静止轨道高精度遥感卫星在轨冲击监测与定位

齐麟¹,张永涛²,陈晓杰²,曾 擎²,许 娜²

(1.上海交通大学 航空航天学院,上海 200240; 2.上海卫星工程研究所,上海 201109)

摘 要: 针对空间环境下航天器偶发的冲击影响敏感载荷性能的问题,提出了利用振动测量系统实时连续监测载荷安装位置附近的动力学环境的方法,通过分析各测点的冲击时域响应大小及冲击发生先后顺序,初步确定冲击发生的位置。结果表明:冲击的发生以天为周期,一天之中冲击发生的频次和强度与航天器所处轨道位置强相关,且存在2个明显的冲击高发时段。冲击很可能发生于载荷底板附近,可在地面试验中进行精确定位和完善设计。上述研究实现了在轨冲击现象的定量分析及冲击源的定位,将提升现有在轨动力学分析的能力,指导后续航天器设计,降低冲击现象对敏感载荷性能的影响。

关键词: 在轨冲击; 冲击定位; 在轨测量系统; 航天器动力学; 冲击统计分析

中图分类号: O 342 文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.06.020

Impact Monitoring and Positioning of High Precision Remote Sensing Satellite in Geostationary Orbit

QI Lin¹, ZHANG Yongtao², CHEN Xiaojie², ZENG Qing², XU Na²
(1.School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2.Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to solve the problem that the occasional impact of a spacecraft in space environment affects the performance of its sensitive payloads, a method is proposed to continuously monitor the dynamic environment near the installation position of payloads in real time by using the vibration measurement system, with which the on-orbit impact phenomena can be quantitatively analyzed and the impact sources can be positioned. The impact location is preliminarily determined by analyzing the time domain response of each measuring point and the sequence of impact occurrence. The results show that the impact occurs in a day cycle, and the frequency and intensity of the impact in a day are strongly correlated with the orbital position of the spacecraft, and there are two obvious high impact periods. The impact probably occurs near the payload bottom plate, which can be accurately positioned and designed in ground tests. The above research will improve the current on-orbit dynamics analysis capability, guide the subsequent spacecraft design, and reduce the impact phenomenon on the performance of sensitive payloads.

Key words: on-orbit impact; impact positioning; on-orbit measurement system; spacecraft dynamics; statistical analysis of impact

0 引言

航天器在轨飞行时的位置和姿态会不断变化, 其所处的空间热环境也会随之出现周期性的变化, 加上飞行过程中轨道阴影区及舱外部组件之间的 相互遮挡,从而在航天器结构中会诱发不均匀的热 应变以及热应力,导致结构出现动响应,这其中就 包括冲击,最终影响到冲击敏感载荷的正常工作[1-3]。

近年来,研究人员对太阳帆板和其他大挠性部组件的热仿真分析和结构热响应进行了广泛的研究,但研究主要集中在热致振动方面。1956年,BOLET^[4]率先提出了热致振动的概念,并且定义

Boley参数^[5]作为结构发生热致振动的判断依据。 1995年,FOSTER等[6]通过哈勃望远镜太阳电池阵 的仿真计算结果与实际飞行数据的对比,指出两者差 异的来源就是太阳电池阵的热致振动。文献[7-11] 采用绝对节点坐标方法,发展完善了用于耦合热-结 构动力学分析的基本单元,可用于分析存在明显转 动和变形的结构在空间热环境中的动力学响应。 文献[12]对环形桁架天线、文献[13]对空间细长杆-梁结构等的热致振动特性进行了系统的仿真分析, 为结构进一步优化提供了支撑。陈夜等[14]根据热 致动力学基本方程提出了振动响应的解耦分析方 法。胡甜赐等[15]指出处于地球同步轨道的卫星在 进出地球阴影区时,太阳帆板的温度变化较为明 显,温差最高可达200℃;时变热载荷导致帆板结构 和卫星姿态发生了明显的振动响应。马远骋等[16] 分析了近年来热致振动问题的研究方法,总结出亟 待解决的一些关键性问题,为热致动力学的后续研 究指出了方向。在冲击测量与定位方面,2009年, 张炳良等[17]研制了一套基于PXI总线的结构冲击定 位集成监测系统,主要是通过修正后的冲击载荷即 声发射源到各传感器的波达时间根据四点圆弧定 位算法来进行冲击定位。2012年, MALLARDO 等[18]利用人工神经网络、概率分析和遗传算法对识 别冲击位置的传感器测点布置进行全局优化。 刘海龙等[19]提出了一种快速且定位精确的 CFRP 冲 击损伤的等时周向轨迹定位方法。林晓冬等[20]提 出了一种基于反向加权和的低功耗冲击区域定位 算法,该算法应用数字化冲击监测原理,可进行冲 击事件的发生区域定位。

基于上述研究基础,面对航天产品高可靠、轻量化和资源有限的综合要求,本文以某地球静止轨道卫星在轨冲击为研究对象,通过振动测量系统的搭建,进行了航天器冲击现象的定量分析及冲击源的初步定位,并将为后续航天器结构优化设计提供有效分析方法及在轨实测数据。

1 在轨冲击测量方案设计

1.1 测量系统组成

某地球静止轨道卫星装载了多通道的卫星力 学环境测量系统,具备力学参数测量、信号采集编码、数据分析处理、数据存储和传输等功能。该采 集系统由振动监测控制盒和加速度传感器网络组成,加速度传感器网络采用压电式传感器,可监测卫星在轨工作时的振动数据并传递至振动监测控制盒。振动监测控制盒存储振动监测网络的数据,并通过数传分系统下行至地面站,系统原理如图1所示。

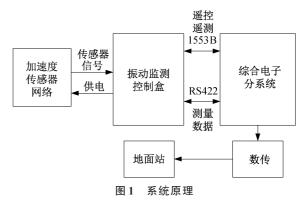


Fig. 1 System principle diagram

振动测量系统选用压电式加速度传感器(型号:PCB 356A17),量程为10g,在轨以10kHz频率进行加速度信号的高精度采集,其技术参数见表1。

表 1 测量系统所用传感器技术参数

Tab. 1 Technical parameters of the sensors used in the measurement system

性能参数	传感器(PCB 356A17)
量程/g	±10
灵敏度/(mV•g ⁻¹)	500
幅频响应带宽(±5%)/Hz	0.5~3 000
分辨率/g	6×10^{-5}
非线性/%	±1
横向灵敏度/%	€3
共振频率/kHz	≥14
工作温度/℃	$-54 \sim +80$
外形尺寸/mm³	14×14×14
质量/g	9.3

1.2 测量系统测点布置

该卫星结构由服务舱和载荷舱组成,如图2所示。服务舱安装了卫星服务系统,如综合电子、测控、姿轨控、数传、电源、推进以及太阳电池阵等装置;载荷舱装载了多种有效载荷,如载荷A、载荷B、载荷C等。

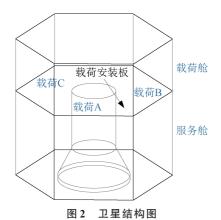


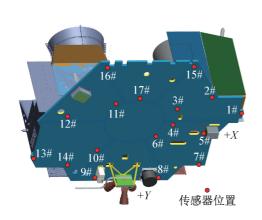
Fig. 2 Schematic diagram of the satellite structure

加速度测点主要分布在载荷安装板反面靠近3台载荷安装位置,具体分布如图3所示。另外3台载荷靠近遮光罩底部区域也分别设置了1个测点用于监测是否是遮光罩处产生的冲击。测量系统包含的传感器编号及安装位置具体见表2。

2 在轨冲击数据统计及分析

2.1 冲击数据统计规律

抽取 2022年1月8—10日的载荷安装板中心测点的时域数据,如图 4所示。



载荷A 18# 20# 载荷C

(a) 卫星顶板舱内传感器布置

(b) 卫星顶板舱外传感器布置

图 3 载荷安装板传感器布置

Fig. 3 Sensor arrangement on the payload mounting plate

表 2 测量系统传感器位置及编号说明

Tab. 2 Sensor positions and numbers of the measurement system

测点编号	测点位置	测点编号	测点位置	测点编号	测点位置	测点编号	测点位置
1#	载荷 C 安装点 1	6#	载荷A安装点1	11#	载荷B安装点1	16#	载荷安装板角点2
2#	载荷C安装点2	7#	载荷A安装点2	12#	载荷B安装点2	17#	载荷安装板中心点
3#	载荷C安装点3	8#	载荷A安装点3	13#	载荷B安装点3	18#	载荷 A 顶部测点(靠近遮光罩底部)
4#	载荷C安装点4	9#	载荷A安装点4	14#	载荷B安装点4	19#	载荷B顶部测点(靠近遮光罩底部)
5#	载荷C安装点5	10#	载荷A安装点5	15#	载荷安装板角点1	20#	载荷C顶部测点(靠近遮光罩底部)

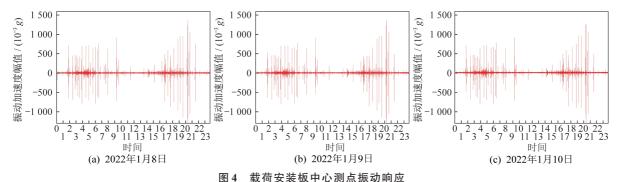


Fig. 4 Vibration response of the measuring point in the center of the payload mounting plate

从图 4 中可以看出: 3 天载荷安装板中心位置冲击发生的时段和幅值较为接近,可认为该冲击是以天为周期重复发生的,同时在一天之中存在 2 个冲击高发时段(即星时的 1:30~8:00 及 16:00~21:30),统计结果见表 3,其中 3 天日均发生较明显冲击 38 次,幅值大于 0.5 g冲击 15.7 次,幅值大于 1.0 g冲击 7.7 次。由于卫星运行在地球静止轨道上,星时(即格林威治时间星下点地方时)即可与轨道位置一一对应,因此存在固定的冲击高发时段意味着一天之中冲击发生的频次和强度与航天器所处轨道位置之间强相关。

表 3 在轨冲击情况统计 Tab. 3 On-orbit impact statistics

冲击统计	2022年 1月8日	2022年 1月9日	2022年 1月10日	平均
明显冲击数量	35	39	40	38.0
幅值大于0.5g冲击数量	17	15	15	15.7
幅值大于1.0g冲击数量	8	8	7	7.7

2.2 冲击发生与轨道热环境的关系

地球静止轨道上3轴稳定卫星通常东西方向外 热流以天为周期变化,南北方向则以年为周期变化, 南散热面从秋分到春分可以被太阳光照射,北散热 面从春分到秋分可以被太阳光照射。选取2022年1 月7—11日载荷B遮光罩上的温度数据作为轨道热 环境的一个表征,同时选取1月8日的数据对冲击发 生与轨道热环境的时间关系进行了对应,如图5 所示。

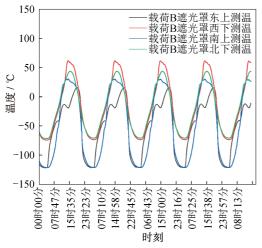


图 5 有效载荷在轨热环境

Fig. 5 Thermal environment of the payload on orbit

由图 5可以看到,轨道热环境在短期内以天为周期,这与冲击的发生周期相吻合,因此该冲击是由空间热环境周期性变化所引起的可能性很大,且一天之中2个冲击高发时段对应的轨道热环境并不相同,说明2个高峰期引发冲击的原因有所差异。

3 冲击源初步定位

通过定义各测点冲击应力波到达的时刻,测量得到应力波在星体舱板面内由冲击点到传感器安装位置传播的时延,进而计算求取该路径中应力波的传播距离,最后由各个距离即可估算冲击实际发生的位置。采用的计算公式如下:

$$R = R_0 + KC_0T \tag{1}$$

式中:R为待侧距离;R。为冲击点距最近传感器的距离;K为修正系数(与舱板形状、开孔、搭接方式等相关,需通过地面试验标定确定);C。为冲击应力波在卫星舱板传播的速度;T为应力波到达时间。

该卫星载荷安装板为一整块板,可近似认为是面内各向同向的,因此载荷安装板内应力波传播速率接近恒定值,即公式中 *C*₀为常数。

卫星在轨典型的冲击如图 6 所示。图中,黑色曲线为冲击的时域曲线,彩色云图为该时域曲线通过短时傅里叶变换得到的对应时-频瀑布图。

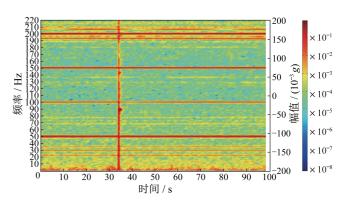


图 6 典型在轨冲击时频瀑布图

Fig. 6 Time-frequency waterfall diagram of typical on-orbit impact

这里取 1.0 s 的时间窗口对时域信号进行截取 分析。取前 0.5 s 时域响应的最大幅值作为参考值, 在后 0.5 s 中, 当幅值大于参考值 1.2 倍即认为冲击 应力波传到了该测点位置(如图 7 所示), 定义以应 力波到达首个测点的时刻为零时, 对顶板 20 个测点 分别计算应力波的到达时间, 计算结果见表 4。

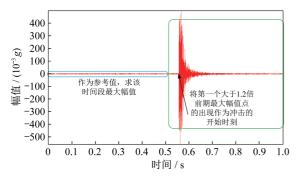


图 7 定义冲击发生时刻

Fig. 7 Schematic diagram of the definition of impact occurrence

表 4 各测点与冲击位置距离计算

Tab. 4 Distance between each measuring point and the impact position

测点编号	测点位置	应力波到达时 间 T/ms	测点与冲击 位置距离
12#	载荷B安装点2	0.0	R_0
10#	载荷A安装点5	0.1	
19#	载荷B顶部测点	0.2	
11#	载荷B安装点1	0.3	
13#	载荷B安装点3	0.3	
14#	载荷B安装点4	0.3	
17#	载荷安装板中心点	0.3	
4#	载荷C安装点4	0.4	
9#	载荷A安装点4	0.5	
16#	载荷安装板角点2	0.5	
15#	载荷安装板角点1	0.6	$R_0 + KC_0T$
3#	载荷C安装点3	0.6	
6#	载荷A安装点1	0.6	
5#	载荷C安装点5	0.8	
7#	载荷A安装点2	0.9	
1#	载荷 C 安装点 1	1.0	
8#	载荷A安装点3	1.0	
2#	载荷C安装点2	1.3	
18#	载荷A顶部测点	1.5	
20#	载荷C顶部测点	2.4	

冲击最早传到的测点位置如图 8 所示。图中圈出了载荷安装板中距离冲击发生位置最近的 5 个测点,即载荷 B 安装点 2、载荷 A 安装点 4、载荷 B 安装点 1、载荷 B 安装点 3 和载荷 B 安装点 4。同时载荷 B 顶部测点(靠近遮光罩底部)应力波到达时间为 0.2 ms,而载荷安装板其他测点应力波到达的时间 均晚于这 6 个测点,说明冲击很可能发生在载荷 B

内部靠近载荷底板的位置。基于载荷安装板内应力波传播速率接近恒定值的假设,由表4数据,应力波传到载荷B安装点1(11#)、载荷B安装点3(13#)和载荷B安装点4(14#)3个测点的时刻都为0.3 ms,可认为冲击源在该板上的导入位置靠近这3个测点所在圆的圆心,即图中黄点所示位置。需要指出的是,受限于传感器采样频率较低的限制(采样周期为0.1 ms),具体位置还需要在地面试验中做进一步确认。

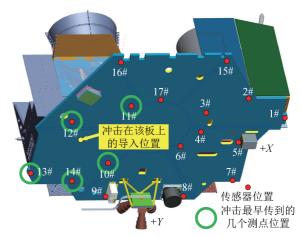


图 8 冲击最早传到的测点位置

Fig. 8 Positions of the measuring points where the impact reaches first

4 结束语

本文利用星载振动测量系统对航天器在轨冲击进行了定量观测,从观测数据中得到冲击量级和周期的统计规律,同时,通过分析各测点的冲击时域响应大小及发生先后顺序初步确定冲击发生的位置。结果表明:1)冲击的发生以天为周期,一天之中冲击发生的频次和强度与航天器所处轨道位置强相关且存在2个明显的冲击高发时段;2)冲击很可能发生于载荷B内部靠近载荷底板的位置,可在载荷地面试验中进行精确定位和完善设计。上述研究将提升现有在轨动力学分析的能力,指导后续航天器设计,降低冲击现象对敏感载荷性能的影响。

参考文献

[1] VERKER R, GROSSMAN E, GOUZMAN I. A novel method for on-orbit measurement of space materials degradation [J]. Review of Scientific Instruments, 2011, 82(2): 023901.

- [2] ZHU B, CHEN F, LI D D, et al. High-precision relative position and attitude measurement for on-orbit maintenance of spacecraft [C]// 10th International Symposium on Multispectral Image Processing and Pattern Recognition. Xiangyang, China: SPIE Digital Library, 2018: 1060806.
- [3] YONG S H, PARK J H, RYU E K, et al. Effect of micro-vibration culture system on embryo development [J]. Journal of Assisted Reproduction & Genetics, 2013, 30(6):835-841.
- [4] BOLEY B A. Thermally induced vibrations of beams [J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1956, 23(2): 179:181.
- [5] BOLEY B A. Approximate analyses of thermally induced vibrations of beams and plates [J]. Journal of Applied Mechanics, 1972, 39(1): 212-216.
- [6] FOSTER C L, TINKER M L, NURRE G S, et al. Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(4):634-644.
- [7] 沈振兴, 胡更开. 大型航天器结构的热致振动研究[J]. 载人航天, 2016(1): 117-125.
- [8] 徐世南,吴催生.高超声速飞行器热力环境数值仿真研究综述[J].飞航导弹,2019(7):26-30.
- [9]安翔,冯刚.某空间站太阳电池阵中央桁架热结构耦合动力学分析[J].强度与环境,2005,32(3):8-13.
- [10] SHEN Z, TIAN Q, LIU X, et al. Thermally induced vibrations of flexible beams using absolute nodal coordinate formulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1):386-393.

- [11] SHEN Z X, HU G K. Thermally induced vibrations of solar panel and their coupling with satellite [J]. International Journal of Applied Mechanics, 2013, 5 (3):1350031.
- [12] 郑士昆,宋燕平,赵将,等.大型环形桁架天线进出地影期热致振动特性研究[J].中国科学,2017,47(10):1-8.
- [13] 冯雨晴,马小飞,王辉,等.空间细长杆-梁结构热致振动分析[J]. 西安电子科技大学学报,2022,49(3):230-237.
- [14] 陈夜,王开浚,沈海军,等.多柔性附件卫星热致振动特性研究[J]. 航天器工程,2022,31(2):78-84.
- [15] 胡甜赐,陈素芳,吴松,等.大型空间可展开结构热致振动研究[J].上海航天(中英文),2021,38(1):28-35.
- [16] 马远骋,李团结,唐雅琼,等.空间可展开结构热致振动分析方法研究综述[J].空间电子技术,2020,17(6):8-12
- [17] 张炳良,袁慎芳,苏永振,等.一种复合材料结构冲击定位集成监测系统[J].东南大学学报(自然科学版), 2009,39(增刊2):7-13.
- [18] MALLARDO V, ALIABADI M H, KHODAEI Z S. Optimal sensor positioning for impact localization in smart composite panels [J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2012, 24 (5): 559-573.
- [19] 刘海龙,王晓煜,张树森,等.可快速精确定位CFRP板冲击损伤的等时周向轨迹法[J].复合材料学报,2022,39(8):4152-4163.
- [20] 林晓冬,邱雷,袁慎芳,等.复合材料结构的低功耗冲击 区域监测方法[J].民用飞机设计与研究,2020(4): 63-68.