

微振动对高性能航天器指向测量影响的仿真与试验

李林^{1,2}, 龚小雪³, 朱飞虎^{1,2}, 于洋^{3,4,5}, 赵琴^{1,2}, 张雷^{3,4},
张运方^{1,2}, 武延鹏^{1,2}, 王立^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所 空间光电测量与感知实验室, 北京 100190; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094; 3. 长光卫星技术有限公司, 长春 130102; 4. 中国科学院大学, 北京 100049; 5. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘要: 针对超静超稳航天器面临的微振动问题进行了研究, 提出了一种将微振动诱发指向测量误差和附加力矩误差引入指向测量控制系统的建模仿真方法, 基于准零刚度悬吊法对指向测量系统进行了微振动试验。仿真和试验结果表明: 微振动诱导的指向测量误差更为显著, 峰值到达 1×10^{-6} ; 微振动引起指向控制系统指向测量误差达到0.03像素; 这对超静超稳航天器及其衍生技术研究具有一定借鉴意义。

关键词: 微振动; 高性能航天器; 指向测量误差; 闭环建模方法

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)03-0277-06

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220056

引用格式: 李林, 龚小雪, 朱飞虎, 等. 微振动对高性能航天器指向测量影响的仿真与试验[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(3): 277-282.

Reference format: LI L, GONG X X, ZHU F H, et al. Simulation and experiment on the influence of micro vibration on pointing measurement of high-performance spacecraft[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(3): 277-282.

引言

随着星际探测^[1]、空间激光通信^[2-3]、空间对地遥感^[4]和空间天文观测^[5]等人类太空活动的日益频繁, 航天器的指向精度和稳定度需求越来越高。于2021年12月发射入轨的詹姆斯·韦布空间望远镜(James Webb Space Telescope, JWST)指向精度达到0.004", 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)星际探测计划提出航天器指向精度和稳定度指标应达到亚毫角秒级, 空间长基线激光通信航天器的指向精度需达到微弧度级^[6-9]。用于空间引力波探测的LISA计划、太极计划和天琴计划对航天器星间指向控制精度需求要达到10纳弧度量级^[10]。

航天器在轨工作过程中涉及到外部和内部两方面的扰动因素对其稳定性产生显著影响^[11]: 外部扰动主要是指航天器与所在空间环境(如太阳光压、高能宇宙射线等)相互作用产生的非保守力; 内部扰动主要是指航天器内部运动部件(太阳帆挠性附件、飞轮、制冷机、控制力矩陀螺等)产生的扰动力或者力矩。无

拖曳控制技术是一种有效应对航天器外部扰动的措施^[12-14], 而内部扰动则需要通过航天器超静超稳平台设计技术来解决^[15-17]。

航天器平台内部扰动通常在 10^{-3} g量级, 频率在0.01 Hz~kHz范围内(本文统称为“微振动”), 这种航天器正常工作产生的无法消除的微振动环境对航天器超静超稳平台的设计带来了全新的挑战。从扰动源至敏感仪器的全链路微振动抑制、平台多级复合指向控制、高精度指向测量和先进指向控制算法设计等, 航天技术人员已做了大量的研究工作, 并卓有成效^[17]。洛克希德·马丁公司(Lockheed Martin Space Systems Company, LMT)最早提出了载荷扰动免疫卫星(Disturbance-Free Payload, DFP)概念, 并研制了原理样机, 由此引领了超静超稳航天器平台新的发展模式^[18-21]。随后, 西北工业大学、上海航天技术研究院和中国空间技术研究院分别提出了载荷与平台分离式卫星^[22]、两超(超静超稳)平台卫星^[23]和三超(超静超稳超敏捷)平台卫星的概念^[24], 并分别做了大量的研究工作以解决微振动对航天器性能带来的影响。

收稿日期: 2022-05-30 修回日期: 2023-03-02

基金项目: 国家自然科学基金(52275083, No.51905034); 北京市科技新星计划资助项目(Z211100002121076); 国家重点研发计划资助项目(2021YFB3203100)

本文针对微振动影响下的航天器指向测量精度问题展开研究,通过一种全链路闭环仿真模型,将微振动引起的指向测量仪器误差与反作用轮控制力矩误差引入到指向测量仿真模型中,分析了瞬态和稳态下这种误差对指向测量的影响,并设计了微振动测试试验,对微振动环境下的极高指向测量精度进行了深入分析。相关研究结果对超静超稳航天器平台的设计具有一定的借鉴意义。

1 建模和试验方法

航天器在轨工作时,需要通过指向测量与控制系统(Pointing and Control System, PCS)以实现不同工作模式下的指向需求^[15]。星敏感器以恒星作为目标基准,具有较高的指向测量精度,被大部分航天器用以实时测量天体信息,从而获取姿态信息^[25];然后,通过控制算法计算姿态指向改变所需要的力矩;最后通过PCS指令控制飞轮等执行机构输出动量矩,以到达所需的指向控制^[15]。

以飞轮为代表的执行结构和太阳帆板为代表的挠性附件在正常工作过程中产生的微振动会显著影响高性能航天器的指向测量精度和稳定性,尤其是敏感光学元件会产生非预期的抖动和特征响应。这一现象在哈勃太空望远镜(Hubble Space Telescope, HST)表现十分显著^[6],该问题受到了全世界航天研发机构的高度关注。NASA为解决HST微振动问题,投入大量人力物力,耗资超过2亿美元,还直接触发了高精度航天器的多项研究工作,例如如何分析扰动高频谐波的影响、如何对扰动建模、扰动变量的来源以及关于地面与轨道不确定性的扰动数据测量方法的研究。

目前,大部分针对微振动的影响研究集中在有效载荷光轴(Line-Of-Sight, LOS)影响上^[3,26-29]。本文重点关注由于微振动诱发指向测量测量误差和飞轮力矩误差对航天器指向精度的影响,以下对仿真方法和试验方法进行论述。

1.1 集成建模方法

微振动现象的存在,诱导指向测量仪器内部的光机系统产生非预期的模态响应和形变特征,导致指向测量仪器产生额外的像移,并作为PCS的输入,这种航天器PCS输入信息存在误差因素应进行进一步的分析。

理想状态下飞轮输出力矩与飞轮转动惯量成正比,由于微振动问题引入的额外力矩改变了这种控制关系,造成航天器所受控制力矩与控制输出所需力矩

不相符,导致航天器PCS控制环节出现误差。

本文充分考虑了指向测量误差和附加扰动力矩误差,并将这两种误差引入到PCS闭环链路模型中,建立了微振动闭环仿真分析框架,集成建模流程如图1所示。

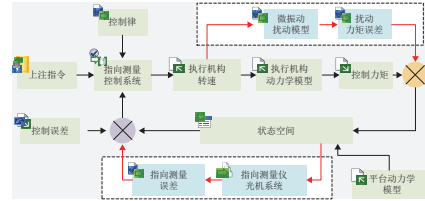


图1 集成建模方法系统框图

Fig. 1 System block diagram of integrated modeling method

1.2 试验方法

航天器姿态半物理仿真试验作为仿真实验研究中的一个重要分支,它可以实现对航天器姿态动力学的仿真及其总体系统性能评估,在超静超稳航天器姿态稳定性研究中得到了很好的应用。若要定量分析微振动环境下的航天器指向测量精度的偏差,则需要进一步设计指向测量成像测试试验,并对指向测量过程进行多工况的实时成像数据采集和处理。

本文采用一种准零刚度悬吊法^[30],有效实现指向测量微振动试验所需的低刚度环境。通过靶标成像法对航天器指向测量进行微振动试验,然后提取图像质心,获取像移变化量,实现直接从图像上来测量微振动引起的像移的变化。指向测量试验方法构成如图2所示,积分球提供光源,靶标提供点目标信息,平行光管模拟无穷远;指向测量仪为被测对象,指向测量仪与惯量模拟平台固定连接,准零刚度悬吊系统提供低刚度实现自由边界环境。指向测量仪与扰动源方位关系示意如图3所示,3个扰动源动量矩法线呈正交安装在惯量模拟平台上,为指向测量仪提供微小扰动及惯量。

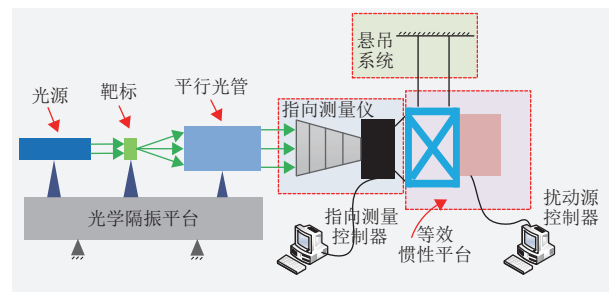


图2 试验系统构成

Fig. 2 Test system composition

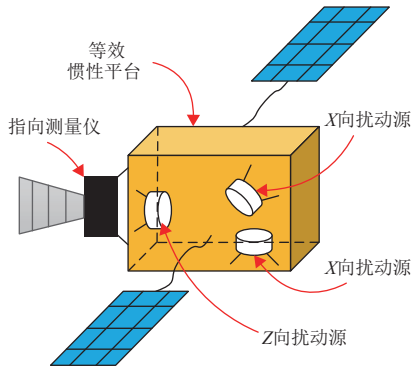


图3 指向测量仪与扰动源方位关系示意图

Fig. 3 Schematic diagram of pointing measuring instrument and disturbance source orientation

2 仿真与试验

2.1 仿真流程

指向测量误差仿真流程如图4所示, 分为两个方面。

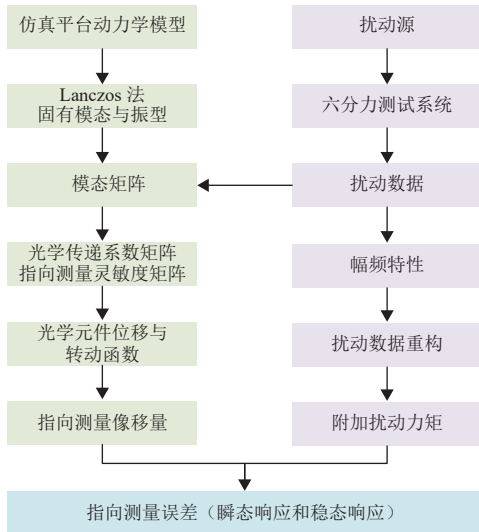


图4 系统指向测量误差仿真流程

Fig. 4 Simulation process of system pointing measurement error

建立仿真平台动力学模型, 通过Lanczos法获取系统固有模态和振型, 此时, 将六分力测试系统测试获取的扰动数据通过模态选择矩阵施加于系统扰动源作为位置, 并设置敏感光学元件的响应作为输出, 同时作为光学模型的输入参数进行光路重建, 以获取微小扰动环境下的像移量。

对扰动数据进行处理, 可对扰动源的幅频特性进行分析, 将试验数据中谐波特性插值获得各阶谐波所对应的幅值与初相位, 引入到状态空间中, 即可对扰动数据进行重构, 从而建立微振动与附加扰动力矩之间的联系。

通过对仿真系统进行分析, 即可获得瞬态响应和稳态响应下的微振动引起航天器指向测量的误差信息。

2.2 试验流程

在超净实验室中, 按照图2中搭建试验系统, 试验流程如图5所示。

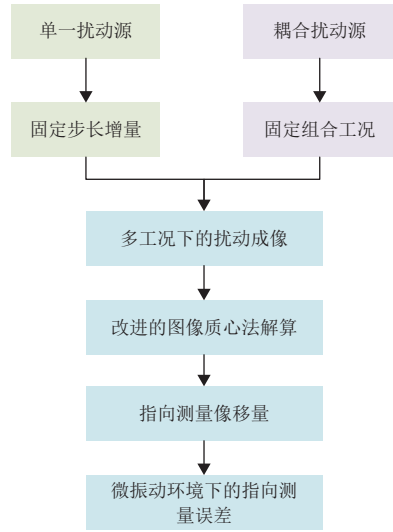


图5 试验流程框图

Fig. 5 Diagram of test flow

首先对各项单一扰动源分别进行固定步长增量下的扰动成像, 通过改进的图像质心法获得指向测量像移量, 选取各项单一扰动源最恶劣的工况, 即产生像移量最大的工况进行组合, 作为耦合扰动源的试验测试工况。

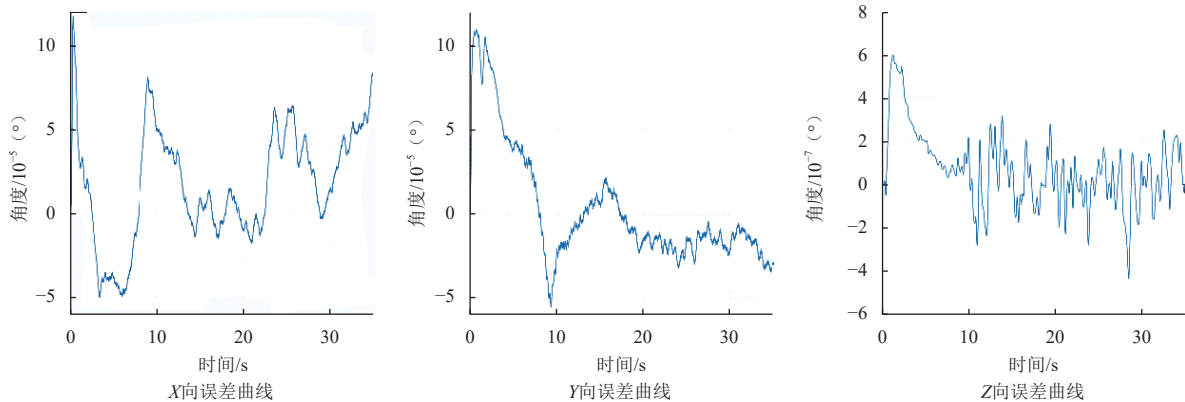
进行耦合扰动源多工况下的扰动成像, 基于改进的图像质心法进行像移解算, 即可获得微振动环境下的指向测量误差信息。

3 结果与讨论

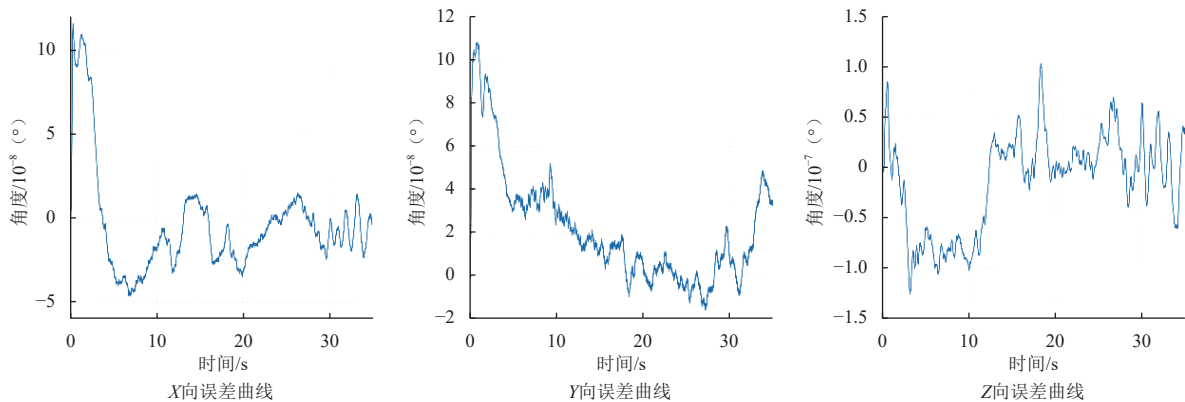
3.1 仿真结果

仿真结果表明, 在航天器指向从初始姿态到设定姿态的姿态机动过程中, 由于微振动诱导的指向测量误差和附加扰动力矩误差引起的指向控制时间峰值变化量在1 ms量级。指向稳态过程中, 这两种误差会引起姿态角发生显著的变化, 如图6所示, 横坐标表示时间 s , 纵坐标表示角度($^{\circ}$)。图6(a)为指向测量误差干扰下姿态角度偏离变化曲线, 图6(b)为附加力矩误差干扰下姿态角度偏离变化曲线。

图6(a)的分析结果表明, 指向测量误差对姿控系统的影响主要体现在绕X/Y轴的姿态控制误差, 其峰值可达 1×10^{-4} 。图6(b)的分析结果表明, 附加力矩对指向控制系统的影响主要体现在绕Z轴的姿态指向控制误差, 其峰值可达 1×10^{-7} 。可见, 指向测量误差引入的姿态控制误差远大于附加力矩误差。这是由于微振动源扰振输出力矩作用于航天器仿真系统时, 高频的扰振激励衰减极快, 且相较于微振动源输出控制力



(a) 指向测量误差引起指向姿态误差曲线



(b) 附加力矩引起指向姿态误差曲线

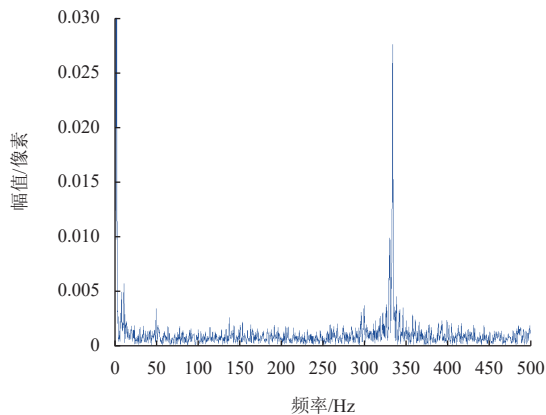
图6 系统指向姿态误差曲线

Fig. 6 System pointing attitude error curves

矩, 扰振力矩要小7个数量级。

3.2 试验结果

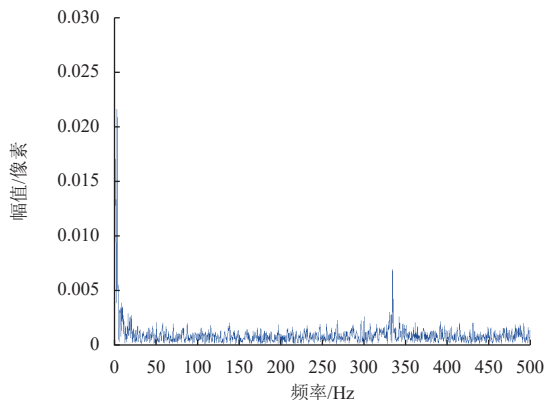
按照图1中试验状态, 搭建指向测量仪器微振动试验现场环境, 按照图5试验流程在超净实验室中进行微振动测试试验, 采用改进灰度质心法对结果进行处理, 去除试验系统引入的随机力学噪声和电子学噪声影响^[31], 图7给出了耦合扰动源最恶劣工况下的指向测量误差结果。



(b) Y向像移频域响应

图7 耦合工况下指向测量像移量

Fig. 7 Image shift t under coupling condition



(a) X向像移频域响应

图7 (a) 中显示最大像移量达到0.01像素, 在340 Hz附近出现了一个明显的峰值, 在0.007像素量级; 图7 (b) 中显示最大像移量达到了0.03像素, 同样在340 Hz附近有一个同等量级的峰值; 这是微振动激发指向测量系统内部光机结果产生的非预期模态响应, 并存在局部振型所致^[30]。

3.3 讨论

未来空间探测任务航天器亚毫角秒级的指向测量精度需求和空间引力波探测航天器星间指向控制10 nrad量级精度要求,这对超静超稳航天器及其衍生技术带来了极大的挑战。本文研究发现由于微振动引起指向测量误差和附加力矩误差对指向控制系统有较为显著的影响,微振动诱导的指向测量误差更为显著,峰值到达 1×10^{-4} ,试验结果表明微振动引起的指向控制系统指向测量误差达到0.03像素。在超静超稳航天器平台设计过程中,除了关注微振动对系统光轴的影响外,应对微振动诱导指向测量和附加扰动力矩的影响进行进一步的研究,这两项内容应引起足够的重视,并进行深入的研究工作,这将对超静超稳航天器系统设计带来积极研究意义。

4 结束语

目前的超静超稳航天器平台及其衍生技术尚不能满足空间引力波探测的需要。微振动问题是超静超稳航天器面临的关键问题之一。本文针对微振动环境下高性能航天器指向测量影响仿真与试验方法进行了研究,将微振动引起指向测量的误差和附加力矩误差引入指向测量控制系统闭环链路分析,并对指向测量系统进行了微振动环境下的试验研究,本文研究发现对引力波探测等涉及到的超静超稳航天器设计具有一定借鉴意义。

参 考 文 献

- JULIA S, WU C L. The role for regional anesthesia in medical emergencies during deep space flight[J]. *Regional anesthesia and pain medicine*, 2021, 46(10): 919-922.
- KUMAR A, KRISHNAN P. Performance analysis of radio-over-free-space optical communication system with spatial diversity over combined channel model[J]. *Optical and Quantum Electronics*, 2022, 54(4): 1-14.
- SANNIBALE V, ORTIZ G G, FARR W H. A sub-hertz vibration isolation platform for a deep space optical communication transceiver[J]. *Proc Spie*, 2009, 7199: 1-8.
- BRUGAROLAS P, ALEXANDER J, TRAUGER J, et al. ACCESS pointing control system[J]. *Proc Spie*, 2010, 7731(1): 77314V-77314V-22.
- PLATE M T, O'SULLIVAN B, FERRUIT P, et al. The European optical contribution to the James Webb Space Telescope[J]. *Advanced Optical Technologies*, 2018, 7(6): 353-364.
- 李林, 袁利, 王立, 等. 从哈勃太空望远镜剖析微振动对高性能航天器指向测量与控制系统的的影响[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(11): 2478-2487.
- LI L, YUAN L, WANG L, et al. Influence of micro vibration on measurement and pointing control system of high-performance spacecraft from Hubble Space Telescope[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(11): 2478-2487.
- HAMMESDAHR A. LISA mission study overview[J]. *Class Quantum Grav*, 2001, 18: 4045-4051.
- HU W R, WU Y L. The Taiji program in space for gravitational wave physics and the nature of gravity[J]. *Natl Sci Rev*, 2017(4): 685-686.
- LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a spaceborne gravitational wave detector[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 035010.
- 张立华, 黎明, 高永新, 等. 空间引力波探测航天器系统及平台技术[J]. *中山大学学报: 自然科学版*, 2021, 60(1-2): 129-137.
- ZHANG L H, LI M, GAO Y X, et al. The spacecraft system and platform technologies for gravitational wave detection in space[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(1-2): 129-137.
- EYERMAN C E. A system engineering approach to disturbance minimization for spacecraft utilizing controlled structures technology [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1990.
- LANGE B. The control and use of drag free satellites[D]. Stanford California: Stanford University, 1964.
- 傅江良, 甘庆波, 张 扬, 等. 无拖曳航天任务检验质量的设计和比较[J]. *中国光学*, 2019, 12(3): 463-476.
- FU J L, CAO Q B, ZHANG Y, et al. Design and trade-off study of proof masses for future spatial drag-free missions[J]. *Chinese Optics*, 2019, 12(3): 463-476.
- 邓剑峰, 蔡志鸣, 陈 琨, 等. 无拖曳控制技术研究及在我国空间引力波探测中的应用[J]. *中国光学*, 2019, 12(3): 503-514.
- DENG JF, CAI ZM, CHEN K, et al. Drag-free control and its application in China's space gravitational wave detection[J]. *Chinese Optics*, 2019, 12(3): 463-476.
- LI L, YUAN L, WANG L, et al. Recent advances in precision measurement & pointing control of spacecraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(10): 191-209.
- AMBERG V, DECHOZ C, BERNARD L, et al. In-flight attitude perturbances estimation: application to PLEIADES-HR satellites[J]. *Proc Spie*, 2013, 8866: 886612.
- LI L, WANG L, YUAN L, et al. Micro-vibration suppression methods and key technologies for high-precision space optical instruments[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 180(4): 417-428.
- PEDREIRO N, BETHESDA M D. Spacecraft architecture for disturbance-free payload: USA, US-6454215-B1[P]. 2002.
- NELSON P. Spacecraft architecture for disturbance-free payload: USA, US 09/770252 [P]. 2001-01-29.
- PEDREIRO N, CARRIER A, LORELL K, et al. Disturbance-free payload concept demonstration[C]//AIAA guidance, navigation, & control conference & exhibit. Monterey, USA: AIAA, 2002.
- MICHAEL A. GONZALES, NELSON P, et al. Unprecedented vibration isolation demonstration using the disturbance-free payload concept[C]//Proceedings of AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit. Rhode Island: AIAA, 2004.
- 杨鸿杰, 刘磊, 李新国, 等. 超静超稳卫星碰撞动力学建模[J]. *宇航学报*, 2019, 40(8): 861-869.
- YANG H J, LIU L, LI XG, et al. Vibro-impact Modeling for Disturbance-Free Payload Satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8): 861-869.

- [23] 张伟, 赵艳彬, 廖鹤, 等. 动静隔离、主从协同控制双超卫星平台设计[J]. 上海航天, 2014, 31(5): 7-11, 30.
ZHANG W, ZHAO Y B, LIAO H, et al. Design of an active-quiet isolated and master-slave coordination controlled dual-super satellite platform[J]. Aerospace Shanghai, 2014, 31(5): 7-11, 30.
- [24] 汤亮, 王有懿, 关新, 等. 一种超精超稳超敏捷控制在轨验证方法: 中国, CN108762231A[P]. 2018-11-06.
- [25] YUAN L, WANG M M, WU Y P, et al. Review on development of space starlight measurement technology[J]. Acta Aeronaut Astronaut Sinica, 2020, 41(8): 7-18+2.
- [26] ARONSTEIN D L, SMITH J S, ZIELINSKI T P, et al. Wavefront-error performance characterization for the James Webb Space Telescope (JWST) Integrated Science Instrument Module (ISIM) science instruments[C]//Proceedings of SPIE Astronomical Telescopes & Instrumentation. Edinburgh, United Kingdom: SPIE, 2016.
- [27] LI M, ZHANG Y, WANG Y, et al. The pointing and vibration isolation integrated control method for optical payload[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 438: 441-456.
- [28] FENG Z, CUI Y, YANG X, et al. Micro-vibration issues in integrated design of high resolution optical remote sensing satellites. Proceedings in Physics[C]//Proceedings of 3rd International Symposium of Space Optical Instruments and Applications. Beijing, China: Springer, 2017.
- [29] LI L, TAN L Y, KONG L, et al. The influence of flywheel micro-vibration on space camera and vibration suppression[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018, 100: 360-370.
- [30] LI L, YUAN L, WANG L, et al. Image motion and experimental study of a 0.1" space pointing measuring instrument for micro-vibration conditions[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 36(2): 1-10.
- [31] GONG X, LI L, YU Y, et al. Error analysis and calibration of micro-vibration test platform developed for advanced pointing instrument[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 173: 109055.

作者简介:

李林(1989-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向: 空间光电测量与智能感知技术、航天器微振动技术。

通信地址: 北京市中关村南三街16号(100190)

电话: (010)68745545

E-mail: cast_lilin@163.com

王立(1977-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 空间光电测量与智能感知技术。**本文通信作者。**

通信地址: 北京市中关村南三街16号(100190)

电话: (010)68745545

E-mail: wupeng3992@163.com

Simulation and Experiment on the Influence of Micro Vibration on Pointing Measurement of High-Performance Spacecraft

LI Lin^{1,2}, GONG Xiaoxue³, ZHU Feihu^{1,2}, YU Yang^{3,4,5}, ZHAO Qin^{1,2}, ZHANG Lei^{3,4},
ZHANG Yunfang^{1,2}, WU Yanpeng^{1,2}, WANG Li^{1,2}

(1. Space Optoelectronic Measurement and Perception Lab., Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

3. Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130102, China;

4. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

5. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: The micro-vibration of ultra-high-static and ultra-high-stable spacecraft was studied. A modeling and simulation method was proposed to introduce the pointing measurement error and additional torque error induced by micro-vibration into the pointing measurement control system. The micro-vibration experiment of the pointing measurement system was carried out based on the quasi-zero stiffness suspension method. The simulation and experimental results show that the pointing measurement error induced by micro-vibration was more significant, and the peak value reached $10e^{-4}^\circ$, and the pointing measurement error of the pointing control system caused by micro-vibration was 0.03 pixels. This work can be used for reference in the study of ultra-high-static and ultra-high-stable spacecraft and derivative technologies.

Keywords: micro vibration; high performance spacecraft; pointing measurement error; closed-loop modeling method

Highlights:

- A method for studying micro vibration of ultra-high-static and ultra-high-stable spacecraft is presented.
- Micro vibration simulation of the full link closed-loop simulation system is carried out.
- The phenomenon of pointing measurement error and additional torque error induced by micro vibration should be paid enough attention to.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]