

星敏感器支架的结构/热稳定性分析及验证

江帆^{1,2}, 吴清文¹, 王忠素^{1,2}, 苗健宇¹, 郭亮¹, 陈立恒¹, 杨献伟¹

(1. 中国科学院长春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: 为明确星敏感器支架受空间环境影响产生的变形对星敏感器定姿精度的影响, 对星敏感器支架的结构/热稳定性进行了研究。通过有限元法对星敏感器支架进行刚度分析, 将热分析获得的在轨极端工况下的温度数据映射至结构模型上计算得到热变形, 利用最小二乘法得到各星敏感器光轴矢量, 最后进行试验验证。结果表明: 星敏感器组件的结构基频为 429 Hz, 与分析结果相差不超过 2%, 试验前后星敏感器光轴与基准坐标系各轴夹角最大变化不超过 5"; 在轨期间星敏感器支架最大温度波动小于 2℃, 星敏感器光轴变化最大为 4"~5", 与分析结果一致。星敏感器支架的结构/热稳定性良好, 能够满足星敏感器定姿精度要求。

关键词: 星敏感器支架; 热变形; 稳定性

中图分类号: V476.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)11-3463-06

Analysis and verification of structure stability and thermal stability of a bracket of star sensors

Jiang Fan^{1,2}, Wu Qingwen¹, Wang Zhongsu^{1,2}, Miao Jianyu¹, Guo Liang¹, Chen Liheng¹, Yang Xianwei¹

(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: To verify the effect on accuracy of star sensors by deformation of the bracket of star sensors in space, structure stability and thermal stability of the bracket were investigated. Structural properties of the bracket were analyzed by FEM and then the temperature data in worst case on orbit were mapped to the structure model. Based on the temperature data, the thermal deformation of bracket was figured out and vectors of optic axes of star sensors were obtained by least square method. Finally experiment was conducted to verify the analysis. Results indicated that fundamental frequency of star sensors and the bracket was 429 Hz with the difference less than 2% from the analysis and the max variety of the optical axes after vibration test was no more than 5". The max temperature change of the bracket in orbit was less than 2℃ and the max variety of the optical axes was about 4"~5" which was similar to the analysis. Both the ground test data and orbit data demonstrate that the bracket of star sensors has good structure stability and thermal stability which can meet the requirement.

Key words: star sensor bracket; thermal deformation; stability

收稿日期: 2015-03-15; 修订日期: 2015-04-21

基金项目: 国家自然科学基金(61108066)

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: gholthe@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

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]。星敏感器通过测量恒星在星敏感器坐标系下的单位矢量,经过星图识别,寻找观测星在导航星库中的对应匹配,最后根据观测矢量与匹配星对的方向矢量计算姿态。由于具有精度高、无漂移等优点,星敏感器广泛应用在各类航天器中^[2-4]。无论是地球轨道卫星还是深空探测器,大型空间平台还是小型卫星,高精度的姿态确定系统几乎都采用了星敏感器^[5]。

星敏感器的高精度特性也导致了对使用环境的苛刻要求,实际型号任务中,最影响星敏感器精度的因素有两个:一是星敏感器及其安装环节的结构稳定性,二是星敏感器及其安装环节的热稳定性。星敏感器组件的结构稳定性决定卫星总装及发射前后的精度,热稳定性决定在轨运行时的定位精度与重复定位精度。

目前针对星敏感器自身精度分析的研究较多,不管是 CCD 星敏感器还是 APS 星敏感器^[6],精度都能达到优于 5" (俯仰和偏航),而且使用条件也较宽松(-40~+70℃)。但实际工程应用中,依旧存在定位精度远低于角秒量级的情况,探究其原因大都是忽略了从星敏感器工作坐标系到卫星坐标系或光学遥感器坐标系之间的误差环节,尤其是星敏感器安装环节受空间环境影响产生的误差。

星敏感器一般通过安装支架安装在卫星或者有效载荷上,星敏支架的结构/热稳定性直接关系到星敏感器的精度。在星敏感器研制技术和地面标定技术已成熟的现状下,星敏感器支架产生的误差已成为主要误差源,需要进行详细的分析和设计。目前,介绍星敏感器支架的文章比较少。参考文献[7]介绍了某卫星的星敏支架,但它只是从力学分析的角度,对单只星敏感器支架的力学性能进行了介绍。尚未发现有针对星敏感器安装环节变形误差对星敏感器定姿精度影响的国内外研究文献。

文中的研究从实际工程应用出发,探讨了应用于某地面分辨率 2 m 光学遥测卫星上的一种星敏感器支架的结构稳定性和热稳定性,分析了两种载荷下结构变形导致的误差并通过了试验和在轨验证,

明确了星敏感器支架在星敏感器精度保障环节中的重要性。

1 星敏感器支架结构

1.1 星敏感器支架的应用背景

为减少误差环节,光学遥感卫星上的星敏感器都直接安装在光学遥感器的主框架上。文中的遥感卫星将星敏感器通过支架安装在光学遥感器基座上,且基于可靠性设计^[8-9],共使用了三只星敏感器。在轨运行时,使用星敏感器 1 和星敏感器 2 联合定姿,星敏感器 3 作为备份。

3 只星敏感器的型号一致,均为 ASTRO10,该种星敏感器为基于 CCD 的传统星敏感器,1 σ 的精度不大于 2 s (俯仰和偏航),广泛应用于近地轨道卫星如 SAR-Lupe, FY-3 等。ASTRO10 采用分体式结构,电子模块和头部独立,通过电缆连接,头部自带安装法兰。

设计星敏感器支架时,考虑到结构稳定性,将三只星敏感器安装在同一支架上。

1.2 星敏感器支架的布局

虽然各视轴相互垂直时,多视场星敏感器姿态测量精度最高,但由于卫星-Y 侧挡板及太阳帆板的约束,星敏感器各视轴无法相互垂直。星敏感器支架布局如图 1 所示,支架顶端的三个法兰面分别对应星敏感器自带的安装法兰,中部的锥台由星敏感器视场与卫星轮廓尺寸联合决定,底部为与光学遥感器连接的安装面。

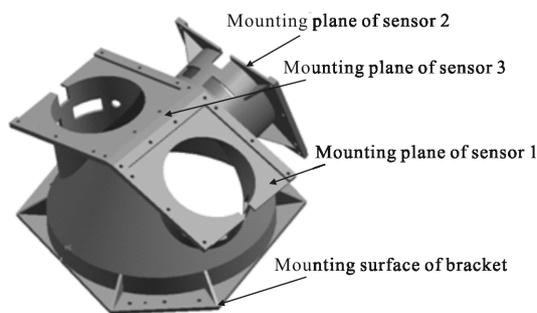


图 1 星敏感器支架结构图

Fig.1 Structure of bracket of star sensors

星敏感器 1 安装面法向与星敏感器 2 安装面法向夹角约 73°;星敏感器 2 安装面法向与星敏感器 3 安装面法向夹角约 74°;星敏感器 1 安装面法向与星

传感器 3 安装面法向夹角约 30°。

星敏传感器支架通过九个螺钉和两个销钉安装在光学遥感器基座上。

1.3 星敏传感器定姿误差传递分析

星敏传感器的定姿误差可定义为星敏传感器光轴在光学遥感器坐标系中对应矢量的实际值与理论值的偏差。

以光学遥感器坐标系{A}为基准坐标系,星敏传感器支架坐标系为{B},各星敏传感器自身坐标系分别为{C1}、{C2}、{C3}。各星敏传感器光轴在自身坐标系中矢量分别为 ${}^C P_{a1}$, ${}^C P_{a2}$, ${}^C P_{a3}$ 。坐标系转换矩阵有 ${}^A T_B$ 、 ${}^B T_{C1}$ 、 ${}^B T_{C2}$ 、 ${}^B T_{C3}$ 。求得各星敏传感器光轴在基准坐标系中矢量如公式(1):

$$\begin{cases} {}^A P_{a1} = {}^A T_B {}^B T_{C1} {}^C P_{a1} \\ {}^A P_{a2} = {}^A T_B {}^B T_{C2} {}^C P_{a2} \\ {}^A P_{a3} = {}^A T_B {}^B T_{C3} {}^C P_{a3} \end{cases} \quad (1)$$

其中星敏传感器自身的误差导致转换矩阵 ${}^B T_{Cn}$ 的变化,星敏传感器支架的误差将导致转换矩阵 ${}^A T_B$ 的变化,引入误差后各星敏传感器光轴在基准坐标系中矢量如公式(2):

$$\begin{cases} {}^A P'_{a1} = (R_{x,y,z}^b) {}^A T_B (R_{x,y,z}^{a1}) {}^B T_{C1} {}^C P_{a1} \\ {}^A P'_{a2} = (R_{x,y,z}^b) {}^A T_B (R_{x,y,z}^{a2}) {}^B T_{C2} {}^C P_{a2} \\ {}^A P'_{a3} = (R_{x,y,z}^b) {}^A T_B (R_{x,y,z}^{a3}) {}^B T_{C3} {}^C P_{a3} \end{cases} \quad (2)$$

式中:R 矩阵即为误差,在实际工程应用中,由于星敏传感器自身误差 $R_{x,y,z}^{an}$ 很小,因此星敏传感器支架受环境影响(主要为力学环境和热环境)产生的误差 $R_{x,y,z}^b$ 决定了实际在轨工作时星敏传感器的定位精度。

2 结构稳定性分析及验证

2.1 材料及力学分析

卫星发射时,承受的力学环境复杂恶劣,会使得星敏传感器支架产生变形。为提高结构稳定性,星敏传感器支架选用了 ZTC4 型号的铸钛合金。由于星敏传感器支架为单一结构的铸造件,自身固有频率较高,一阶固有频率超过 700 Hz,在进行工程分析时,需要针对安装星敏传感器之后的组件状态进行分析。

为了验证结构的动态刚度,使用 MSC.PATRAN 和 MSC.NASTRAN 软件对星敏传感器组件及光学遥感器基座进行模态分析,分析结果如表 1 所示。

表 1 模态分析结果

Tab.1 Modal analysis results

	Star sensor assembly	Base of remote sensor
Fundamental frequency/Hz	435	110

由表 1 可知,星敏传感器组件的一阶频率为 435 Hz,光学遥感器基座的一阶频率为 110 Hz,两者基频相差足够大,不会产生耦合。卫星的一阶固有频率一般为几十赫兹,因此星敏传感器支架不会在卫星发射时发生共振现象。

2.2 力学试验

为检验星敏传感器支架承受发射时力学环境的能力,对星敏传感器组件结构进行力学试验。星敏传感器组件包括星敏传感器支架和 3 个星敏传感器,其力学试验状态如图 2 所示。

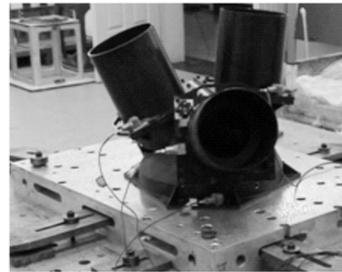


图 2 星敏传感器组件力学试验状态图

Fig.2 Vibration test of star sensor assembly

为获取结构的频率特性,在试验前后进行 5~2 000 Hz 范围的 0.2 g 特征扫描。单方向试验顺序如图 3 所示。试验数据显示星敏组合体一阶谐振频率为 429 Hz,与模态分析结果相差 1.4%。

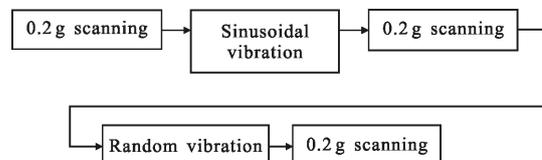


图 3 星敏传感器支架力学试验顺序

Fig.3 Vibration test sequence of bracket of star sensors

图 4 给出了星敏传感器组件发射方向 0.2 g 特征扫描曲线。从图 4 中看出,星敏传感器组件发射方向固

有频率足够高,并且无密频现象,说明结构设计合理,受各种力学环境影响小,结构稳定性良好。

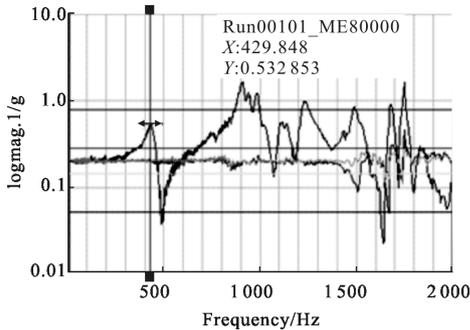


图 4 星敏传感器组件力学 X 向 0.2 g 特征试验曲线
Fig.4 Response curve of star sensor assembly in X direction by 0.2 g stimulus

2.3 力学试验前后稳定性测试

在星敏传感器支架底面设置一立方镜作为测试基准立方镜,确定星敏传感器支架坐标系。在各星敏传感器安装面上均设置一立方镜如图 5 所示,确定各星敏传感器坐标系。

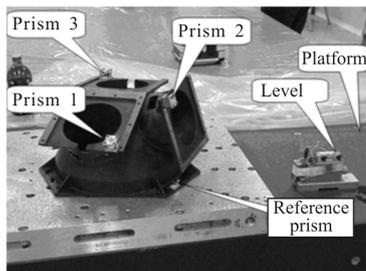


图 5 星敏传感器支架立方棱镜位置图
Fig.5 Block prisms' distribution of bracket of star sensors

力学试验前后,使用高精度经纬仪测试 3 个星敏传感器安装面立方镜与基准立方镜的夹角关系^[1],再通过上文中的坐标变化,得到各星敏传感器光轴相对基座坐标系的角度变化。测试数据如表 2 所示。由表 2 看出,力学试验前后星敏传感器支架安装面法向

表 2 力学试验前后各安装面法线方向角变化量

Tab.2 Normal variety of three mounting planes after vibration test

	Reference coordinate system		
	X	Y	Z
Sensor 1	2"	3"	4"
Sensor 2	3"	3"	5"
Sensor 3	2"	3"	5"

与各基准坐标轴夹角最大变化量为 5",力学稳定性好,能够承受发射环境的考核。

3 热稳定性分析及验证

3.1 热稳定性分析

入轨运行后,星敏传感器定姿误差主要取决于星敏传感器支架的温度变化导致的热变形,因此星敏传感器支架的温度允许变化范围相对星敏传感器自身的许用范围大幅减小,要与光学遥感器的温度水平相当。考虑到太阳同步轨道的特点,对星敏传感器组件进行针对性热设计^[10]。星敏传感器温度控制范围如表 3 所示。

表 3 温度控制范围

Tab.3 Temperature range of thermal control

	Sensor 1	Sensor 2	Sensor 3	Bracket
Temperature range/°C	18±3	18±3	18±3	18±3

热稳定性分析流程图如图 6 所示。先通过热分析软件获取温度数据,然后将温度数据映射至力学分析软件中,通过加载热载荷计算获得各节点的位移量,再使用最小二乘法得到各星敏传感器安装面的法向矢量(即光轴矢量),最终计算得到各法向矢量与基准坐标轴之间的夹角并与初始状态进行比对。

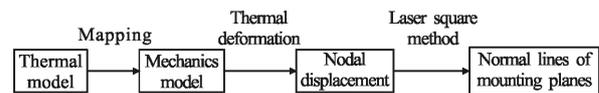


图 6 热稳定性分析流程图

Fig.6 Flow chart of thermal stability analysis

使用 Thermal Desktop 软件进行热仿真分析。温度变化越大,热变形越大,定姿误差越大。极端高温工况时,星敏传感器支架的温度变化最大,温度数据如图 7 所示,图中星敏传感器 1、2、3 的温度数据均为支架上星敏传感器安装面的温度,支架温度为锥台温度。

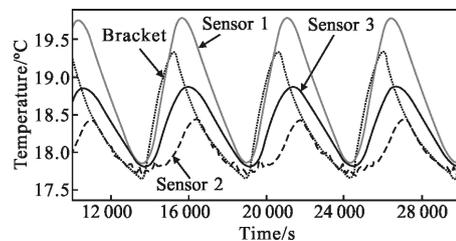


图 7 高温瞬态工况温度变化

Fig.7 Temperature change in transient hot case

根据热分析结果可知,高温工况时星敏支架的温度变化大,选取高温工况中相对基准温度温差最大时的数据映射至结构分析软件后计算热变形。星敏传感器安装面法线相对基准坐标轴的变化如表 4 所示。

表 4 极端工况下各安装面法线方向角变化值

Tab.4 Normal variety of three mounting planes in worst case

	$\Delta\alpha$	$\Delta\beta$	$\Delta\gamma$
Sensor 1	-0.22"	0.83"	-4.82"
Sensor 2	-4.71"	-1.71"	3.20"
Sensor 3	-3.42"	-4.65"	-2.89"

表 4 中 α 、 β 、 γ 分别为星敏传感器安装面法线(即星敏传感器光轴)的方向角, $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\Delta\gamma$ 即为对应的变化量。

由表 4 可知,星敏传感器支架各个星敏传感器安装面法线相对基准坐标系坐标轴的夹角最大变化值为 4.82"。

热稳定性分析结果表明,星敏传感器支架在轨运行时的热变形小,即热稳定性良好,能够保障星敏传感器的定位精度。

3.2 在轨数据验证

地面热试验时,受真空模拟设备的限制,无法在真空状态下使用经纬仪进行热稳定性验证。采用在轨温度数据间接验证热稳定性分析的正确性。

图 8 为 2012 年 10 月 25 日在轨遥测曲线,星敏传感器支架温度控制在 16~19℃。各星敏传感器安装区温度受外热流影响有所波动,星敏 1、星敏 2 安装区温度波动范围为 16.3~17.4℃,星敏 3 安装区的温度波动范围为 17.1~18.9℃。星敏传感器支架各区域的最大温差小于 3℃,最大温度波动小于 2℃。

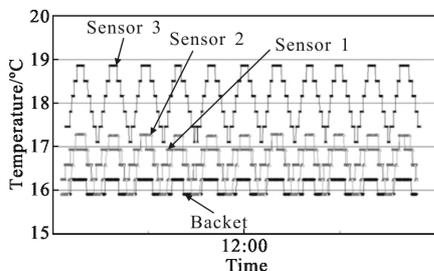


图 8 在轨温度曲线

Fig.8 Temperature curves of bracket in orbit

在轨运行时,地面标定数据表明星敏传感器定姿正常,星敏传感器光轴变化最大为 4"~5"^[12]。

4 结 论

针对卫星发射环境和在轨运行环境对高光学分辨率卫星的星敏传感器支架进行了结构稳定性分析、热稳定性分析及试验,试验结果表明星敏传感器支架(含星敏传感器)的一阶固有频率为 429 Hz,能够经受卫星发射时力学环境的考核;星敏传感器支架在轨运行温度变化范围不超过 2℃,热变形导致的星敏传感器绕轴定姿误差不大于 5",能够保障星敏传感器的定姿精度。

卫星在轨运行数据验证了星敏传感器支架稳定性分析的正确性和有效性。研究结果表明,在目前技术条件下,星敏传感器支架的稳定性对卫星的定位精度起着至关重要的作用,实际工程任务尤其是高分辨率光学卫星研制任务中对星敏传感器支架的结构/热稳定性分析是必不可少的。

参考文献:

- [1] Li Jie. Study on key technique of APS star sensor [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2005. (in Chinese)
李杰. APS 星敏传感器关键技术的研究[D]. 北京:中国科学院大学, 2005.
- [2] Wang Cunen, Guo Ruiying. CCD star sensor and the application in spacecrafts[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 1991, 20(5): 30-34. (in Chinese)
王存恩, 过瑞英. 当前 CCD 星敏传感器及其在航天中的应用[J]. 红外与激光工程, 1991, 20(5): 30-34.
- [3] Wei Xinguo, Zhang Guangjun, Fan Qiaoyun, et al. Ground function test method of star sensor using simulated sky image [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(6): 1087-1091. (in Chinese)
魏新国, 张广军, 樊巧云, 等. 利用仿真星图的星敏传感器地面功能测试方法[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(6): 1087-1091.
- [4] Jorgensen J, Liebe C. The advanced stellar compass, development and operations[J]. *Acta Astronautica*, 1996(11): 775-783.
- [5] Fang Jiancheng, Ning Xiaolin, Tian Yulong. Spacecraft Autonomic Celestial Navigation Theory and Application [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)

- 房建成, 宁晓琳, 田玉龙. 航天器自主天文导航理论与方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [6] Liu Lei, Zhang Lu, Zheng Xin, et al. Current situation and development trends of star sensor technology [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(9): 2529–533. (in Chinese)
刘垒, 张路, 郑辛, 等. 星敏感器技术研究现状及发展趋势[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(9): 529–533.
- [7] Wang Haiming, Zhao Hua, Yang Wentao. Mechanical analysis of a star sensor's support of ZY-1 [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2007, 6: 168–173. (in Chinese)
王海明, 赵华, 杨文涛. “资源一号”卫星某星敏支架力学性能分析[J]. 航天器环境工程, 2007, 6: 168–173.
- [8] 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)
王真, 魏新国, 张广军. 多视场星敏感器结构布局优化[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(12): 2469–2473.
- [9] Zhang Lijun. Spacecraft attitude determination for multiple fields of view star sensors[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
张力军. 基于多视场星敏感器的航天器姿态确定方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2011.
- [10] Jiang Fan, Wang Zhongsu, Wu Qingwen, et al. Thermal design of star sensor assembly [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(11): 3740–3745. (in Chinese)
江帆, 王忠素, 吴清文, 等. 星敏感器组件的热设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(11): 3740–3745.
- [11] Wang Zhi, Wu Guodong. Calibration of transition matrix on cubic prisms in mapping camera and star sensor [J]. *Opt Precision Eng*, 2012, 20(1): 96–101. (in Chinese)
王智, 吴国栋. 测绘相机立方镜与星敏立方镜转换矩阵的标定[J]. 光学精密工程, 2012, 20(1): 96–101.
- [12] Li Jing, Wang Rong, Zhu Leiming, et al. In-flight geometric calibration for Mapping Satellite-1 surveying and mapping camera [J]. *Journal of Remote Sensing*, 2012, 16(S1): 35–39. (in Chinese)
李晶, 王蓉, 朱雷鸣, 等. “天绘一号”卫星测绘相机在轨几何定标[J]. 遥感学报, 2012, 16(S1): 35–39.