

环月轨道一体式星敏感器热设计及仿真验证

张 戡, 赵吉喆, 张 翔, 刘冈云
(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 文章提出了一种适用于环月轨道条件下的一体式星敏感器的复合热设计方案。一体式星敏感器自身热耗集中, 在环月轨道条件下受太阳辐射和月球红外辐射共同影响, 散热条件恶劣。利用热管、热控涂层、多层和电加热器等热控措施相结合的方法, 解决了环月轨道条件下的一体式星敏感器的散热问题。通过仿真分析, 星敏感器最高温度 36.7℃, 满足单机温度要求。

关键词: 环月轨道; 月球红外辐射; 一体式星敏感器; 热设计; 仿真分析

中图分类号: V445.8

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2016)05-0516-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2016.05.010

Thermal design of an integrated star sensor on lunar orbit with simulation validation

ZHANG Yu, ZHAO Jizhe, ZHANG Xiang, LIU Gangyun
(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: A composite design for the thermal management of an integrated star sensor on lunar orbit is proposed. On the lunar orbit, the thermal condition of the integrated star sensor is determined by the solar radiation, the infrared radiation of the lunar surface and the concentrated heat load of the star sensor. As the result, the thermal management of the star sensor is extremely difficult. The heat dissipation of the star sensor is realized through the combined actions of the heat pipe, the thermal control coating, the MLI and the electric heater. The thermal simulation is performed to verify the design. The result shows that the maximum temperature of the star sensor is 36.7℃, which satisfies the temperature requirement of the star sensor.

Key words: lunar orbit; infrared radiation of lunar surface; integrated star sensor; thermal design; simulation analysis

0 引言

星敏感器作为月球探测飞行器常用的姿态测控器件, 其光学系统的测量精度对温度较为敏感, 温度过高会导致星敏感器信噪比降低, 影响图像质量, 因此星敏感器的热设计十分重要^[1-6]。与地球轨道相比, 环月轨道上的星敏感器受安装位置、飞行轨道姿态和构型等因素影响, 其热控设计面临 2 大困难, 具体表现为:

1) 在环月轨道上, 星敏感器受到太阳辐射、月球反射和月球红外辐射同时影响, 其中 1 个轨道周期内月球红外辐射的平均热流远远大于地球红外辐射, 而且波动剧烈, 导致星敏感器外热流条件十分恶劣, 不易散热。

2) 星敏感器为一体式结构, 控温指标为-30~45℃。与分体式星敏感器相比, 一体式星敏感器发热量大, 而且热耗集中, 因此对热排散提出了较高的要求。

本文针对一体式星敏感器自身特点以及环月轨道的外热流分布特征, 采用多种热控措施相结合的方式开展星敏感器的热控设计, 并利用 Thermal Desktop 软件对设计方案进行仿真分析, 验证设计方案的合理性。

1 环月轨道星敏感器热控任务特点

1.1 星敏感器构型

星敏感器采用遮光罩、头部和线路盒集成设计

的一体式结构, 遮光罩与线路盒间为隔热安装。星敏感器自身热耗为 13 W, 由头部和线路盒产生。与分体式星敏感器相比, 一体式星敏感器的热耗更为集中 (表 1), 热排散需求更大。

表 1 星敏感器热耗及安装方式比较

Table 1 Comparison of heatload and installation pattern for different star sensors

星敏感器	产地	热耗/W		安装位置	
		头部	线路盒	头部	线路盒
分体式	HYDRO (法国)	2.5	9	星外	星内
	SODERN (法国)	2.81	12		
一体式	国内	13		舱外	

1.2 星敏感器外热流条件

星敏感器的外热流状态与安装布局、飞行轨道、飞行姿态等密切相关。本文分析的一体式星敏感器通过支架安装于飞行器 III 象限偏 II 象限约 50° 的位置 (图 1)。在环月飞行过程中, 飞行器 III 象限线对日定向, 同时 +x 方向指向月球北极。因此, 星敏感器在环月飞行过程中会同时受到太阳辐射、月球反射和月球红外辐射的影响。

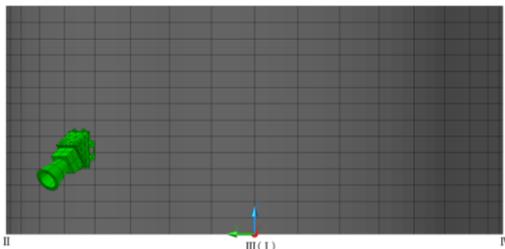


图 1 一体式星敏感器安装布局

Fig. 1 The installation position of the integrated star sensor

利用 Thermal Desktop 软件对环月轨道上星敏感器的外热流进行分析, 星敏感器及其支架各表面的定义见图 2。

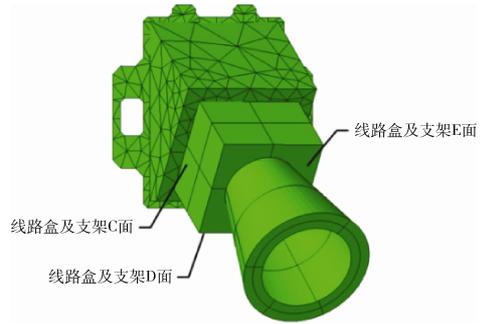
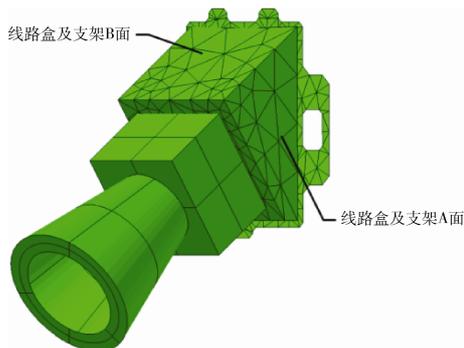


图 2 星敏感器及其支架各表面定义

Fig. 2 Surface definitions of the star sensor and its support

根据外热流分析结果 (表 2) 可知, 星敏感器主要受太阳辐射和月球红外辐射的影响, 受月球反射的影响极小。遮光罩与线路盒为隔热安装, 因此线路盒及支架的外热流是影响单机温度的主要因素, 遮光罩上的外热流对单机温度影响较小。

表 2 环月轨道星敏感器及其支架外热流

Table 2 The external heat flux to the star sensor and its support on lunar orbit

类别	遮光罩	线路盒	支架
最大到达外热流/W	57.6	38.0	61.5
平均到达外热流/W	30.1	19.8	31.7
太阳辐射最大热流/W	35.1	24.4	41.3
太阳辐射平均热流/W	23.1	16.1	27.2
月球红外辐射最大热流/W	20.5	12.4	18.6
月球红外辐射平均热流/W	6.4	3.4	4.2
月球反射最大热流/W	2.0	1.2	1.8
月球反射平均热流/W	0.6	0.3	0.4

月球表面温度差异极大 (图 3)^[7], 月球红外辐射波动剧烈 (日下点热流密度可达 1314 W/m^2 , 而背阳面仅为 5.2 W/m^2)^[8-9], 因此星敏感器及其支架的外热流波动十分剧烈, 而且各表面的外热流分布呈现出显著的差异性 (表 3), 具体外热流分布情况如下:

1) 线路盒及支架 A 面朝向飞行器 III 象限线方向, 太阳光照角较大, 受太阳辐射影响显著, 最大到达外热流密度和平均到达外热流密度均为最大。

2) 线路盒及支架 B 面由于光照角的原因, 受太阳辐射的影响减小, 月球红外辐射的影响增大, 平均到达外热流明显小于 A 面。

3) 星敏感器及其支架 C 面和 D 面不受太阳辐射影响, 只受到月球红外辐射和反射影响, 平均到达外热流均小于 A 面和 B 面。

4) 星敏感器及其支架 E 面光照角较小, 同时受遮光罩遮挡, 因此到达外热流也极小。

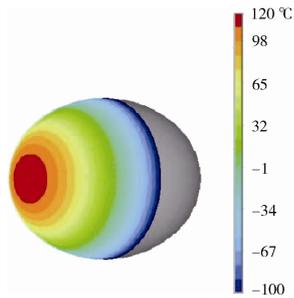


图3 日下点月面温度分布模型

Fig. 3 The temperature distribution on the lunar surface at the subsolar point

表3 环月轨道星敏感器及其支架外热流分布状态
Table 3 The external heat flux distribution of the star sensor and its support on lunar orbit

类别	A面	B面	C面	D面
最大到达外热流密度/(W·m ⁻²)	1121.7	964.5	580.5	163.1
平均到达外热流密度/(W·m ⁻²)	675.9	441.1	123.1	50
太阳辐射最大热流密度/(W·m ⁻²)	1001.8	579	0	0
太阳辐射平均热流密度/(W·m ⁻²)	659.7	381.3	0	0
月球红外辐射最大热流密度/(W·m ⁻²)	113.3	355.7	527.9	147.5
月球红外辐射平均热流密度/(W·m ⁻²)	15	55.2	112.1	45.8
月球反射最大热流密度/(W·m ⁻²)	7	29.8	53.8	15.7
月球反射平均热流密度/(W·m ⁻²)	1.2	4.6	11	4.2

1.3 星敏感器所处热环境条件

根据飞行器热控设计方案,星敏感器安装于舱体散热面上,A面和D面朝向的舱体区域均包覆多层,如图4所示。在飞行器Ⅲ象限线对日定向环月飞行过程中,星敏感器A面朝向的舱体多层在光照区受到太阳辐射,最高温度达到110℃。而星敏感器所处的舱体散热面虽然喷涂SR107-ZK白漆,但由于同时受到太阳辐射和月球红外辐射影响,温度波动极大,最高温度接近40℃。

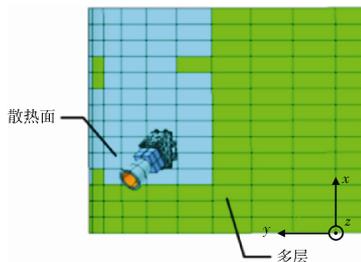


图4 星敏感器及其支架安装区域的舱体热控状态

Fig. 4 The thermal condition of the orbiter surface around the star sensor and its support

2 环月轨道星敏感器热控设计

根据环月轨道星敏感器热控任务特点,采取如下措施解决星敏感器的温度控制问题:

1) 线路盒及支架A面包覆多层隔热组件,减少外热流对星敏感器温度的影响;

2) 星敏感器线路盒B、C、D、E面表面粘贴钨玻璃镀银二次表面镜(OSR)作为散热面,减少太阳辐射对星敏感器的影响;

3) 星敏感器支架B、C、D面喷涂KS-Z白漆作为散热面,利用支架表面扩展星敏感器的散热面;

4) 星敏感器与支架之间填充导热填料(导热系数 $>1000\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$,经验值,下同),利用支架散热面散热,并利用支架热容减少星敏感器的温度波动;

5) 星敏感器支架与舱体之间填充导热填料,利用舱体热容减少星敏感器的温度波动;

6) 星敏感器支架安装区域的舱体表面粘贴约 0.4 m^2 的OSR,代替SR107-ZK白漆,减小太阳辐射对舱体散热面的影响,降低舱体表面温度,改善星敏感器的热环境边界;

7) 在舱体支架安装面的内表面安装2根长750 mm的 $\phi 15\times 50\text{ mm}$ 的外贴热管,扩大与星敏感器支架接触的舱体散热面面积,利用舱体散热面和舱体热容降低星敏感器的温度;

8) 在星敏感器支架B面上粘贴20 W电加热器,阈值设为 $[-25\text{ }^\circ\text{C}, 0\text{ }^\circ\text{C}]$,保证星敏感器在极端低温状态(地月转移段)时温度不低于其要求指标的下限($-30\text{ }^\circ\text{C}$);

9) 根据星敏感器自身要求,遮光罩内表面喷涂黑漆,外表面喷涂SR107-ZK白漆,遮光罩与线路盒上盖板之间为隔热安装,隔热材料为3 mm厚的聚酰亚胺隔热垫。

3 热控设计仿真实验

3.1 计算模型

星敏感器支架与舱体为导热安装,因此需根据飞行器实际结构、单机布局和单机热耗建立星敏感器热分析模型,保证星敏感器热边界的准确性。图5标示了星敏感器采取的具体热控措施和实施区域。根据星敏感器的热控设计方案,利用Thermal Desktop软件建立了星敏感器的热仿真分析模型(图6),对星敏感器的温度进行分析预测。

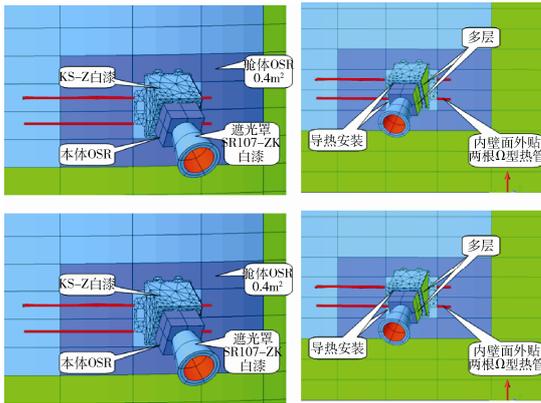


图 5 星敏感器热控措施

Fig. 5 The thermal control design of the star sensor

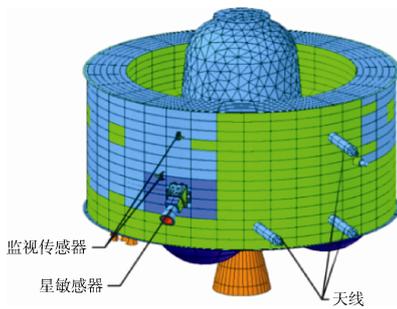


图 6 星敏感器热分析模型

Fig. 6 The thermal analysis model of the star sensor

3.2 工况选取

根据轨道和姿态参数, 本文选取了 1 个高温工况和 1 个低温工况 (表 4), 分析验证极端条件下星敏感器的热控设计方案的合理性。高温工况选取环月轨道冬至工况, 飞行器Ⅲ象限线对日定向, 同时 +x 方向指向月球北极, 整器和星敏感器的外热流最大。低温工况选取地-月转移轨道夏至工况, 飞行器 +x 对日定向, 整器和星敏感器的外热流最小。

表 4 星敏感器极端工况

Table 4 The extreme conditions of the star sensor

工况	稳态/瞬态	飞行轨道	外热流	涂层特性
高温	瞬态	环月	最大	寿命末期
低温	稳态	地-月转移	最小	寿命初期

3.3 计算结果与分析

根据星敏感器的热控设计方案, 计算出 2 种工况下星敏感器的温度仿真结果: 在环月轨道高温工况下, 星敏感器的温度范围为 0.8~36.7℃, 距温度指标上限有 8.3℃的控温余量, 设计裕度充足; 在地-月转移轨道低温工况下, 星敏感器温度稳定在 -23.2℃, 距温度指标下限仍有 6.8℃的控温余量。

环月轨道星敏感器及其支架的温度分布情况见图 7。由图可见星敏感器遮光罩温度最高, 其次为线路盒, 支架的温度最低。星敏感器线路盒与支架之间的温差小于 3℃, 因此线路盒的热量能够有效传导至支架, 利用支架散热面向外界排散热量。星敏感器支架安装区域的舱体表面粘贴 OSR 后, 有效地降低了舱体温度 (由 39.1℃降低至 27.6℃), 为星敏感器散热提供了良好的热环境边界。

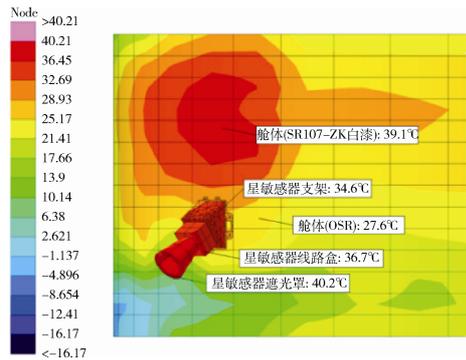


图 7 环月轨道星敏感器最高温度分布

Fig. 7 The maximum temperatures of the star sensor on lunar orbit 地-月转移轨道上星敏感器及其支架的温度分布见图 8。

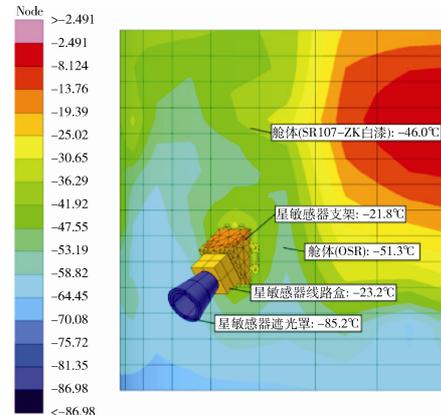


图 8 地-月转移段星敏感器温度分布

Fig. 8 The temperature distribution of the star sensor on Earth-Moon transfer orbit

由图 8 可见, 星敏感器支架由于粘贴加热器, 温度最高, 其次为线路盒, 而遮光罩的温度最低。此外, 舱体温度明显低于星敏感器及其支架温度, 因此加热器除了补偿星敏感器自身和支架的散热量, 还须补偿舱体散热面排散的热量。分析结果表明, 现有加热器功率设计能够保证星敏感器温度高于指标下限 (-30℃)。

4 结束语

本文针对环月轨道上一体式星敏感器的外热

流特点,利用热管、热控涂层、多层和电加热器等措施相结合的方法,提出了一种适用于环月轨道的一体式星敏传感器复合热控设计方案,并利用 Thermal Desktop 软件进行了仿真验证。仿真分析结果表明,星敏传感器最高温度和最低温度均满足单机温度要求,并且有一定控温余量。这说明本文提出的热控设计方案可有效地解决环月轨道外热流条件恶劣和一体式星敏传感器热耗集中带来的散热难题,保证星敏传感器满足温度指标要求,对环月轨道载荷热控设计具有一定的参考价值。

参考文献 (References)

- [1] 傅丹鹰,殷纯永,乌崇德. 空间遥感器的热/结构/光学分析研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(3): 105-110
FU D Y, YIN C Y, WU C D. A study of thermal/structural/optical analysis of a space remote sensor[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(3): 105-110
- [2] 初昶波,王虎,李燕,等. 星敏传感器镜头中透镜组的热应力分析[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(5): 1235-1238
CHU C B, WANG H, LI Y, et al. Thermal stress analysis of star sensor lens mounts[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(5): 1235-1238
- [3] 刘海波,谈吉春,沈本剑. 星敏传感器光学系统的热/结构/光分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 875-879
LIU H B, TAN J C, SHEN B J. Thermal/structural/optical analysis of optical system of star sensor[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 875-879
- [4] 谭威,杨建坤,朱梦真,等. 星敏传感器温度分布函数关系研究[J]. 激光与光电子学进展, 2010, 47(7): 30-38
TAN W, YANG J K, ZHU M Z, et al. Study of temperature distribution function of star sensor[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2010, 47(7): 30-38
- [5] 韩崇巍,赵剑锋,赵啟伟,等. 一种 GEO 卫星星敏传感器热控设计[J]. 航天器工程, 2013, 22(3): 47-52
HAN C W, ZHAO J F, ZHAO Q W, et al. Thermal control design for star sensor on GEO satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(3): 47-52
- [6] 杨昌鹏,赵欣,辛强. 倾斜轨道星敏传感器热控设计及在轨分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(6): 59-64
YANG C P, ZHAO X, XIN Q. Thermal design and on-orbit thermal analysis on star sensor of inclined-orbit satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(6): 59-64
- [7] 欧阳自远. 月球科学概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005: 46
- [8] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 119
- [9] 李鹏,赵吉喆,来霄毅,等. 月球轨道目标表面月球红外辐射热流精细计算方法研究[J]. 上海航天, 2015, 32(3): 31-34
LI P, ZHAO J Z, LAI X Y, et al. Investigation of an accurate calculation method for moon infrared radiation on target surface in lunar orbit[J]. Aerospace Shanghai, 2015, 32(3): 31-34

(编辑: 冯露漪)