器的热设计

江帆*, 吴清文, 刘巨, 李志来, 杨献伟, 于善猛
(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林长春 130033)

摘要:根据空间光学遥感器的轨道特点和任务需求,通过仿真分析对其进行了热设计。考虑近地空间环境的特殊性,选择防原子氧布作为多层隔热材料的面膜。为减小遥感器框架上安装的星上设备对遥感器温度的影响,设计了大热阻安装结构并使用了聚酰亚胺隔热垫。根据离轴三反光学遥感器及星载一体化卫星的结构特点,划分了主动加热区域,分配了加热功耗。由于遥感器对地观测频率低、工作功耗小、工作时间短,CCD焦面组件不设置散热面。根据遥感器的轨道参数和姿态,确定了3个典型工况并对其进行仿真分析和热平衡试验。结果显示,遥感器本体温度为 $(18 \pm 4)^\circ\text{C}$ 、光学元件温度为 $(18 \pm 2)^\circ\text{C}$ 、CCD温度 $\leq 30^\circ\text{C}$,得到的仿真分析结果和试验数据验证了遥感器热设计的有效性。

关键词:空间光学遥感器;低轨道;热设计

中图分类号:V443.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/CO.20130602.0237

Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit

JIANG Fan*, WU Qing-wen, LIU Ju, LI Zhi-lai, YANG Xian-wei, YU Shan-meng
(Changchun Institute of Optics, Fine mechanics and physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)
* Corresponding author, E-mail: gholethe@126.com

Abstract: A thermal simulation was established according to sensor parameters and the mission requirements to accomplish the thermal design of a lightweight space remote sensor. Atomic oxygen resistant cloth was chosen as the outmost material to reduce the damage by the space environment approximating to the earth. For some satellite devices installed on the back frame of the remote sensor, the connections with high heat resistance were designed and heat insulators were used to eliminate the heat influence on the devices. The positions and powers of the heaters were distributed according to the remote sensor's structure characters. However, none radiator was set because of such small power and duty factor of the CCD components. Finally, the thermal design was certified by a thermal balance test. Three cases designed according to the orbit parameters and attitudes of the remote sensor were simulated and tested. The experiments show that the temperatures of frames and mirrors are $(18 \pm 4)^\circ\text{C}$ and $(18 \pm 2)^\circ\text{C}$, respectively, and the temperatures of the CCD components are lower than 30°C . The simulation analysis and the thermal balance test results both indicate that the thermal

收稿日期:2012-11-13;修订日期:2013-01-17

基金项目:国家863高技术研究发展计划资助项目(No. 2009AA7020107)

design is valid and content to the mission requirements.

Key words: space remote sensor; Low Earth Orbit(LEO); thermal design

1 引言

空间光学遥感器作为对地观察的重要工具,广泛地应用于气象预告、地球资源探测、军事侦察等领域。为节省资源,空间光学遥感器与卫星平台的安装方式逐渐趋于星载一体化,遥感器不仅直接裸露于外太空,且在遥感器结构上还搭载部分星用设备。星载一体化设计使得遥感器受外热流影响增大、温度边界更加复杂。

空间光学遥感器根据空间分辨率增高的发展需求,逐渐由同轴透射系统变为离轴反射系统^[1],卫星轨道也向低地球轨道转移。离轴反射系统给光学元件的热控增加了结构限制,大尺寸光学元件的温度水平和温差要求更加苛刻,低轨空间环境对遥感器表面的热控涂层提出了更高的要求^[2-3]。

综合考虑经济效益和效率,研究人员研究了一种低轨道轻型离轴三反空间光学遥感器,该类遥感器能量需求低、质量小、发射周期短、空间分辨率足够高,与卫星平台一体化设计,使飞行器达到轻质敏捷的要求,能够快速及时地对地探测。遥感器入轨后处于太阳帆板对日定向姿态,需要对地探测时转换为对地定向姿态,拍摄结束后立即回复为对日定向姿态。光学遥感器的热设计目标是在卫星提供较小热控功耗的前提下保证遥感器在对日定向时就满足光学指标要求,而且在姿态转换后依旧满足光学指标要求。本文针对这种敏捷型光学遥感器开展了热设计研究^[4-6],控制其在轨温度水平及分布,从而保障遥感器随时具备工作能力。

2 遥感器简介

2.1 遥感器结构

遥感器采用离轴三反光学系统,光学元件包括主镜、次镜、三镜、调焦镜,均使用碳化硅材料。

图1为光学遥感器的结构示意图。遥感器结构包含后框、前框、碳纤维杆和碳纤维蒙皮,其中后框和前框为铸钛合金。主镜、三镜和焦面盒安装于后框上,次镜和调焦镜安装于前框上,前框通过碳纤维杆与后框连接。遥感器焦面盒内包含4片CCD。

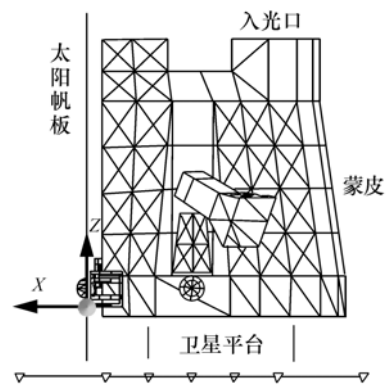


图1 遥感器及安装其上的部分星用设备示意图

Fig.1 Sketch diagram of remote sensor and some satellite equipment

遥感器包络尺寸为 $800\text{ mm} \times 550\text{ mm} \times 960\text{ mm}$,入光口尺寸为 $375\text{ mm} \times 310\text{ mm}$ 。遥感器焦距为 2 m ,相对孔径为 $1/9$ 。遥感器总质量为 99 kg 。

遥感器后框通过3个长 280 mm 的碳纤维支架沿 $-Z$ 向安装于卫星平台上。遥感器上还搭载了太阳帆板、GPS天线、太阳敏感器、星敏感器等星用设备。

2.2 遥感器轨道及设计约束

卫星飞行轨道为太阳同步轨道,轨道高度为 260 km ,轨道倾角为 95.5° ,降交点地方时为 $10:00\text{ AM}$ 。遥感器在轨不工作时太阳帆板对日定向,工作时入光口对地定向,每轨工作时间不超过 10 min 。焦面组件总功耗约为 14 W 。

主动热控峰值功耗为 50 W ,热控指标为遥感器本体温度 $(18 \pm 4)^\circ\text{C}$,光学元件温度 $(18 \pm 2)^\circ\text{C}$,且4个反射镜任意两者之间温差不超过 2°C ,CCD温度 $\leq 30^\circ\text{C}$ 。

3 传感器热设计

3.1 任务分析和外热流计算

将传感器的姿态分为对日定向和对地定向,传感器绝大部分时间处于对日定向即卫星充电姿态。比较两种姿态可知,传感器各表面在对日定向姿态下的吸收外热流均小于对地定向姿态下的吸收外热流。传感器由对日定向转换为对地定向的时间不超过 10 min,为保证卫星变换姿态后传感器能立刻进行工作,必须在对日定向时就使传感器的温度水平和温差要求满足指标要求。因此,传感器热控的首要任务确定为在对日定向下保证传感器的热控指标。

热分析的工况设定为对日低温工况、对日高温工况和对日高温转对地后瞬态工况。工况中低温工况和高温工况的区别主要取决于太阳常数 β 角和太阳帆板的光电转换效率。

由于 260 km 轨道处原子氧密度很大,传感器多层隔热材料面膜选用防原子氧布,面膜的吸收发射比取 $\alpha_s/\varepsilon = 0.36/0.85$ 。

由于太阳帆板安装在传感器的 +X 面且轮廓尺寸大于传感器 +X 面尺寸,传感器 -Z 面通过安装支架安装于卫星平台上且卫星平台轮廓尺寸大于传感器 -Z 面尺寸,因此传感器 +X 面和 -Z 面受外热流影响很小。

使用 Thermal Desktop 4.8 软件计算外热流,得到传感器各表面轨道周期平均吸收外热流密度如表 1 所示。

表 1 各表面不同工况下的轨道周期平均吸收外热流 (W/m^2)

Tab. 1 Average absorbed heat flux on each surface in different cases (W/m^2)

位置	对日低温	对日高温	对日高温转 对地瞬态
入光口	137.0	145.0	362.8
+Z 面	72.7	77.3	195.0
+Y 面	66.1	68.8	85.1
-Y 面	70.8	76.5	126.3
-X 面	102.6	107.6	181.8

根据表 1 可知,若传感器在对日定向姿态下能满足热控指标,转为对地定向姿态后传感器温度水平不可能低于对日定向姿态下的温度水平,此时只要主动热控闭环控温就可以实现温度自动调整。

3.2 热接口设计

传感器热设计采用主动热控与被动热控相结合的方式,主要包括热接口设计、被动热控和主动热控 3 个方面。

传感器通过 3 个碳纤维支架安装于卫星平台上,支架与传感器间采用 10 mm 厚聚酰亚胺隔热垫进行隔热。卫星平台提供给传感器安装面的温度边界为 18 ~ 30 $^{\circ}\text{C}$ 。

太阳帆板通过 4 个安装支架安装于相机 +X 面, -Z 侧两个安装支架安装于后框上, +Z 侧两个安装支架安装于蒙皮上。采用柔性支架安装使其热阻足够大并使用两层各厚 5 mm 聚酰亚胺隔热垫。对日定向姿态下太阳帆板温度较高,温度波动为 -40 ~ +110 $^{\circ}\text{C}$,稳态平衡温度约为 70 $^{\circ}\text{C}$,在传感器蒙皮 +X 侧包覆 20 单元多层隔热材料,面膜使用双面镀铝聚酯薄膜,分析计算时面膜吸收发射比取 $\alpha_s/\varepsilon = 0.1/0.1$ 。

GPS 天线和太阳敏感器均采用两层各厚 5 mm 的聚酰亚胺隔热垫并采用凸台安装,安装面处均包覆 10 单元多层隔热材料隔离与传感器后框间的辐射。

星敏感器通过星敏支架安装于后框 $\pm Y$ 侧中部,星敏支架与后框间使用 8 mm 厚聚酰亚胺隔热垫并采用凸台安装,安装面包覆 10 单元多层隔热材料隔离与传感器后框间的辐射。

由于传感器每轨工作时间不超过 10 min,焦面组件总功耗不超过 14 W,焦面盒自身热容较大,故不设置散热面,通过改善机械结构、灌封电路板、涂抹导热脂等措施来减小 CCD 经焦面盒到相机主体结构的传导热阻。

3.3 被动热控

传感器结构件内表面均黑色阳极氧化处理,红外发射率 $\varepsilon \geq 0.85$ 。碳纤维杆和碳纤维蒙皮内部喷 ERB-2B 黑漆,红外发射率 $\varepsilon \geq 0.85$ 。

传感器外表面均包覆 20 单元多层隔热组件,每单元多层隔热组件由一层双面镀铝薄膜(6 μm

反射屏)和一层涤纶网组成,多层隔热材料面膜除+X面使用双面镀铝聚酯薄膜外均使用防原子氧布。遥感器前框架-X面和后框上对应星上设备安装处也覆盖10单元多层隔热材料,面膜使用双面镀铝聚酯薄膜。

3.4 主动热控

遥感器主动热控通过对碳纤维蒙皮加热来保证遥感器整体温度水平,该部分主动加热功耗占整体功耗的大部分。

由于各反射镜均进行了轻量化处理且支撑结构较复杂,无法进行直接热控。因此,对主镜和三镜额外加工了后罩并在后罩上实施加热区;对于次镜和调焦镜则在对应位置的蒙皮上设置加热区。通过对光学元件后罩或对应蒙皮的加热来保证光学元件的温度水平和温差。

为减小星上设备对遥感器影响,在后框上星敏支架和GPS天线安装面处设置了加热区;受太阳帆板影响,后框+X段温度高于-X段温度,为保证温差要求,在后框-X段设置加热区。

前框架靠近入光口部分受外热流影响较大且热容小,因此也设置了加热区。

遥感器主动热控共设置11个加热区,每个加热区设置2个热敏电阻形成闭环控制。

3.5 仿真分析

规划3个工况进行仿真分析,分别为对日低温工况、对日高温工况和对日高温转对地瞬态工况。仿真分析软件使用Thermal Desktop。

对日低温工况:对日定向,太阳常数取 $1\ 322\ \text{W}/\text{m}^2$, β 角为 10.3° ,地球红外取 $221\ \text{W}/\text{m}^2$,地球反照率取0.3,外热流取轨道周期平均;相机不工作,相机安装点温度为 $18\ ^\circ\text{C}$ 。

按对日低温工况给定参数计算所得部件温度如图2所示,光学元件温度均在 $(18 \pm 2)\ ^\circ\text{C}$ 。后框温度在 $(18 \pm 4)\ ^\circ\text{C}$,太阳帆板安装点温度最高,星敏感器和GPS天线安装点温度最低。前框温度均在 $(18 \pm 2)\ ^\circ\text{C}$ 。

对日高温工况:太阳常数取 $1\ 412\ \text{W}/\text{m}^2$, β 角为 19.9° ,地球红外取 $236\ \text{W}/\text{m}^2$,地球反照率取0.3,外热流取轨道周期平均;相机不工作,相机安装点温度为 $30\ ^\circ\text{C}$ 。

对日高温稳态分析结果如图3所示,各项温

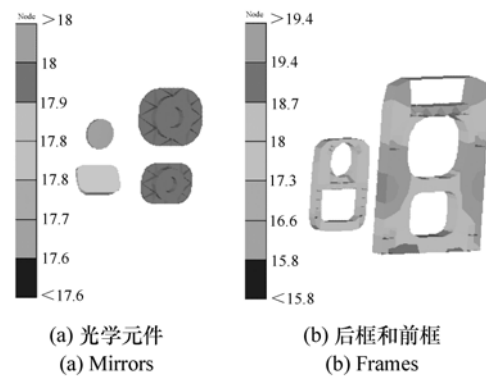


图2 对日低温工况部件温度($^\circ\text{C}$)

Fig. 2 Temperatures of components in sun oriented cold case($^\circ\text{C}$)

度指标均能满足任务要求。相对低温工况,光学元件中三镜和调焦镜温度偏高,同样由于受太阳帆板高温影响,后框+X侧温度最高接近 $21\ ^\circ\text{C}$,形成局部高温。

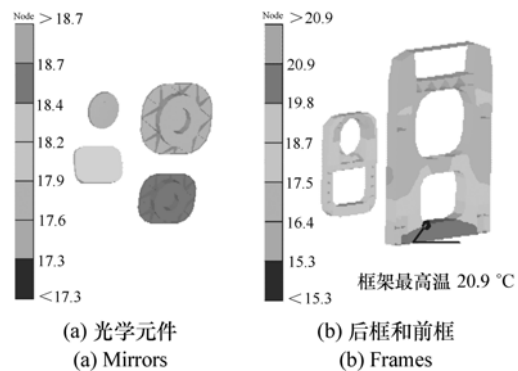


图3 对日高温工况部件温度($^\circ\text{C}$)

Fig. 3 Temperatures of components in sun oriented hot case($^\circ\text{C}$)

对日高温转对地瞬态工况:太阳常数取 $1\ 412\ \text{W}/\text{m}^2$, β 角为 19.9° ,地球红外取 $236\ \text{W}/\text{m}^2$,地球反照率取0.3,相机工作10 min,相机安装点温度为 $30\ ^\circ\text{C}$ 。该工况为对日高温工况下遥感器温度平衡后转换为对地定向姿态,持续时间1 h。姿态转换时间不超过10 min,因此未考虑姿态转换过程中外热流的变化。

对日高温转对地瞬态工况持续1 h,在第0 min遥感器开始工作,第10 min停止工作。工况初始温度取上一工况平衡数据,轨道计算以出

阴影区点作为起点。

由于主动加热功耗按对日模式计算,外热流增加引起在该工况中光学元件温度普遍升高,如图4所示。次镜变化最为明显,温度升高最大约1.5℃,其次为调焦镜,主镜和三镜变化较小。分析次镜温度变化的原因有两点,即受外热流影响较大和热容较小。

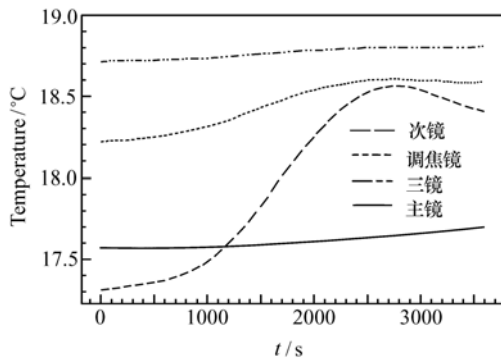


图4 对地瞬态工况光学元件温度

Fig.4 Temperatures of optical components in earth orientation transient case

遥感器 CCD 组件从第0 min开始工作,总工作时间为10 min。CCD 焦面和焦面盒的温度变化如图5所示,其中焦面盒温度为 CCD 压板安装处温度即焦面盒温度最高点。由图5可知,遥感器工作10 min后 CCD 焦面温度低于30℃,满足任务要求。

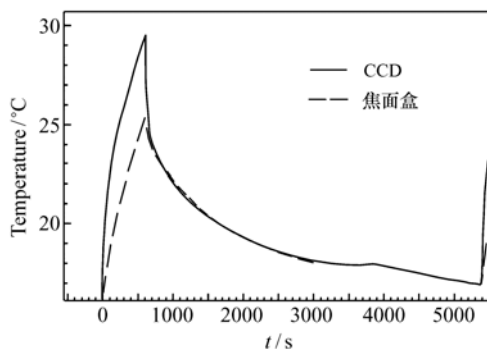


图5 对地瞬态工况 CCD 组件温度

Fig.5 Temperatures of CCD components in earth oriented transient case

实际在轨中,卫星由于能量有限,处于对地定向的时间累积不会超过30 min,即遥感器探测结束后立即转换回太阳帆板对日状态进行充电,因

此实际在轨状态下各光学元件的升温趋势和 CCD 工作后的降温趋势会比仿真分析结果更加友好,同时主动加热的等效功耗会因温度偏高而降低,从而保证相机各部位的温度在小范围内波动。遥感器主动热控通过对碳纤维蒙皮的加热保证遥感器整体温度水平,该部分主动加热功耗占整体功耗的大部分。

4 热试验

为验证热设计的有效性和正确性,对遥感器进行了两次热平衡试验^[7-9]:相机分系统热平衡试验和整星热平衡试验。相机分系统热平衡试验在 ZM4300 空间模拟器中进行,整星热平衡试验在 KM3B 空间模拟器内进行。空间模拟器内压力 $\leq 1.3 \times 10^{-3}$ Pa,热沉温度为 (100 ± 5) K。

相机分系统进行热平衡试验时进罐前状态如图6所示。卫星平台、太阳帆板、太阳敏感器、GPS 天线、星敏感器均使用模拟件,其中卫星平台安装支架、太阳帆板、太阳敏感器使用闭环控温提供温度边界,GPS 天线和星敏感器使用加热区模拟在轨工作。



图6 遥感器热平衡试验

Fig.6 Thermal balance test of the remote sensor

整星热平衡试验时,卫星平台提供真实接口。安装在相机上的星上组件如太阳敏感器、星敏感器、太阳帆板、GPS 天线等均采用真实件。

两次热平衡试验中遥感器外热流均使用红外加热笼模拟^[10],并使用黑片进行热流密度测量。

相机分系统试验时,遥感器焦面组件采用加热片进行模拟。整星试验时,焦面组件为真实件。

试验规划3个工况,同仿真分析定义。统计3个工况下的试验数据如表2所示,其中对日高

温转对地瞬态工况的数据中光学元件的温度为工况持续 1 h 后的数据, CCD 温度为结束工作时的数据。

表 2 遥感器部件在不同工况下的温度
Table 2 Temperatures of components in different cases (°C)

部件	对日低温		对日高温		对日高温转对地瞬态	
	单机	整星	单机	整星	单机	整星
主镜	17.7	17.9	17.8	18.0	18.2	18.0
次镜	17.9	17.7	18.0	18.2	18.9	18.2
三镜	17.5	17.7	17.8	18.1	18.0	18.1
调焦镜	17.1	17.6	17.9	18.1	18.3	18.2
CCD	17.9	17.1	17.8	17.7	27.0	25.4

相机分系统试验时,对日低温工况和对日高温工况下,遥感器主动热控功耗分别为 40.4 和 37.2 W。

整星试验时,对日低温工况和对日高温工况下,遥感器主动热控功耗分别为 37.3 和 30.4 W。

比对相机分系统试验数据和整星试验数据,

相机光学元件温度一致性较好。整星试验相对相机试验,卫星提供的接口更真实且有益于相机热控。

5 结 论

根据空间光学遥感器的轨道特点和星载一体化设计,对遥感器进行了热设计,有效地隔离了星上设备对遥感器的影响,合理分配了主动加热的功耗和区域。

根据遥感器的轨道姿态和工作模式,设定了 3 个工况,依据工况参数对遥感器进行了仿真分析和热平衡试验,验证了遥感器热设计的有效性。遥感器结构温度为 $(18 \pm 4)^\circ\text{C}$, 光学元件温度为 $(18 \pm 2)^\circ\text{C}$, CCD 温度 $\leq 30^\circ\text{C}$ 。

本文所述双姿态轻质敏捷型星载一体化空间光学遥感器,调姿时间和对地探测时间足够短,工作频率低,图像数据量小,热设计时不用考虑对地定向工况,不必设置 CCD 焦面散热面。本文解决了在非摄像模式下保证其摄像能力,但热控功耗相对较小的矛盾,有关热控措施适用于低轨轻质星载一体化卫星的光学遥感器。

参考文献:

- [1] 韩昌元. 高分辨率空间相机的光学系统研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2164-2172.
HAN CH Y. Study on optical system of high resolution space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2164-2172. (in Chinese)
- [2] 杨献伟, 吴清文, 李书胜, 等. 低轨道低能量空间光学遥感器热设计[J]. 光学技术, 2011, 37(1): 91-96.
YANG X W, WU Q W, LI SH SH, et al. Thermal design of a low-energy space optical remote sensor in LEO[J]. *Optical Technique*, 2011, 37(1): 91-96. (in Chinese)
- [3] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 二版. 北京: 科学出版社, 1998.
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control*[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [4] 吴清文, 卢泽生, 卢镔. 空间光学遥感器热分析[J]. 光学精密工程, 2002, 10(2): 205-208.
WU Q W, LU Z SH, LU E. Thermal analysis for a space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2002, 10(2): 205-208. (in Chinese)
- [5] 陈立恒, 吴清文, 卢镔, 等. 空间摄像机热设计[J]. 光学技术, 2008, 37(10): 2039-2042.
CHENG L H, WU Q W, LU E. Thermal design of space camera[J]. *Optical Technique*, 2008, 37(10): 2039-2042. (in Chinese)
- [6] 吴雪峰, 丁亚林, 吴清文. 临近空间光学遥感器热设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(5): 1159-1164.
WU X F, DING Y L, WU Q W. Thermal design for near space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(5): 1159-1164. (in Chinese)
- [7] 于善猛, 刘巨, 杨劲松, 等. 离轴式空间光学遥感器的热设计及仿真研究[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(8): 1521-1525.
YU S M, LIU J, YANG J S, et al. Thermal design and simulation for off-axis space optical remote sensor[J]. *Infrared and*

Laser Eng., 2011, 40(8):1521-1525. (in Chinese)

- [8] 贾学志,王栋,张雷,等. 轻型空间相机调焦机构的优化设计与精度试验[J]. 光学精密工程, 2011, 19(8):1824-1831.

JIA X ZH, WANG D, ZHANG L, *et al.*. Optimizing design and precision experiment of focusing mechanism in lightweight space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(8):1824-1831. (in Chinese)

- [9] 杨献伟,吴清文,李书胜,等. 空间光学遥感器设计[J]. 中国光学, 2011, 4(2):139-146.

YANG X W, WU Q W, LI S S, *et al.*. Thermal design of space optical remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2):139-146. (in Chinese)

- [10] 贾阳,杨晓宁. 飞船红外加热笼热设计方法研究[J]. 航天器工程, 2004, 13(2):52-56.

JIA Y, YANG X N. A study of spacecraft infrared heating cage for[J]. *Spacecraft Eng.*, 2004, 13(2):52-56. (in Chinese)

作者简介:



江帆(1983—),男,湖北仙桃人,硕士,助理研究员。2004年、2007年于中国科学技术大学分别取得学士、博士学位。主要从事空间光学遥感器环境工程的研究。E-mail:gholehe@126.com



李志来(1965—),男,吉林镇赉人,学士,研究员,1986年于吉林工学院获得学士学位,主要从事空间相机结构设计研究。E-mail:ilizl2004@sohu.com



吴清文(1968—),男,四川简阳人,博士,研究员,博士生导师。1991年、1994年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,1997年于中国科学院长春光学精密机械研究所获得博士学位,主要从事空间机械设计与制造技术、空间光学遥感器环境工程等的研究。E-mail:wuqw@ciomp.ac.cn



杨献伟(1983—),男,河南安阳人,硕士,研究实习员,2008年于吉林大学获得学士学位,2011年于中国科学院长春光学精密机械研究所获得硕士学位,主要从事空间光学遥感器热设计及热分析的研究。E-mail:yangxianwei521@163.com



刘巨(1974—),男,吉林市人,博士,副研究员,硕士生导师,2005年于中国科学院长春光学精密机械研究所获得博士学位,主要从事空间光学仪器热设计、热分析、热试验的研究。E-mail:yanwuqiu@yahoo.com.cn



于善猛(1982—),男,辽宁大连人,硕士,助理研究员,2004年于哈尔滨工程大学获得学士学位,2008年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要从事空间光学遥感器的热设计热试验的研究。E-mail:yushanmeng@163.com