

内编队重力场卫星相对位置确定的红外测量系统设计

肖龙龙,唐少阳,刘 昆,韩大鹏

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:为一种新的重力场测量方式——内编队卫星设计了相对位置红外测量系统。为了实现内编队卫星系统中封闭空间内移动物体的相对位置测量,同时在满足测量精度的条件下实现对光压、电磁辐射等干扰力的抑制,提出了一系列适合该系统的特色设计。这些设计基于热-电-机一体化设计思想,主要包括:合适的腔体构型和相机布局,成像电路结构,动态循环的稳定成像热环境,delta 并联校正装置以及合理的交会定位策略。实验表明,通过上述设计,可获得信噪比良好的红外图像,能够高精度地解算出内卫星的相对位置,在满足抑制干扰力的同时实现了长时间连续精确测量。

关键词:红外测量系统; 内编队重力场卫星; 相对位置确定; 热电机一体化设计

中图分类号: TN219 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)03-0579-05

Design of infrared measurement system for determining the relative position of inner-formation gravity satellite

Xiao Longlong, Tang Shaoyang, Liu Kun, Han Dapeng

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An infrared measurement system was designed for relative position determination of inner-formation gravity satellite (IFGS), which was a new kind of spacecraft system to measure the Earth's gravity field. The process of determining the relative position between the moving inner-satellite and its cavity should be highly precise and without any non-gravitational disturbing forces such as light pressure, electromagnetic radiation and so on. The above requirement was handled through some novel designs which were based on the idea of thermal-electronic-mechanical integration technology. These designs include as follows: cavity configuration and cameras arrangement, layout of imaging circuits, a dynamic loop and stable thermal environment, a novel calibration equipment with delta mechanism and a suitable strategy of cross location. Though the above designs, experimental results show that infrared images with good signal noise ratio can be acquired, which are sufficient to determinate the accurate position of the inner-satellite via some smart image process algorithms. The integrated technology described in the paper provides a long-time precise measurement with the premise that disturbing forces be restrained.

Key words: infrared measurement system; inner-formation gravity satellite;
relative position determination; thermal-electronic-mechanical integration design

收稿日期:2012-07-15; 修订日期:2012-08-23

基金项目:武器装备研究项目

作者简介:肖龙龙(1984-),男,博士生,主要从事微小卫星光学载荷方面的研究。Email:longnuddt@126.com

导师简介:刘昆(1965-),男,教授,博士生导师,主要从事飞行器设计方面的研究。Email:liukun@nudt.edu.cn

0 引言

内编队是我国提出的一种通过纯引力轨道实现高精度重力场测量的系统方案,作为大地重力场测量的一种新方式,由内卫星和外卫星两部分组成,采用内、外卫星编队飞行的方式实现对地球重力场的测量^[1]。内卫星作为验证质量块,位于外卫星的封闭腔内,避免了大气阻力和太阳光压等作用力的干扰,在纯引力轨道上运动。如果能够精确测量内外卫星的相对位置以及外卫星的轨道,就可以计算出内卫星的纯引力轨道,然后通过一系列算法反演出地球重力场。目前已有无阻尼系统的成功事例,如 STEP^[2], GOCE^[3] 和 LISA^[4],它们通过特殊手段测量验证质量块和卫星的相对位置。LISA 系统的验证质量块和卫星的相对位置为 2 mm 左右,运用了交变感应原理,但这种方法不适合相对距离较大的场合^[5]。内编队卫星系统对封闭空间中移动物体的位置测量提出了新挑战,对内外卫星相对位置的测量既要满足测量精度和实时性的要求,又要实现对各种干扰力的抑制(扰动力产生的内卫星加速度必须小于 10^{-10} m/s^2),同时满足卫星构型的特殊要求。机械测量、电磁测量、声学测量等不可避免地加入了其他作用力干扰,可见光测量带来的光压扰动也超出了非保守力的干扰要求范围。非接触红外光学测量不会带来光压效应,将不会产生内卫星纯引力轨道干扰力作用,是一种可行方法。因此,文中通过分析内编队相对位置测量的特殊要求,采用热电机一体化技术^[6],设计可靠的红外测量系统,以保证长时间连续精确测量。

1 内编队红外测量系统需求分析

编队飞行是内编队系统的一大特色,目的是利用控制技术使内卫星重心保持在外卫星的质心^[7]。为了达到重力恢复要求,各种扰动力产生的内卫星加速度必须小于 10^{-10} m/s^2 ,相对位置三轴坐标的测量需要达到 10 Hz,精度为 0.1 mm,这对红外测量系统的设计提出了新的挑战。主要有以下几个关键问题需要解决。(1) 相对位置的测量精度需要达到 0.1 mm,且要实现连续测量,必须利用多相机照相,以避免视场盲区。因此,腔体构型和相机布局需要详细设计,同时,交会定位方案也要择优选择。(2) 系统的扰动

力是设计中的关键,必须进行抑制。成像电路的电子元器件产生的电磁力会对内卫星产生干扰。如果这个干扰达到一定程度,就超出了保守力的范围。一般的商业相机根本达不到这一要求,因此,需要对相机电路结构进行特殊设计。(3) 温度是影响成像质量的主要因素,必须进行热控。本系统采用非制冷型探测器,红外探测器的分辨率 NETD 为 0.12 K。分析表明,背景和前景的温差需大于 0.3 K 且探测器温度需稳定在 293 K 才能保证成像质量;腔体温度梯度应限制在 0.5 K 以内,热辐射压力才可以满足内卫星纯引力轨道干扰力限制。(4) 由于 FPA 各像元的差异,针对同一光源 FPA 也会产生非线性散射,这就需要对原始图像进行非线性校正。目前非线性校正有很多方法,如单点法、两点法以及多点法^[8]。但这些方法在校正过程中需要一些辅助装置来获取参考图像,将会产生扰动力。因此,需要寻找一种新的非线性校正方法。基于上述特殊需求,需要对红外测量系统进行相关设计。

2 红外测量系统设计

2.1 腔体构型和相机布局

考虑到非保守力中的万有引力影响,外卫星内腔选择球形腔体。根据实际情况,进行了详细设计,内卫星为半径 30 mm 金属小球,外卫星内腔半径为 215 mm,使得外卫星内腔的几何中心即为其质心。为了保证测量范围无盲区,同时实现冗余备份,采用了四相机布局方案。通过安装在外卫星腔体内表面的四台红外相机对内卫星进行照相,然后通过多目交会解算出内外卫星的相对位置。腔体构型及相机布局图如图 1 所示。4 号相机安装在腔体顶部,光轴

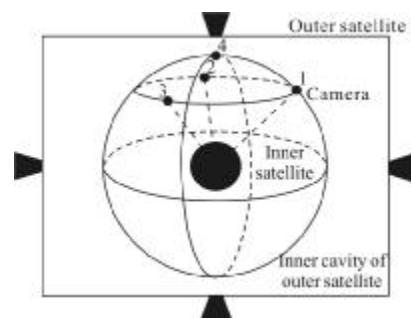


图 1 内编队相对位置测量系统示意图

Fig.1 Relative position measurement system of inner-formation gravity satellite

通过球心,视场角为 112° ;1、2、3号相机均匀分布在球面角为 49° 的球面上,光轴通过球心,视场角为 89° 。

2.2 成像波段和相机结构设计

根据任务环境,内外卫星处于近地轨道上,其温度控制在 300 K 附近。根据维恩位移定律,黑体的光谱辐照度峰值对应的波长 λ_{\max} 与热力学温度 T 之间的关系为:

$$\lambda_{\max} T = 2.8976 \times 10^{-3} \text{ m} \cdot \text{K} \quad (1)$$

在 $T=300\text{ K}$ 时,

$$\lambda_{\max} = \frac{2.8976 \times 10^{-3}}{300} \text{ m} = 9.659 \times 10^{-6} \text{ m} = 9.659 \mu\text{m} \quad (2)$$

该波长属于长红外波段。当温度有 $\pm 1\text{ K}$ 的浮动时,波长在 $9.62\sim 9.69\mu\text{m}$ 范围变化。即使温度浮动达到 $\pm 40\text{ K}$,峰值波长仍位于 $8\sim 12\mu\text{m}$ 范围内。因此,红外探测器和红外镜头的工作波长确定为 $8\sim 12\mu\text{m}$ ^[9]。为简化系统设计,避免引入复杂的制冷设备,采用非制冷型的红外焦平面阵列进行红外成像系统设计^[10]。

红外成像系统主要由光学镜头、非制冷红外焦平面阵列、控制电路、图像处理和输出电路组成。传统商业红外相机设计需要多块电路板叠在一起,如图2所示。各电路板功能各异,这样将功能划分得非常清楚,但是,各块板电磁辐射产生的干扰力超出了扰动范围,同时电磁辐射也会对电路产生干扰,带来电路噪声,降低成像信噪比,影响成像质量。

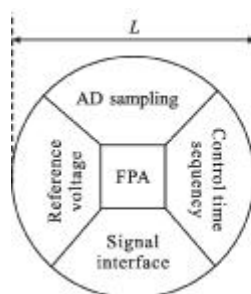


图2 传统红外相机结构示意图

Fig.2 Architecture of a traditional infrared camera

一种好的设计方法就是采用分离布局思想:把所有电路集中在一块印制电路板上实现,按功能结构分区域布局,使对镜头前向辐射的贡献区域内没有明显的辐射源。如图3所示,采用圆形电路板设计,焦平面阵列安装在电路板中心,所有的功能性电路,包括电压基准、AD采样、时序生成和数据接口电路均在圆形板的四周布置,避开对镜头覆盖的区域。根据辐射理论可知, L 越大,穿过镜头的电磁力

就越小^[11]。这种设计的另一好处是在各层板之间没有连接线,减小了路线上的干扰。电路板用铝制圆盘封装,对电磁辐射起到一定的屏蔽作用,具体电路设计可参见参考文献[12]。



(a) PCB 功能分布示意图



(b) 相机三维图

(a) Sectional function of the PCB (b) 3D view of the camera

图3 相机电路结构特色设计

Fig.3 New design of a dedicated infrared camera

2.3 热环境设计

焦平面阵列获取辐射能量的大小不但与物体材质、温度有关,而且与焦平面阵列自身温度有关。文中系统采用非制冷型探测器,焦平面阵列温度与背景、前景温度差别很小。导致成像热环境设计复杂性的主要因素有以下两个:(1)腔体温度梯度应限制在 0.5 K 以内,以使热辐射压力满足内卫星纯引力轨道干扰力限制^[9];(2)FPA工作环境温度必须稳定在 293 K ,以获得连续稳定的图像。通过对工作环境分析可知,主要有两个热量来源:(1)相机焦平面阵列舱内有芯片和部分电路器件,会在工作中产生持续热量;(2)卫星在轨运行时,外卫星单面受晒,吸收的热量导致温度从受晒面到背阴面逐渐降低,同时腔体上的热量会逐渐耗散^[14]。

基于上述因素,相机布局时把红外探测器均安装在腔体背阴面,用半导体制冷片给探测器阵列舱制冷,其散发出来的热量通过热导管加热腔体背阴面。在腔体内和FPA阵列舱上布局一系列热传感器,通过控制器调节半导体冷却器和加热器的电流实现热控。当FPA上温度较高时,加大冷却器电流,使其更多地吸收FPA上的热量,当腔体背阴面温度较低时,加大加热器电流,使更多的热量传递给腔体,从而形成一个稳定的热回路。在此方案下,通过智能控制,可使腔体、内卫星和焦平面阵列依次存在温度差,获得稳定的成像质量。成像热环境设计如

图4所示。

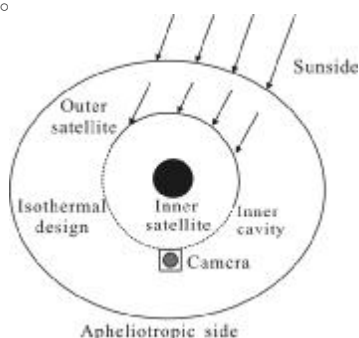


图 4 成像热环境设计

Fig.4 Design of imaging thermal environment

2.4 非均匀性校正方案设计

非均匀性校正方法一般采取单点法、两点法或者多点法,但是它们都需要一些参考图像,传统获得参考图像的方法会引入一些辅助装置,无法在外卫星腔体内实现,需要另辟其他途径。考虑到文中系统目标运动的特殊性,当启动测量时,内卫星将在与相机相对的腔体底部释放,为了使内卫星达到腔体中心,外卫星快速运动,导致内卫星的相对位置快速变化。当内卫星达到腔体中心后,相对位置就趋于稳定。在相对位置快速变化的过程中,阵列元的响应特性随时间缓慢地变化和阵列元内部的噪声都集中在低频部分,目标(内卫星)相对于背景(腔体)在像平面上具有较大的运动速度,目标信号具有相当的高频分量;而背景在像平面上的移动相对静止,表现为低频分量。这个过程中获取的连续图像可通过高通滤波方法实现非均匀校正并获取一系列参考图像^[15],供后续内卫星位置相对稳定状态下的其他校正方法使用。

笔者采用如下形式的高通滤波器:

$$y_{i,j}(n) = x_{i,j}(n) - f_{i,j}(n)$$

$$f_{i,j}(n) = \frac{1}{M} x_{i,j}(n) + \left(1 - \frac{1}{M}\right) f_{i,j}(n-1) \quad (3)$$

式中: M 为预先设定的时间常数; $x_{i,j}(n)$ 为探测元 (i,j) 第 n 帧图像非均匀校正前的原始输出; $f_{i,j}(n)$ 为其低通滤波输出结果; $y_{i,j}(n)$ 为该探测元时域高通滤波非均匀校正后的输出结果。

在地面测试中,外卫星的运动不大容易实现。为了模拟滤波过程,在腔体内安装了一辅助装置—— δ 并联机构。将内卫星放置在这个 δ 装置的顶端,通过驱动控制三轴的伺服电机,就可模拟内卫星

在腔体内的平稳快速移动。

2.5 交会定位策略

用红外摄像测量法来确定内卫星在外卫星腔体内的相对位置,需要对拍摄的红外图像进行处理,精确提取内卫星在图像中的圆心位置,用于交会定位解算。

根据四相机机构型设计,设1、2、3号相机为测量相机,4号相机为备份相机,进行交会定位时有以下几种情况:(1)当1、2、3号相机工作正常,且至少有两个相机能捕获到目标时,则采用1、2、3号相机进行双目或三目交会定位。(2)当1、2、3号相机只有一个能捕获到目标时,则启动4号备份相机,进行双目交会定位。(3)当所有相机只有一个能捕获到目标时,则单目(只用1部相机的图像)计算目标空间位置,此时沿该相机光轴方向目标位置分量结果的精度会较差。正常状态下,系统一般都工作在第1种情况下。此时,为了提高交会定位的精度,以两相机光轴直线的交会角大小和直线距离(由于误差的存在,两交会直线可能异面)为判断条件,择优选择2条或3条直线进行交会计算。分析表明,在优先选择光轴直线距离较小的情况下,交会角为锐角时的定位精度好于为钝角时。

3 实验验证

根据上述设计进行了地面测试实验。内卫星采用铜质小球模拟,外卫星腔体采用铝制材料制作并对其进行抛光和打磨处理。在腔体上安装了4个红外相机。图5给了实验室测量装置实物图。



图 5 红外测量系统实验装置

Fig.5 Experiment setup of infrared measurement system

根据前述成像热环境分析,在没有太阳辐照的条件下,难以复现内编队在轨运行时的成像环境。 δ 并联机构安装在腔体内,使得导热管在这个系统中也不能得以实现。因此,通过分别给内卫星加热和成像电路制冷来模拟在轨运行时的热循环系统。

测试过程中,首先给热循环系统供电,当温度达到平衡后,再控制 δ 装置运动,实现内卫星在腔体内的移动,移动速度设置为 5 mm/s。同时,图像数据以 50 Hz 帧频采样,获取的连续图像用以进行非线性校正。在校正完成之后,将校正参数储存,然后控制 δ 装置运动以模拟内卫星的轨道运动,运动方向随机,速率为 1 mm/s,图像输出帧频为 10 Hz。

图 6 给出了测量系统的输出结果。左方的图像显示相机拍摄到的四副图像,图像质量良好。左上角的图为经过滤波、二值化、边缘检测和圆心拟合后的结果,从中可以看出,获取的图像能够很好地拟合圆心。中间曲线显示了三轴定位精度和位置误差,右边为结构输出频率观测图。图中曲线显示,相对定位精度优于 0.1 mm,系统输出频率为 10 Hz,能够满足内编队重力场卫星相对位置测量需求。

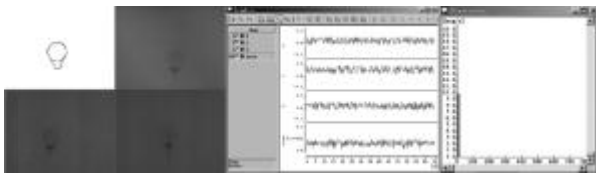


图 6 测量系统输出结果

Fig.6 Output of measurement system

4 结论

通过分析内编队测量的特殊需求,设计了一种新的红外测量系统。对内编队卫星的腔体构型、相机布局、相机结构、热环境、校正方案以及交会定位策略等方面进行了详细设计,解决了电磁干扰力、热环境和图像非均匀性校正等方面的难题,突破了在特定环境中进行图像测量的关键技术。地面测试实验表明,该红外测量系统为内编队卫星相对位置测量提供了一种可靠的途径。

参考文献:

- [1] Wang Zhaokui, Zhang Yulin. A novel concept of satellite gravity field measurement system using precision formation flying technology [C]//The 3rd CSA-IAA Conference on Advanced Space Systems and Application: Satellite Application and Applied Satellites, 2008.
- [2] Sumner T J, Anderson J, Blaser J P, et al. STEP (satellite test of the equivalence principle) [J]. *Advances in Space Research*, 2007, 39: 524-528
- [3] Muzia D, Allasio A. GOCE: the first core earth explorer of ESA's earth observation programme [J]. *Acta Astronautica*, 2003, 54(3): 167-175
- [4] Danzmann K, Rudiger A. LISA technology - concept, status, prospects [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, 20(10): S1-S9
- [5] Araujo H M, Howard A, Shaul D N A, et al. Electrostatic charging of cubic test masses in the LISA mission [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, 20(10): S311-S319
- [6] Liu Zhi, Zhu Wenjian. Technology of integrated optico-mechanical-electric [J]. *Modern Manufacturing Engineering*, 2001, 12: 53-55. (in Chinese)
- [7] Wang Zhaokui, Zhang Yulin. Precision formation control for Inner-Formation Gravity Field Measurement application [C]//The 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, 2011: 119-122.
- [8] Hou Hekun, Zhang Xin. Recent development of infrared focal plane arrays nonuniformity correction [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2004, 33(01): 79-82. (in Chinese)
- [9] Chang Benkang, Cai Yi. Infrared imaging array and systems [M]. Beijing: Science Press, 2011. (in Chinese)
常本康, 蔡毅. 红外成像阵列与系统 [M]. 北京: 科学出版社, 2011.
- [10] Gong Haimei, Liu Dafu. Developments and trends in spaceborne infrared detectors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(1): 18-24 (in Chinese)
- [11] Nair B S, Deepa S R. Applied Electromagnetic Theory: Analyses Problems And Applications [M]. New Delhi: Prentice Hall of India, 2008.
- [12] Xiao Lonlong, Liu Kun, Han Dapeng. Design and implementation of miniature uncooled infrared imaging system onboard based on FPGA [J]. *Application of Electronic Technique*, 2010, 36(9): 54-59. (in Chinese)
- [13] Liu Hongwei, Wang Zhaokui, Zhang Yulin. Modeling and analysis of radiometer effect on inner-satellite [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2010, 30(3): 243-249. (in Chinese)
- [14] Ma Wei, Xuan Yimin, Han Yuge. Thermal design and infrared characteristics of the satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2009, 18(2): 48-54. (in Chinese)
- [15] Shi Changcheng, Zhang Tianxu, Li Jiejun, et al. Research on the adaptive algorithm for nonuniformity correction of infrared focal plane array based on temporal high pass filter [J]. *Computer and Digital Engineering*, 2007, 35(7): 1-5. (in Chinese)