

对地观测敏捷小卫星星载一体化结构设计

谢晓光^{1,2}, 杨林¹

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 研究了对地观测敏捷小卫星的星载一体化设计, 结合工程实际, 设计了一种敏捷小卫星的结构, 将载荷结构和卫星结构有机结合到一起, 并充分考虑了卫星结构与整星被动热控一体化设计、卫星结构与整星线缆布局一体化设计, 提高整星的功能密度, 优化了星上单机布局, 有效降低整星质量, 压缩体积, 降低发射成本。设计分析结果表明, 整星的 x 向固有频率为 56.465 Hz, y 向固有频率为 59.704 Hz, z 向固有频率为 218.88 Hz, 整星的高刚度为敏捷卫星的快速机动成像奠定基础; 卫星的结构安全裕度大, 达到 3.85, 随机响应和正弦响应在可控范围内, 能承受卫星从运输到发射过程中的各种复杂力学环境; 卫星功能密度高, 被动热控设计使得整星热控资源功耗小, 空间利用率高, 线缆走线布局简洁方便。

关键词: 对地观测; 敏捷小卫星; 星载一体化; 被动热控

中图分类号: V423.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)S-0053-06

Spaceborne integration design of smart small earth observation satellite structure

Xie Xiaoguang^{1,2}, Yang Lin¹

(1. National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, 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: The space to earth observation small satellite borne smart integration design was studied, combined with the engineering practice, the structure design of a dexterous small satellite. The organic combination of load structure and satellite structure together, and full consideration was given on the integration of design, structure and layout of the whole satellite cable, satellite integrated design of satellite structure and the entire star passive thermal control, the function density of the whole satellite was improved, onboard single computer layout was optimized, the entire star quality was effectively reduced, compression volume, and lower launch costs application were completed. Design and analysis results show that, the natural frequency of the entire star x is 56.465 Hz, the natural frequency of y is 59.704 Hz, the natural frequency of z is 218.88 Hz, the whole star high stiffness lay the foundation on

收稿日期: 2014-10-07; 修订日期: 2014-11-12

基金项目: 国家 863 计划(2012AA121502)

作者简介: 谢晓光(1988-), 研究实习生, 主要从事空间机电方面的研究。Email: 13504489194@163.com

fast mobile imaging smart satellite; large safety margin is reached 3.85 with random response and sine response in the controllable range, can withstand complex mechanical environment from transport to various emission process; satellite high functional density, passive thermal control design makes the whole satellite thermal control resources small power consumption with high space utilization rate, simple and convenient cable layout.

Key words: earth observation from space; smart small satellite; satellite integration; passive thermal control

0 引言

近些年来新型“敏捷”对地观测小卫星已成为各国争相研究的热点,“敏捷小卫星”讲究快捷、灵活、高效的对特定目标成像,且重量轻、成本低、体积小、研制加工周期短、卫星功能集成度高,能根据需求不断进行姿态控制,前后摆、左右摆、快速摆、准确摆,不停地对感兴趣的目标进行观测,与传统的推扫卫星相比,大大提高了运行效率,绕地一周能够采集的图像范围更广,是未来对地观测卫星的发展方向。

传统卫星的设计一般采用平台化思想,卫星有效载荷和卫星平台分开设计,一个卫星平台能适应不同种类的卫星有效载荷,但是采用这种方法设计的卫星的重量和体积均较大,对一定的有效载荷布局非最优化,往往浪费了运载的空间尺寸和重量,提高发射成本。这种设计思路不符合现今小卫星小型化、轻量化、高集成化的设计理念,因此在现今国际上主流的敏捷小卫星中很少见到。

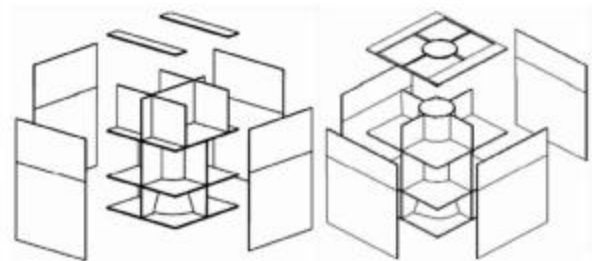
文中结合工程实际,设计了一种空间对地观测敏捷小卫星的结构布局,基于星载一体化设计思想,将载荷结构和卫星结构有机结合到一起,也就是空间相机既是有效载荷,也是卫星主承力结构的一部分,各个单机围绕相机布局,充分考虑了卫星结构达到有效载荷一体化设计、整星被动热控一体化设计、整星线缆布局一体化设计要求,提高整星的功能密度,优化了星上单机布局,有效降低整星质量,压缩体积,降低发射成本。经过有限元分析表明文中设计的小卫星结构性能满足总体要求。

1 传统卫星平台化结构设计介绍

以往的卫星制造,延用了地面设备的设计方法,多是先制造出各个独立的星上工作单元,然后,将这

些单元组装到连接结构上组成卫星,这些独立单元具有自己的支承结构和操纵控制电路,零部件和控制电路无法共用,最终,使得卫星结构重叠,控制元器件数量增多,导致卫星重量的增加。地面设备这样做尚无大碍,但对卫星来说则会大大提高发射成本,降低可靠性。

图 1 为两种典型的卫星平台化设计方案,图 1(a)为箱板式卫星平台,其优点为结构简单、内部空间多、成本低;缺点为强度低、有效载荷适应性差、重量大。图 1(b)为中心承力桶式卫星平台,其在整星布局中的空间利用率较低、中心承力桶的结构复杂、体积大,很难适用于小卫星的设计中。



(a) 箱板式平台

(b) 中心承力桶式

(a) Box type platform

(b) Center bearing barrel type

图 1 两种典型的卫星平台化设计方案

Fig.1 Two kinds of typical satellite platform design scheme

如图 2 为美国 MMS 卫星平台,由 4 个分系统

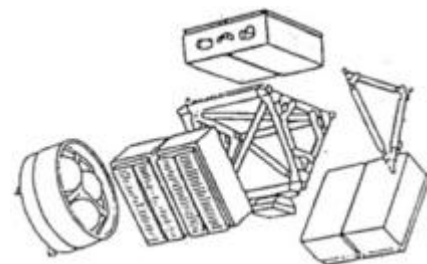


图 2 美国 MMS 卫星平台

Fig.2 American MMS satellite platform

仓组成,包括电源仓、姿态控制仓、通信和数据处理仓、推进系统仓。这种卫星结构属于箱体结构和桁架结构相结合的一种设计思路,刚度高,设计简单,但是需要热控资源较多,重量大。

2 星载一体化卫星结构设计

2.1 星载一体化设计思想

为了改善传统卫星平台化设计的不足,满足现今敏捷小卫星小型化、轻量化、高集成化、低成本的设计理念,文中采用星载一体化整星结构设计思想。星载一体化一种卫星平台结构与载荷结构一体化设计的思想,将载荷结构与平台结构有机结合于一体,既是有效载荷的承力结构,同时也是卫星平台不可分割的一部分,同一个结构担任两种角色,有效合并,整理资源,提高了卫星结构的功能密度集,减轻了卫星质量、缩小体积、降低成本。

近些年来发射的国外很多卫星在结构设计中已经采用了这种设计理念,具体表现为卫星有效载荷与星载单机之间有机结合、有效载荷为整星主承力结构的一部分、质量低、包络小。

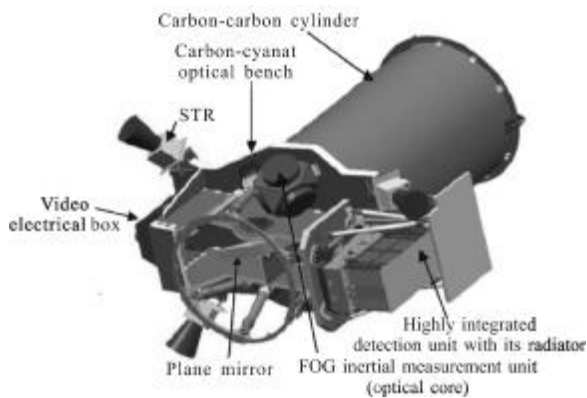


图3 Pleiades 卫星结构

Fig.3 Pleiades satellite structure

图3为近期发射的法国Pleiades空间对地观测卫星结构,从图3可以看出,有效载荷和星载功能单元之间已经无明显界限,卫星结构无明显模块化设计概念,这种构型可以大大提高卫星集成度,降低质量,是未来卫星结构设计的发展方向。

2.2 敏捷小卫星结构设计

敏捷小卫星结构设计要求:

(1) 整星结构紧凑,体积小,发射状态下最大外

包络尺寸为 $\Phi 560 \text{ mm} \times 670 \text{ mm}$ 。

(2) 卫星质量轻,整星质量不超过 55 kg。

(3) 卫星结构功能密度高,结构质量小于 14 kg。

(4) 卫星横向一阶固有频率不小于 28 Hz,纵向固有频率不小于 50 Hz。

(5) 结构稳定性安全裕度不小于 0.25。

(6) 提供星上各单机的合理安置位置、满足星内线缆布局要求、满足各单机动态力学性能要求。

由于敏捷小卫星需要实现成本低、加工周期短、质量轻等设计理念,又要兼顾热控与卫星结构一体化设计、结构设计要求等输入条件,因此卫星结构主要采用铝合金材料,整星框架热量分布均匀,热传导速度快,可实现被动热控效果。

敏捷卫星采用星载一体化的构型方式,发射状态为 $\Phi 550 \text{ mm} \times 650 \text{ mm}$ 包络内的立方体形状,卫星发射前收拢状态如图4所示。考虑到被动热控需求和各单机组件的安装需要,敏捷卫星采用全铝合金外蒙皮包裹,在卫星的中心偏心布置有光学相机;为了提高空间利用率,所有单机和仪器均安装于以相机为主体的主承力框架上,包括有电源、综合电子系统、姿控、测控与数传等各分系统的相关设备,卫星的后端对接环与运载器的过渡段相连。



图4 卫星收拢状态

Fig.4 Satellite furled state

如图5所示,卫星主体承力结构采用超硬铝合金板拼接方式,拼接到一起的10块结构板既能起到被动热控、导热等作用,也是卫星结构的一部分,起到主体承力的作用;这种封闭的主承力结构,刚度较高,稳定性较好。一体两用,减少了构件及热控资源的需求,提高了卫星的功能密度集,减轻结构质量。



图 5 敏捷小卫星结构框架

Fig.5 Smart small satellite structure frame

相机作为整星主承力结构的一部分, 布局在偏心位置, 上端侧耳与框架相连, 提高了框架的刚度; 偏心的布局也使得整星的空间利用率大大提升。设计过程中也需要充分考虑线缆布局与结构的一体化设计, 因此所有星载功能单机围绕相机布局, 可使走线最大化简洁, 框架设计有操作口, 方便框架内单机的插拔线缆和后期总装时点胶及校准螺钉力矩。

为提高定位精度, 敏捷小卫星姿态测量元件: 星敏感器、光纤陀螺安装在相机载荷板上, 同一基准安装减少了中间环节, 使得有效载荷与姿控部件之间的力学环境稳定性和热稳定性大大提升。如图 6 所示为布局示意图。

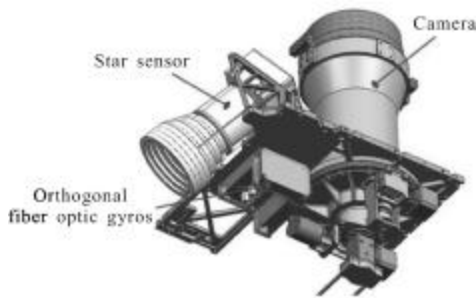


图 6 姿控部件及相机安装

Fig.6 Attitude control parts and camera mounting

通过以上敏捷小卫星结构布局以及主承力框架的设计, 整星质量 55 kg, 结构框架质量为 12.6 kg(包括对接环), 结构质量占整星质量的 22.9%, 满足设计要求。

3 工程分析

为了验证敏捷小卫星结构设计的合理性, 利用

MSC NASTRAN 软件建立了整星的有限元模型, 并进行模态分析、随机响应分析、正弦响应分析。

3.1 模态分析

在有限元建模中, 铝板采用各向同性材料模拟; 相机遮光罩与后罩等采用板壳单元, 各设备采用质量点模拟, 并与板上安装点通过 MPC 刚性连接。不考虑天线等部件的挠性。

由模态分析结果可知, 卫星的主振方向模态均满足设计要求, 且刚度较高。主振方向一阶固有频率见表 1。

表 1 主振方向一阶固有频率

Tab.1 First-order natural frequency and main vibration direction

Serial number	Frequency/Hz
1	56.467
2	59.704
3	218.88

3.2 结构安全裕度分析

结构的静力学分析主要研究卫星结构在静载荷或等效静载荷状态下的力学特性。运载火箭在飞行过程中, 卫星会承受 4 个较大的载荷情况: 跨音速和最大动压状态(卫星横向载荷最严重状态)、一级发动机关机状态、一二级分离后状态(卫星纵向动态载荷最严重状态)、二级主机关机状态(卫星纵向静态载荷最严重状态)。分析时应取最大过载系数进行分析, 水平向过载 1.3g, 轴向过载 7.5g。

由分析可知, X 向过载最大应力为 29.1 MPa, 发生在铰链与蒙皮连接处; Y 向过载最大应力为 31.2 MPa, 发生在整星底板与对接环连接处; Z 向过载最大应力为 59 MPa, 发生在底板飞轮安装点附近。

卫星设计载荷=极限条件载荷条件×安全系数 (1)

通常推荐安全系数取 1.5 以上, 文中设计时安全系数取 2, 由公式(1)可知, 卫星设计载荷为 118 MPa。

安全裕度=破坏强度/设计载荷-1 (2)

超硬铝拉伸强度为 572 MPa。计算可得整星结构安全裕度为 3.85, 大于 0.25, 满足设计要求。

3.3 随机响应分析

随机振动有横向与轴向两种输入情况。振动输入为卫星对接环下端面, 随机振动横向验收级(X/Y 向)输入条件验收量级为均方根值为 4.96 g_{rms}, 轴向

验收级(Z向)验收量级均方根值为 5.76 g_{rms}。

由于整星主承力框架为铝框架拼接结构, 根据以往试验结果和工程经验, 结构阻尼系数取 0.025。

整星关键节点随机响应曲线如图 7~图 9 所示, 具体数值如表 2 所示, 由表数据可得, 水平向最大随机响应放大倍数为 1.7 倍, 纵向最大随机响应放大倍数为 1.8 倍, 分析表明随机响应在三个方向均有不同程度的放大, 但均在各单机可接受范围内。

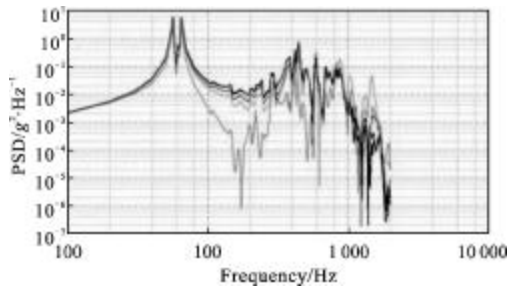


图 7 关键节点 X 向随机响应曲线

Fig.7 Random response curve of key node in X

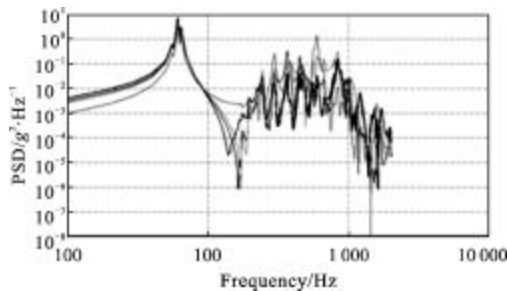


图 8 关键节点 Y 向随机响应曲线

Fig.8 Random response curve of key node in Y

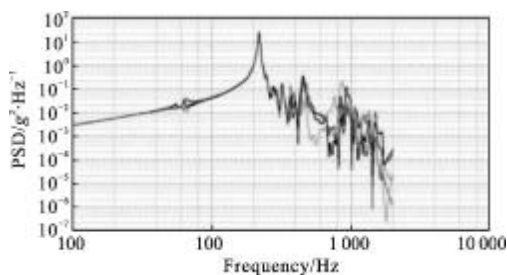


图 9 关键节点 Z 向随机响应曲线

Fig.9 Random response curve of key node in Z

表 2 单机加速度均方根值

Tab.2 Single computer RMS of acceleration

Direction	X _{RMS}	Y _{RMS}	Z _{RMS}
Electrical box	7.415	6.983	9.47
Fiber optic gyros	8.441	6.762	9.67
Battery	8.411	8.611	10.16
Power controller	5.958	8.399	10.37
Camera mounting point	7.178	6.567	9.49

3.4 正弦响应分析

X/Y 方向, 起始输入频率为 5 Hz, 截止频率为 100 Hz, 稳态加速度为 0.9 g; Z 方向, 起始输入频率为 5 Hz, 截止频率为 100 Hz, 稳态加速度为 1.05 g。

表 3 为单机正弦响应结构统计, 由数据可知, X 向最大放大倍率为 10.9 倍, Y 向最大放大倍率为 10.9 倍, Z 向最大放大倍率为 2 倍。结果表明, 水平方向部分单机正弦振动放大倍率较大, 但均满足单机指标要求; 垂直方向正弦振动放大倍率小。

表 3 单机正弦响应结果

Tab.3 Results of single sine response

Direction	X(g)	Y(g)	Z(g)
Electrical box	8.5	9.8	1.7
Fiber optic gyros	9.6	8.8	2.1
Battery	9.8	8.4	1.7
Power controller	8.6	9.1	1.24
Camera mounting point	8.7	9.2	1.8

以相机安装点为例分析正弦振动响应曲线, 如图 10~图 12 所示。

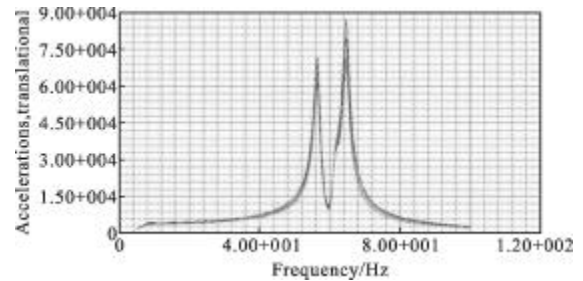


图 10 相机安装点 X 向正弦振动响应曲线

Fig.10 Sinusoidal vibration response curve of camera mounting point in X

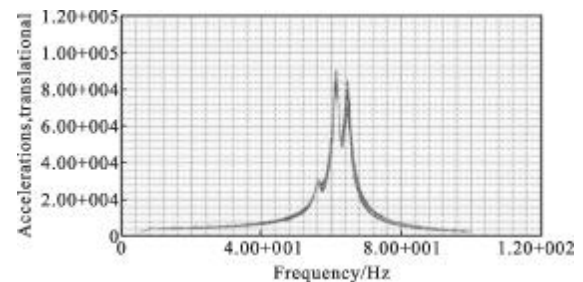


图 11 相机安装点 Y 向正弦振动响应曲线

Fig.11 Sinusoidal vibration response curve of camera mounting point in Y

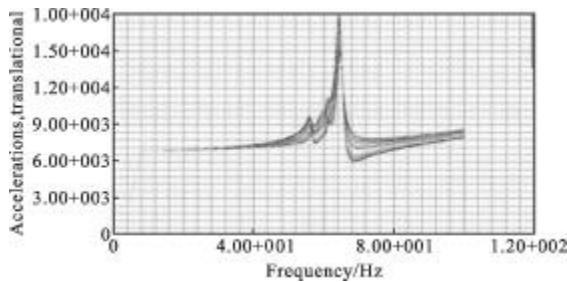


图 12 相机安装点 Z 向正弦振动响应曲线

Fig.12 Sinusoidal vibration response curve of camera mounting point in Z

5 结 论

卫星结构具有以下优点:

(1) 整星体积小,外形尺寸在 $\Phi 550 \text{ mm} \times 650 \text{ mm}$ 包络内;质量轻,整星质量 55kg,卫星结构质量 12.6kg。

(2) 三个方向一阶固有频率高,x 向 56.465 Hz,y 向 59.704 Hz,z 向 218.88 Hz。整星刚度高,为敏捷卫星的快速机动成像奠定基础。

(3) 整星结构安全裕度大,随机响应和正弦响应在可控范围内,能承受卫星从运输到发射过程中的各种复杂力学环境。

(4) 整星功能密度高,被动热控设计使得整星热控资源功耗小,空间利用率高,线缆走线方便。

综上所述,与传统模块化卫星设计方法相比,星载一体化设计思路设计的敏捷小卫星具有体积小、质量轻、功能密度高、刚度好、空间利用率高等特点,满足总体设计要求。

参考文献:

- [1] Xu Fulin. The Satellite Engineering [M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2003: 246. (in Chinese)
- [2] Zhu Guibai. Space Vehicle Design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [3] Yao Jun, Cui Wei, Man Xiaoying, et al. New satellite structure design technology [J]. Chinese Space Science and Technology, 2010, 6(3): 70-75. (in Chinese)
- [4] Liu Fangjun, Li Luming, Li Shuangshou. Selection of structure material in micro-satellite [J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2003, 8(4): 44-48. (in Chinese)
- [5] Zheng Kan, Liao Wenhe, Zhang Xiang, et al. Micro satellite dynamic environmental test technology and test data analysis [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27 (3): 328-331. (in Chinese)
- [6] Zheng Kan, Liao Wenhe, Zhang Xiang, et al. Application of structure characteristics analysis in microsatellite structure design [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(5): 601-605. (in Chinese)
- [7] Zhan Yafeng, Ma Zhenxin, Cao Zhigang. Technology of modern micro satellite and its development direction[J]. Acta Electronica Sinica, 2000, 7(7): 102-106. (in Chinese)
- [8] Juang J C, Tsai. CKUTEX—an experimental microsatellite by NCKU[C]//2010 AASRC Conference, 2010.
- [9] Zhang Yan'e, Chang Jiang, Qin Jie. Lectures on technology and application of modern small satellite (1): current status and development of modern small satellite technology [J]. Journal of Military Communications Technology, 2006, 27(2): 71-76. (in Chinese)
- [10] Si Mohammed A M, Benyettou M, Chouraqui S, et al. Magnetorquer control for orbital manoeuvre of low earth orbit microsatellite [C]//5th WSEAS International Conference on Applied Computer Science, 2006: 1024-1027.
- [11] 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)
- [12] Huang Wenhui, Cao Dengqing, Han Zengyao. Research progress and prospect of spacecraft dynamics and control [J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 367-394. (in Chinese)
- [13] Yan Yong, Jin Guang, Yang Hongbo. Lightweight structural design of space mirror [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 42(4): 367-394. (in Chinese)
- [14] Zhong Xing, Zhang Lei, Jin Guang. Stray light removing of reflective optical system [J]. Infrared and Laser Engineering, 2008, 37(8): 316-318. (in Chinese)