星敏感器组件的热设计

江 帆^{1,2},王忠素¹,陈立恒¹,吴清文¹,郭 亮¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学,北京 100049)

摘 要:根据高分辨率卫星上星敏感器的特点和任务需求,通过仿真分析与试验相结合的方法对星 敏感器组件进行热设计。首先,根据热变形分析确定星敏感器支架的热控指标为 18±3℃。其次,根据 轨道参数及结构布局获得 3 只星敏感器及其安装支架的外热流,同时考虑内热源分布及多层隔热材 料表面参数的退化等因素,选用被动热控和主动热控相结合的热控模式。然后,通过仿真分析,得到 星敏感器支架在低温工况和高温工况下的温度范围为 17.0~19.1℃。最后,通过热平衡试验及在轨温 度测试验证热设计,星敏支架在各试验工况下的温度范围为 17.3~18.7℃,与分析结果相符;在轨测试 星敏支架的温度范围为 16.0~19.0℃,满足热控指标要求 18±3℃。热设计合理有效,满足任务需求。 关键词:星敏感器; 热设计; 热仿真分析; 热平衡试验

中图分类号: V448.2 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2014)11-3740-06

Thermal design of star sensor assembly

Jiang Fan^{1,2}, Wang Zhongsu¹, Chen Liheng¹, Wu Qingwen¹, Guo Liang¹

(1.Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Based on the structure character and mission requirements of star sensors used by high detectivity satellites, thermal design of star sensor assembly was accomplished by combining thermal simulation analysis and thermal balance test. Firstly, the temperature target of the bracket of the star sensors was determined by the thermal transformation analysis. Then according to the orbit parameters and the positions of star sensors, the incident space heat fluxes of three star sensors were computed. Besides the fluxes, internal heat sources of star sensors and degradation of MLI were also considered to complete the design. Both the passive thermal control and the active thermal control were applied. The simulation analysis indicates that the temperatures of the assembly was between 17.0° to 19.1° . Finally, the thermal design was examined by thermal balance test and temperature test in orbit. The results of thermal balance test show that the temperatures of the assembly are between 17.3° to 18.7° and the temperatures of the assembly are between 16.0° to 19.1° . Both the data indicate that the temperatures of the assembly are between 16.0° to 19.1° .

收稿日期:2014-03-14; 修订日期:2014-04-16

基金项目:国家 863 计划(2008AA121803)

作者简介: 江帆(1983-), 男, 博士生, 主要从事空间光学遥感器热设计与热试验方面的研究。 Email: gholethe@126.com

导师简介:吴清文(1968-),男,研究员,博士生导师,博士,主要从事光学精密机械 CAD/CAE 和空间光学遥感器热控技术方面的 研究。Email:wuqw@ciomp.ac.cn

meet the mission requirements.

Key words: star sensor; thermal design;

thermal simulation analysis;

thermal balance test

0 引 言

星敏感器在航天飞行器的姿态测量和控制系统 中起着重要的作用,是最精密的姿态测量部件^[1-2]。 通常在航天器上安装两个或两个以上的星敏感器, 它们独立工作、互为备份,提高了姿态测量精度和可 靠性^[3-4]。

通讯类或非高分辨率成像要求的卫星,星敏感 器一般安装在卫星结构上,对于其定姿精度的要求 并不苛刻,因此对其热变形并不做严格要求^[5],允许 温度范围很宽,设计指标一般在-20~+30℃。

对于高分辨率的空间光学遥感卫星,星敏感器 的定姿精度及重复精度直接决定了地面观测区域的 准确性及长时间观测的连续性,因此须尽可能的减 小误差。改进星敏感器的安装方式,从传统的安装于 卫星平台上更改为将星敏感器直接安装在光学遥感 器的主体结构上^[6]。考虑到星敏感器在轨测量时的 主要误差源是温度变化引起的热变形,将星敏感器 组件的温度约束在较窄的范围内,热变形引起的误差 控制在 5″以内,与目前国内的相应检测精度相当^[7]。

某太阳同步轨道卫星,用于地面高分辨率应急 探测,空间分辨率要求不低于2m。在轨探测时使 用3只ASTRO10星敏感器进行联合定姿。根据其 已有的安装法兰接口,设计星敏感器支架,用于将 3只星敏感器安装在光学遥感器基座上。文中针对 这种星敏感器组件开展热设计研究,控制其在轨温 度水平及范围(±3℃内),从而有效减小星敏感器的 定姿误差。

1 热设计输入条件

1.1 星敏感器组件结构及内热源

星敏感器组件结构如图 1 所示,组件由星敏感器支架和 3 只星敏感器组成。每个星敏感器又由遮 光罩、光阑片、光学组件、CCD 组件和安装法兰等组成,其中遮光罩及安装法兰均为铝合金,光阑片选用 碳纤维材料。星敏感器支架为铸钛合金。



Fig.1 Structure of star sensor assembly

星敏感器通过安装法兰与星敏支架上的安装法 兰进行对接。星敏支架通过3个安装面与光学遥感 器基座相连。

星敏感器光阑片位于最外侧,其热物理属性为 α_s/_{α_h=0.23/0.87。CCD 组件与遮光罩分别位于法兰的 两侧,单只星敏感器的内热源功耗不超过 3 W(含制 冷机功耗)。}

1.2 热控指标确定

考虑到光学遥感器基座的目标温度为 18 ℃,为 减小星敏感器组件与基座的相互影响,设定星敏感 器支架及各星敏感器的目标温度与基座相同。根据 相关的热变形分析,最终确定星敏感器组件的热控 指标为 18±3 ℃。

2 热设计

2.1 设计概述

由于该星敏感器已经在多个飞行器中有成功 应用,自身热设计已较完善且工作温度范围较宽 (-35~+55℃),因此在进行星敏感器组件热设计时, 主要设计目标定为控制星敏感器安装面(法兰)的温 度水平、各安装面之间的温差和星敏感器支架的温 度水平。将星敏感器组件主要结构件的温度控制 在±3℃内,进而保证星敏感器光轴矢量变化不大于 5″。

根据结构特点和热设计指标要求,通过外热流

分析、内热源散热设计,结合主动热控和被动热控, 最终完成热设计。

2.2 外热流分析

在轨工作时,星敏感器组件的内热源保持不变,导致星敏感器组件温度波动的主要原因是外热 流的变化。入光口外热流随着卫星进出阴影区发生 巨大的变化,使得星敏感器本体乃至安装面产生温 度波动。

通过分析计算^[8],得到星敏感器入光口外热流 密度的变化,星敏感器 a 入光口的外热流波动最大, 其次是星敏感器 c,最稳定的是星敏感器 b。图 2、图 3 分别为星敏感器 a、b、c 在高温工况和低温工况下一 个轨道周期内到达外热流的密度变化。



Fig.2 Incident heat flux of optical entrance in hot case



Fig.3 Incident heat flux of optical entrance in cold case

2.3 内热源散热设计

由于星敏感器的工作功耗较小,不开制冷机时 工作功耗为2W,开启制冷机时合计功耗约3W,因 此不设置单独的散热面进行散热。内热源的散热主 要通过入光口散热来实现。

星敏感器入光口直径为 Φ110 mm,由于在光路 上并无遮挡,对冷黑空间的角系数近似于 1,等效红 外发射率取 1,根据公式(1):

$$\mathbf{Q} = \boldsymbol{\sigma} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{h}} \cdot \mathbf{F} \cdot \mathbf{T}^{4} \cdot \boldsymbol{\pi} \cdot \mathbf{d}^{2} \cdot \mathbf{4}^{-1}$$
(1)

计算可得单只星敏感器入光口对外散热量约

2~3W,对应的入光口等效温度为-27~0℃。

根据上述分析,以轨道周期平均数据来计算,入 光口散热能够满足星敏感器内热源的热耗消散。

2.4 被动热控

星敏感器组件外表面均包覆 20 单元多层隔热 组件。面膜选用防静电单面镀铝聚酰亚胺二次表面 镜,在设计时考虑了面膜寿命期限内物性参数的变 化,太阳吸收率 α_s由 0.36 退化至 0.64。

由于星敏感器的 CCD 组件位于星敏支架的内部,为加强部件间的相互换热,星敏支架内部(除接口界面外)均作黑色阳极氧化处理(&,不小于 0.85)以提高温度均匀性。

星敏感器与星敏支架通过法兰光滑平面对接安装。星敏支架与光学遥感器基座为光滑金属面安装, 使用9个螺钉连接。

2.5 主动热控

在各星敏感器安装面及星敏支架分别设置加热 区并配置热敏电阻,共使用了4个主动加热区,每个 加热区配置2个热敏电阻进行闭环控制。

由于各星敏感器吸收外热流的大小不同,对应 主动加热区的功耗也略有不同。各主动加热区参数 如表1所示,合计功耗共14.5W,默认控温目标为 18℃,与光学遥感器目标一致。

表 1 各主动加热区参数

Tab.1 Parameters of active heating loads

	Sensor a	Sensor b	Sensor c	Bracket
Power/W	3	3.5	5	3
Temperature target/°C	18	18	18	18

3 热分析

3.1 热分析模型

使用Thermal Desktop 4.8 软件进行仿真分析。

卫星载荷舱底板及光学遥感器均采用壳单元进 行轮廓模拟,表面热属性与在轨状态一致。光学遥感 器各节点均设置为边界节点,温度设置为 18℃。

3.2 工况定义

根据卫星轨道参数、内热源分布及多层面膜退

化参数,设置低温工况和高温工况,并分别进行了稳态分析和瞬态分析。

低温工况与高温工况参数选取如表2所示。

表 2 工况参数

Tab.2 Parameters of cases

	Time	Solar constant	Albedo	Power
Cold case	2011.5.15	1 322 W/m ²	0.35	2 W*3
Hot case	2011.1.23	1 412 W/m ²	0.35	3 W*3

3.3 稳态工况结果

稳态工况分析结果如图 4 所示,低温工况和高 温工况下,星敏支架温度均分布在 17.0~19.1℃,温 度均匀性良好且满足温度指标。



图 4 稳态工况温度分布 Fig.4 Temperature distribution in steady cases

稳态工况统计各加热回路占空比如表 3 所示, 各主动加热回路的加热功耗满足 25%设计裕量。

表 3 稳态工况下加热回路占空比

Tab.3 Duty ratios of heaters in steady cases

	Bracket	Sensor a	Sensor b	Sensor c
Cold case	0.58	0.57	0.60	0.62
Hot case	0.40	0	0.12	0.15

3.4 瞬态工况结果

以稳态工况结果为起始温度进行瞬态分析。低 温瞬态工况下,各部件温度波动最大点的温度变化 曲线如图 5 所示。

统计瞬态工况下各部件的温度范围如表 4 所示。两种瞬态工况下,星敏感器组件温度分布范围为 17.3~19.8℃,星敏感器安装面的温差均不超过 2℃,各安装面的波动也均不超过 2℃。

高温瞬态工况下,各部件温度波动如图6所示。



图 5 低温瞬态工况温度变化

Fig.5 Temperature variety in transient cold case

表4瞬态工况下温度数据(单位:℃)

Tab.4 Temperatures in transient cases (Unit:℃)

	Bracket	Sensor a	Sensor b	Sensor c
Cold case	17.4-18.4	17.3-18.1	17.3-17.8	18.2-18.6
Hot case	17.7-19.3	17.8-19.8	17.8-18.8	17.7-18.4





表 4 中,高温瞬态工况数据与低温瞬态工况相 比,各星敏感器及星敏支架温度波动范围变大的原 因有三点:太阳常数变大,阳光矢量与光轴夹角变 小,多层表面太阳吸收率变大。

4 试验及在轨验证

4.1 热平衡试验验证

为考核星敏感器组件热设计的正确性,星敏感 器及其支架参与完成了载荷分系统热平衡试验和整 星热平衡试验。

星敏感器组件与光学遥感器一起进行热平衡试验,保证了边界的正确性。试验于 ZM4 300 真空罐中进行,试验条件如下:热沉温度 100 ±10 K;真空度优于 1.33×10⁻³ Pa。试验状态如图 7 所示。



图 7 星敏感器组件热平衡试验 Fig.7 Star sensor a ssembly in thermal balance test

热平衡试验中,工况定义同热分析中稳态工况。 星敏感器组件的外热流通过在多层隔热组件表面或 入光口内侧粘贴电加热片进行模拟。星敏感器组件 轨道平均吸收外热流密度及加热功耗如表5所示。 由于星敏支架形状复杂,各部位的外热流密度存在 较大差异,因此表5中仅给出统计后的总功耗。

表5星敏感器组件外热流的试验模拟

Tab.5 Simulation of absorbed heat flux of star

sensor	assem	b	ly i	in '	test	
--------	-------	---	------	------	------	--

		Bracket	Sensor a	Sensor b	Sensor c
Cold case	Flux /W \cdot m ⁻²	-	88.6	65.0	53.6
	Power /W	54.6	1.57	1.15	0.95
Hot case	Flux /W·m ⁻²	-	89.7	70.8	44.6
	Power /W	80.6	1.59	1.25	0.79

分系统试验和整星试验结果如表 6 所示,星敏 感器组件温度分布范围为 17.3 ~18.8 ℃,温度数据与 仿真分析中稳态工况结果一致性良好。

试验结果表明,星敏感器组件的热设计合理有效,能够满足热控指标。

	表 6	热平	衡试验	数据(单位	ये:℃)	
Tab.6	Result	s of	thermal	balance	test (Unit:°	C)

		Bracket	Sensor a	Sensor b	Sensor c
Subsystem test	Cold case	18.5	18.3	18.2	17.7
	Hot case	18.7	18.0	18.2	17.7
Satellite test	Cold case	18.1	18.1	18.8	17.3
	Hot case	18.0	18.7	18.7	18.3

4.2 在轨温度数据验证

在轨运行时,由于星敏感器的制冷目标进行了 人为调整,导致制冷功耗要大于设计功耗,因此调整 热控策略 (各加热区控温目标由 18℃更改为 16℃), 使得各星敏感器的温度均在指标范围内。

卫星在轨运行稳定后,星敏感器支架的温度 遥测数据如图 8 所示,星敏感器 a 的温度范围为 17.3~19.0℃,星敏感器 b 的温度范围为 16.3~17.3℃, 星敏感器 c 的温度范围为 16.0~17.6℃,星敏支架的 温度范围为 16.0~16.7℃。各部件温度均满足热控指 标 18±3℃。



图 8 星敏感器组件在轨遥测数据



星敏感器在轨运行数据表明,星敏感器组件的 定姿精度满足任务要求,进而证明了星敏感器组件 热设计的有效性。

5 结 论

文中针对一种应用于高分辨率遥感卫星上的星 敏感器及其支架进行了详细的热设计。仿真分析数 据及地面试验结果表明,各种极端工况下星敏感器 组件的温度分布均能满足热控指标 18±3℃。在轨测 试结果显示星敏感器组件的温度均在指标范围内且 工作正常,验证了热设计的有效性。

在文中热设计基础上,可通过更换星敏支架材 料以及开设散热面进一步提高星敏感器组件的温度 均匀性并减小温度波动范围。文中的热设计思路及 方法可借鉴于各类高分辨率光学遥感卫星上应用的 星敏感器组件的热设计。

参考文献:

[1] Fang Qun, Yuan Jianping, Zhen E. Satellite Position Navigation

Base [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1999. (in Chinese)

- [2] Liu Lei, Zhang Lu, Zhen Xin, et al. Current situation and development trends of star sensor technology [J]. Infrared and Laser Engineering, 2007, 36: 529–533. (in Chinese)
- [3] Wang Zhen, Wei Xinguo, Zhang Guangjun. Structure optimization for multi-FOV star sensors [J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(12): 2469-2473. (in Chinese)
- [4] Zhang Qingchun, Li Yong, Liu Liangdong. Research on information fusion method in satellite multi-sensor attitude determination systems [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26 (3): 314-320. (in Chinese)

- [5] Han Chongwei, Zhao Jianfeng, Zhao Qiwei, et al. Thermal control design for star sensor on GEO satellite [J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(3): 47-52. (in Chinese)
- [6] Jiang Fan, Wu Qingwen, Liu Ju, et al. Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit [J]. Chinese Optics, 2013, 6(2): 237–243. (in Chinese)
- [7] Qiao Peiyu, He Xin, Wei Zhonghui, et al. Calibration of high-accuracy star sensor [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(10): 2779-2784. (in Chinese)
- [8] Liu Ju. Calculation of transient space heat fluxes for space cameras working in sun-synchronous circle orbit [J]. Chinese Optics, 2012, 5(2): 148-153. (in Chinese)