

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影

李林, 袁利, 王立, 郑然, 王晓燕, 武延鹏

引用本文:

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影
响[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(11): 2478–2487.

LI Lin, YUAN Li, WANG Li, 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.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/OPE.20202811.2478>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于Stewart平台的有效载荷低阶模态振动抑制

Vibration suppression for payload low-order modes using a Stewart platform

光学精密工程. 2020, 28(11): 2507–2516 <https://doi.org/10.37188/OPE.20202811.2507>

高速精密定位平台振动误差补偿

Vibration error compensation of high speed and high precision positioning platform

光学精密工程. 2015, 23(10z): 328–334 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152313.0328>

空间机器人捕获航天器操作的避撞柔顺无源神经网络 H^∞ 控制

Passivity-based neural network H^∞ avoidance compliant control of space robot capturing spacecraft

光学精密工程. 2020, 28(3): 717–726 <https://doi.org/10.3788/OPE.20202803.0717>

可重复伸缩套筒机构设计及模态分析

Design and modal analysis of space extendable and retractable mast(ERM)

光学精密工程. 2017, 25(12z): 74–79 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172514.0074>

压电精密驱动柔性微夹钳设计

Design of flexure micro-gripper precision-driven by piezoceramics

光学精密工程. 2020, 28(2): 398–404 <https://doi.org/10.3788/OPE.20202802.0398>

文章编号 1004-924X(2020)11-2478-10

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影晌

李 林^{1,3*}, 袁 利^{1,2,3}, 王 立^{1,3}, 郑 然^{1,3}, 王晓燕^{1,3}, 武延鹏^{1,3}

- (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. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100094;
3. 中国空间技术研究院, 北京 100190)

摘要: 本文综述了极限性能哈勃太空望远镜(Hubble Space Telescope, HST)在轨微振动的研究进展, 说明了其指向测量与控制系统组成和特点, 同时给出了其关键技术指标, 有针对性地剖析了 HST 在高性能航天器微振动研究及指向控制技术等方面的先进技术和理念。阐述了 HST 反作用轮组件、太阳电池阵的扰动特点以及微振动引起光学元件抖动的现象, 在此基础上, 对现代航天器 5 种先进指向控制技术进行了总结, 包括基于降阶模型的控制、基于线性二次高斯的控制、解析和数值推导的 $H\infty$ 控制、协方差控制和双模干扰调节控制。HST 微振动相关技术分析可为我国高分专项、深空探测、载人航天、引力波探测等涉及到的高性能航天器、毫角秒级传感器以及空间站光学舱等高精度光学仪器的研制、地面试验和在轨干扰环境量化评估提供有益的借鉴。

关键词: 哈勃太空望远镜; 微振动; 高性能航天器; 指向控制系统

中图分类号: V423.4 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.20202811.2478

Influence of micro vibration on measurement and pointing control system of high-performance spacecraft from Hubble Space Telescope

LI Lin^{1,3*}, YUAN Li^{1,2,3}, WANG Li^{1,3}, ZHENG Ran^{1,3}, WANG Xiao-yan^{1,3}, WU Yan-peng^{1,3}

- (1. *Space Optoelectronic Measurement and Perception Lab, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;*
 2. *Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100094, China;*
 3. *China Academy of Space Technology, Beijing 100090, China)*
- * *Corresponding author, E-mail: cast_lilin@163.com*

Abstract: The micro vibration study of the famous Hubble Space Telescope (HST), which is known for its superior in-orbit performance, was reviewed, the composition and characteristics of its pointing control system (PCS) were explained, and the key technical indexes were listed. The study analyzed the application of the advanced technology and concept of HST in the research of micro vibrations and high-performance PCS technology. The disturbance characteristics of the HST Reaction wheel assemblies (RWAs), Solar Array (SA), and the phenomenon of optical element jitter caused by micro

收稿日期: 2020-05-06; 修订日期: 2020-07-02.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 51905034, No. 11903004); 国防重点基础研究项目

vibrations were expounded, based on which five advanced pointing control technologies of modern spacecrafts were summarized, including Reduced-Order Model-Based Control Design, Linear Quadratic Gaussian-Based Controller Design, Analytically and Numerically Derived H^∞ Controller Designs, Covariance Control Design, and Dual-Mode Disturbance-Accommodating Controller Design. The data gathered from this analysis and the experience can provide a valuable experience for high-performance spacecrafts that use RWA, CMG, SA, and other potential disturbance sources. The HST micro vibration technologies and analysis methods can provide effective references for the development of high-precision optical instruments, such as high-performance spacecrafts, millisecond optical sensors, and Guangxuecang of space station, ground test, and in-orbit interference environment quantitative assessment, which are involved in the Gaofeng project, Deep Space Exploration, Manned Spaceflight, and Gravitational Wave Detection in China.

Key words: Hubble Space Telescope(HST); micro vibration; high-performance spacecraft; pointing control system

1 引 言

随着空间技术的快速发展,人类对航天技术的要求越来越高。在高分辨、高稳定性和高指向精度等要求下,航天器对工作环境的要求也更高^[1]。系统载荷,尤其是高分辨力相机^[2]、高精度光电探测器^[3]、高精度敏感器^[4]等空间光学仪器,对工作环境十分敏感,其中环境影响的关键因素之一是微振动^[5-6]。航天器微振动通常指在空间微重力环境中微小的机械振动或干扰,通常在 1 Hz~1 kHz 的频率范围内^[5,7]。实际上,无论是深空探测、高分对地观测,还是星间测量,航天器微振动都是影响高精度航天器指向精度和成像质量等关键性能的重要因素。由于微振动力学环境幅值很小,对大部分航天器不会产生明显影响,通常予以忽略,但对高性能航天器,这种微振动环境会严重影响其指向精度和姿态稳定度^[8-9],从而影响航天器的在轨服役性能。

国际上典型的对地观测遥感卫星的分辨率多在 0.5~0.1 m,如美国的侦查卫星 KH-12 的分辨率为 0.08 m^[5],快鸟改进型号 WorldView-II 的地面分辨率为 0.46 m^[10],中国高景一号(SuperView-1)的地面分辨率达到 0.5 m^[11]。深空探测航天器与对地观测卫星相比,其分辨率要高出 1~2 个数量级,如哈勃空间望远镜(Hubble Space Telescope, HST)的角分辨率达到 0.1 (°)/min^[9],下一代空间望远镜 James Webb 的指向精度将达到 0.004",预计 2021 年发射^[12]。

HST 于 1990 年 4 月发射,至 2020 年 4 月,已实现在轨 30 年的超长服役能力^[13]。HST 光学口径为 2.5 m,运行于 600 km 近地轨道,工作波段从紫外到近红外,可在 100~2 500 nm 波段范围内获得衍射极限分辨率^[14]。HST 指向控制系统(Pointing Control System, PCS)的核心控制作动部件反作用轮组件(Reaction Wheel Assembly, RWAs)和用于提供电力来源的太阳电池阵(Solar Array, SA)在轨时产生了非预期的诱发扰动现象(本文统称为“微振动”),对 HST 指向性能产生了严重影响^[9,14]。该问题受到了全世界航天研发机构的高度关注。本文详细总结了 HST 指向及姿态控制系统的技术特点,并结合美国国家航空航天局(NASA)最新公布的数据深入剖析了 HST 微振动的相关技术经验,以对未来高性能航天器的研制提供宝贵的经验。

2 HST 构成

HST 长为 13.3 m,直径为 4.3 m,质量为 11.6×10^3 kg,造价近 30 亿美元,其整体构造如图 1 所示^[15]。光学仪器作为 HST 的“心脏”,采用卡塞格林式反射系统,由两个双曲面反射镜组成,其中主镜口径为 2.5 m,次镜口径为 0.3 m。另外 HST 还装载了用于光学观测的广域/行星照相机(WF/PC)、用于紫外波段的戈达德高解析摄谱仪(GHRS)、对天体光度变化和偏极性进行快速测量的高速光度计(HSP)以及对暗天体进行拍照的光学仪器等^[16]。值得一提的是,HST 上装载的 3 个精密制导传感器(Fine Guidance

Sensor, FGS) 的测量精度达到 $0.3''/s$, 主要用于 HST 高精度指向准确性的复验证, 也能够对目标天体进行测量^[17]。

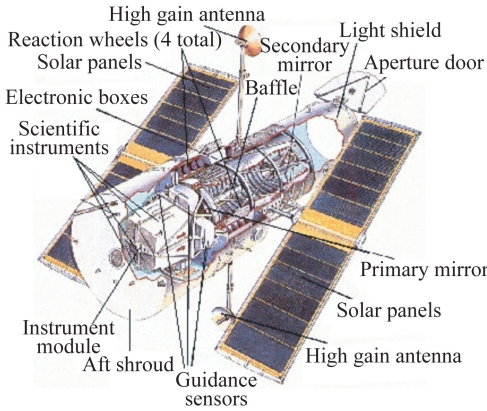


图 1 HST 系统构成^[15]

Fig. 1 Composition of HST system^[15]

3 HST 指向控制系统

3.1 指向控制方法与精度

不同的指向控制方法可使得航天器具有不同的指向精度。典型的指向精度控制方法和精度如表 1 所示^[18]。常规航天器通常采用星敏感器、陀螺仪等进行姿态指向控制, 精度一般在几十角秒量级 (3σ)。在此基础上, 通过增加姿态测量敏感器、改进星表等手段, 指向精度能够提升到角秒级, 如果装载了 FGS, 指向精度能够提升到亚角秒级。HST 采用了更加严苛的设计方法, 包括系统化的管理, 降低所有扰动源的扰动输出, 在光路上增加干涉敏感器, 扰动源隔振设计等, 其指向精度达到了亚毫角秒级。

表 1 航天器视轴指向精度控制方法及精度

Tab. 1 Precision control method and LOS precision

序号	不同类型的控制方法 (以下每项均包含前一项)	指向精度/ ($'' \cdot s^{-1}, 3\sigma$)
1	两个星敏感器	60~100
2	+增加陀螺仪	30~60
3	+与姿态系统共基准敏感器	3~30
4	+改进星表	1~3
5	+采用精密制导传感器	0.1~1.0
6	+先进隔振系统	0.003~0.1
7	+系统化管理、降低扰动源的扰动输出、 增加干涉敏感器、扰动源隔振设计	亚毫角秒

3.2 主要扰动问题

4 个 RWA、3 个 FGS、6 台陀螺仪、1 台 DG-224 星载中心计算机构成了 HST 指向控制系统的核心, 另外还有 1 个磁动量系统对飞轮进行不断卸载, 多个进行粗姿态获取的太阳敏感器, 3 个用于姿态持续刷新的星敏感器^[9]。RWA 安装于 HST 光学系统支撑机构内部, HST 使用的 RWA 在此前有着 5 次成功在轨飞行经历, 4 个 RWA 起到了系统输出控制力矩的关键作用, 其最大输出转矩为 $0.82 \text{ N} \cdot \text{m}$, 可实现 $6^\circ/\text{min}$ 的姿态机动能力^[14], 与姿态敏感器配合可实现高精度指向控制能力。然而, RWA 在 HST 上工作时表现出了高敏感性诱发扰动现象, 因此 NASA 对 RWA 微振动隔振方法进行了研究^[19]。HST 在轨进出阴影区时, 太阳帆板产生了非预期的热致扰动, 严重影响了 HST 的指向性能, 因此 NASA 又对 SA 热致扰动进行了深入研究, 最终采用线性状态空间模型实现了 SA 增益增大的控制率修正, 并研制了新型的控制器。

3.3 指向控制方法

HST 利用太阳敏感器、陀螺、星敏感器和 FGS 实现指向获取, 通过控制计算机进行控制指令下达, 进行姿态敏感器选取与姿态作动器的控制力矩输出, 从而实现高精度指向能力。HST 指向控制系统框图如图 2 所示^[14]。HST 最初指向要求为在观测时间 10 s 持续到 24 h, 焦面上的图像稳定在 $0.007''/s(\text{RMS})$ 内^[14], 衍生的要求是 FGS 不会丢失对导航星的锁定。然而, 由于 RWA 机械扰动和 SA 的热致干扰等, PCS 无法满足这一苛刻要求, 数据终端出现的指向误差超过 $0.1''/s$, 并且经常发生导航星数据丢失的问题。考虑到系统的微小干扰环境和科学仪器的实际需要, NASA 对 HST 的指向精度进行了重新定义, 即时间间隔为 1 min 的每轨指向误差优于 $0.007''/s(\text{RMS})$, 并且该精度保持率不低于 95%, 另外, 每 16 个轨道的导航星数据锁定损失不得超过一次。

3.4 反作用飞轮组扰动

由于材料缺陷、加工误差等因素, RWA 转动部件难免会存在微小的瑕疵^[20], 即使经过最严苛的检验审查, 微小瑕疵仍然不可避免。RWA 正常工作时, 这些瑕疵会引起微小的机械振动, 随着转子旋转, 润滑剂在轴承表面不断重新分布, 使得这种微小的振动更加复杂化。虽然可以通过检测工作时电机的电流来实时判断转动部件的长期工作

情况,但并不能够可靠地检测 RWA 输出的微小扰动力/力矩。只有通过详细深入地研究 RWA 的内部结构,并对其扰动数据进行测试,才能最大程度地评估 RWA 扰动对航天器的影响。

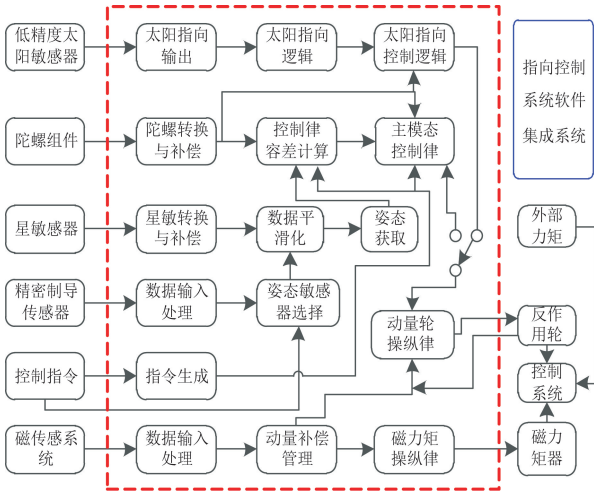


图 2 HST 指向控制系统

Fig. 2 Pointing control system of HST

在姿态指向控制系统命令执行过程中,RWA 诱发扰动原因涉及两个方面:一方面,转子旋转速率要能够在一个很大的转速范围内变化;另一方面,系统达到指令规定的速率后需要保持长时间

稳定。旋转速率大范围变化和指定速率长时间运行会引起整个航天器系统结构模态的共振响应,不利于 PCS 的稳定性。

大多数扰动源都可以在扰动作用时采取相应的措施来消除影响,例如选择性断电、切换操作模式/配置文件、修改占空比或转换备份功能等。RWA 则不同,它需要长时间运行,以保持航天器系统的姿态稳定性^[21-22],航天器姿态 PCS 发布的持续指令对 RWA 进行微小的力矩输出,以应对扰动引起的视轴变化。另外,由于航天器在轨运行时,其轨道状态、环境是不相同的,这就使得反作用轮组件在轨道上运行时的作用具有不可预测性,因此分析扰动源的扰动特性就显得尤为重要。

通常情况下,较小的 RWA,其转子质量以及存在的不平衡也相对较小,较大的 RWA 其转子质量存在的不平衡则相对较大。当较小的 RWA 以较高的旋转速率工作和较大的 RWA 以较小的旋转速率工作时,它们对指向控制系统和姿态控制系统能够达成相对一样的作用结果,但其微振动影响则不同。较小的 RWA 能够获取较高的指向精度,但其姿态机动成本较高;较大的 RWA 虽然能够快速机动,但产生的扰动相对较大,对指向稳定性影响更大。在 HST 系统扰动环境中,RWA 扰动占据了主导因素,如图 3 所示^[14]。

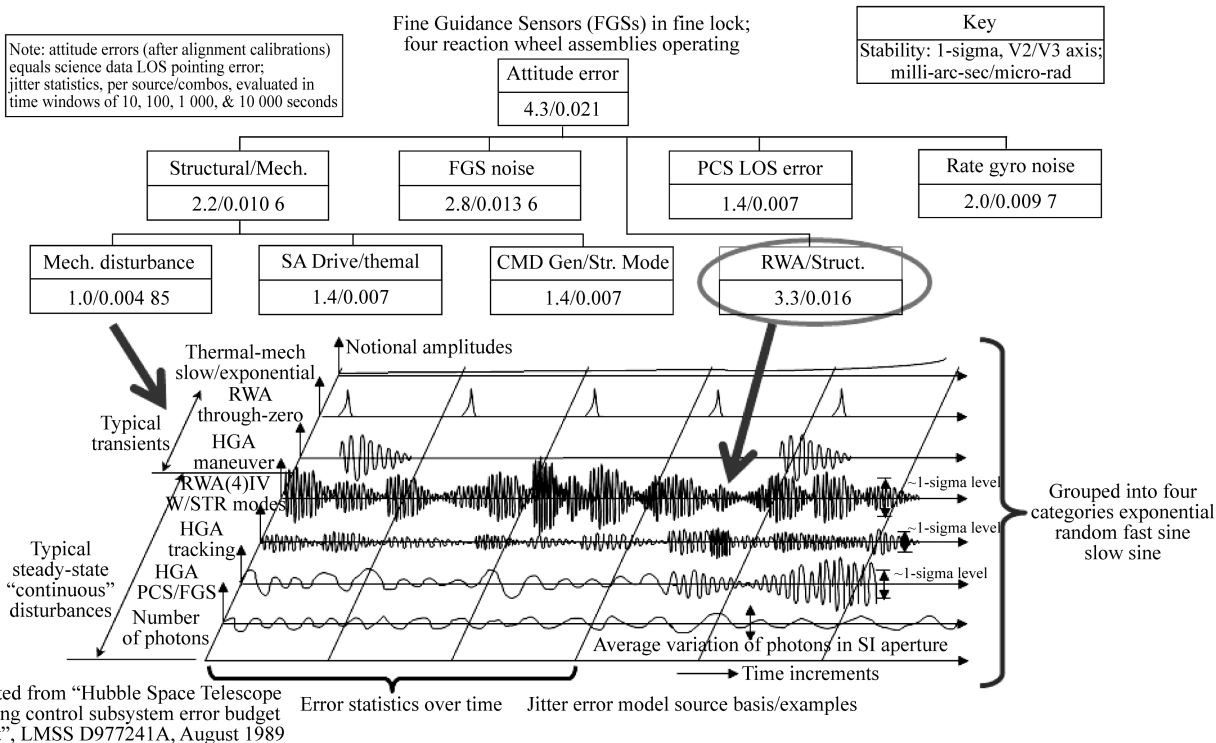
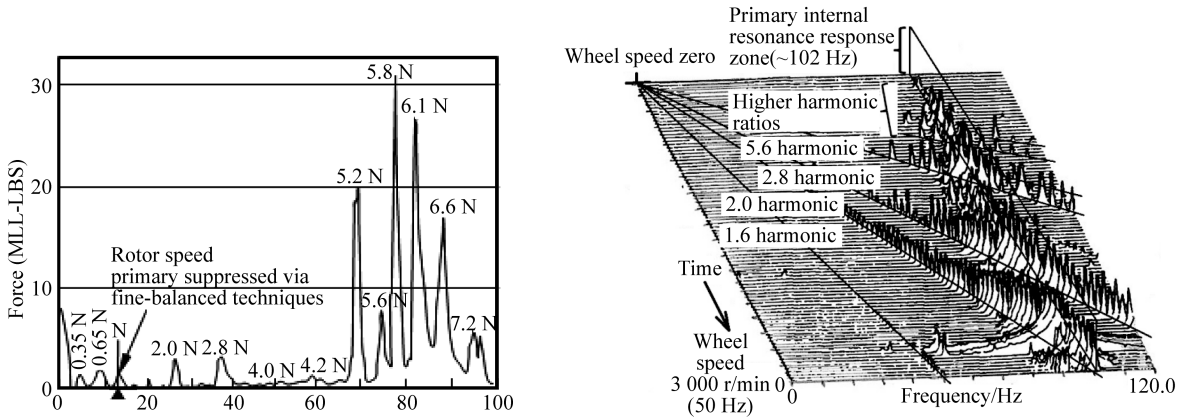


图 3 HST 指向控制系统的误差因素分析^[14]

Fig. 3 Error factor analysis of HST-PCS^[14]

图 4 典型的扰动力特性(800 r/min @ 13.33 Hz)和瀑布图^[19]Fig. 4 Typical disturbance characteristics (800 r/min @ 13.33 Hz) and waterfall plot^[19]

HST 指向控制系统的 4 个 RWA 同时工作进行时,PCS 轨道旋转速率可达到 5 Hz。当转速达到 600 r/min 时,对应旋转频率为 10 Hz,与姿态指向控制敏感频率十分接近,不利于指向姿态的控制。RWAs 最显著的扰动是与转速的一次谐波相关的伴随高次谐波。图 4 给出了 800 r/min 下扰动力的谐波特点^[19],在扰动到达一次谐波后,能够看到多个高次谐波分量的存在,经过图 5 中的 3 组黏弹性被动式隔振设计后,一次谐波扰动大幅降低。相比一次谐波的较小幅值,高次谐波幅值更大,对视轴的影响可能更加严重,这已经超出了指向控制系统的振动控制范围,需要采取其他手段进行解决。这种高次谐波分量也更加难以抑制。

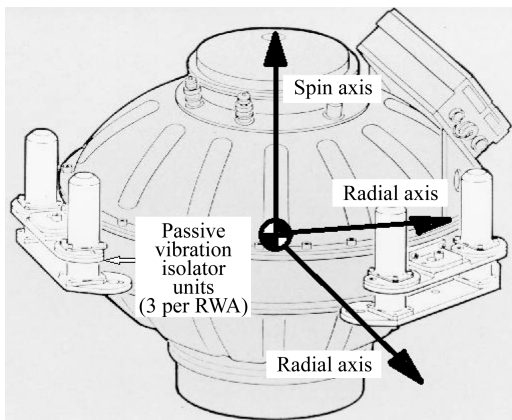


图 5 HST 飞轮被动隔振系统

Fig. 5 HST passive vibration isolation system

3.5 热致扰动

NASA 最初对 HST 在轨微振动数据进行分

析时,将获取的扰动数据用来建模分析和评估视轴抖动的情况,以便于采取对应措施。然而,在 RWA 主导的扰动因素外,望远镜在进出阴影区域时,由于 SA 温度的变化,产生了非预期的热致扰动,显著影响了 HST 的视轴稳定性。

受 SA 热致扰动影响最大的两种模态是 0.11 Hz 的平面外模态和 0.65 Hz 的平面内模态^[23]。NASA 马歇尔太空飞行中心为热致扰动研究团队提供了所需的监测数据:RWAs 处于 40 Hz 的轨道保持速率下,4 个 SA 处于不同方向下轨道昼夜交汇区时的数据;1 个 SA 方向影响下,1 个完整轨道 RWAs 轨道保持数据。这些数据为研究系统主要传递函数的高阶态(118)、多输入多输出(Multiple Input Multiple Output, MIMO)线性状态空间真值模型和复合单输入单输出(Single Input Single Output, SISO)控制设计模型提供了重要依据。

NASA 在 SA 各轴的 PID 控制器中加入 2 个 6 阶滤波器,即在前向路径中加入 GA 滤波器,在内环控制加入 GF 滤波器^[24-25]。最终改进设计的控制器得到了在轨验证,0.11 Hz 模式衰减 30 倍,0.65 Hz 模式衰减 5 倍。每个轨道大约 95% 的扰动水平低于 0.007 (″)/s,高于原有的 42%,并且锁定丢失性能也得到了改善。此外,证明了锁定丢失与 0.65 Hz 的干扰密切相关。

3.6 光学元件抖动

HST 建立了从振动-结构-控制-光学的全链路微振动分析模型,以实现扰动对光学系统视轴的影响分析,该方法使 HST 系统的质量特性、结构性能和刚度等不断改进。HST 在 30 Hz 处意

外发现了一个扰动峰值为正常值 5 倍的频率点^[14],经过全面数据排查,该频点为 RWA 扰动诱发的光学元件抖动所产生的微振动响应。

航天器微小扰动激励系统结构响应,从而与结构高频共振耦合,造成光学元件局部抖动。这种高频模态响应加上空间环境中结构极低的结构阻尼 0.005,使得微小扰动的影响就更大。在同等级扰动量级下,空间环境中的响应值是在地面响应值的 25 倍左右。另外,空间微小抖动对反射式光学系统的影响更大,尤其是这种小抖动经过主镜、次镜之间的光学传递后,微小的角运动会显著影响整个光学系统的视轴指向精度。

HST 这项技术后来被应用于 NASA 大型航空航天系统^[26],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。

4 HST 指向控制系统改进设计

为了解决 HST 在轨表现出的微振动问题,人们对航天器现代先进控制方法进行了深入研究,主要包含基于降阶模型的控制方法(ROMB)、基于线性二次高斯的控制(LQG)、解析和数值推导的 H_∞ 控制、协方差控制法和双模干扰调节控制设计(DAC)。这些先进的控制设计方法均在 HST 上进行了直接或间接验证。

4.1 基于降阶模型的控制设计方法

ROMB 由科罗拉多大学 Mark Balas 团队提出^[27],该方法主要研究 HST 大型挠性结构的干扰机理及措施,也称为低阶干扰调节控制法(DAC)。DAC 使用了降阶模型控制器(ROM)、干扰估计器和残差模式滤波器(RMF),其中 ROM 和 RMF 主要针对大型挠性结构的有限元模型展开研究。

ROM 不考虑被忽略(残余)模态对控制系统的影响。ROM 控制器重新设计时包含交互动力学特性,并考虑顺序改变时的影响。RMF 主要用于:控制算法阶数小于最佳可用的动力学模型阶数;动力学模型中可被忽略的振荡模态被高增益控制系统驱动进入不稳定状态。大型复杂空间结构的有限元模型自由度过大,无法直接用于控制系统设计,然而,有限元分析得到的动力学模态为

解耦模态坐标系下建立低阶控制模型提供了便利。RMF 提供独立的“附加”补偿以保持原始 ROM 控制器的稳定性。

为了简化模型,Balas 团队把 NASA 提供的 HST 局部模态模型转换为新的系统模态模型,并将模型阶数从 118 降到 18,形成了一个独立于 ROM 控制器的复合状态估计器。该估计器能够为控制器和持续扰动提供估计值。另外,为了处理命令控制驱动并对敏感器位置的预期响应进行定义,Balas 团队将 RMF 与控制系统进行并行工作。实际上,RMF 可以看作是围绕控制结构的前馈,也可以看作是围绕 ROM 控制器的反馈。从敏感器测量值中剔除 RMF 输出,从而打开失稳模式的反馈路径。这种方法将失稳模式恢复到它不受控制的稳定响应特性,RMF 信号相位不受串联陷波器相位误差的影响,并且与实际运动相匹配。

基于 ROM 的 DAC 和 ROM/RMF 控制器在 NASA 提供的线性 MIMO 仿真系统中分别进行了评估,Balas 团队开发的这两种控制器在线性模拟中表现优异,PCS 指向误差远低于任务指标 0.007 ($''$)/s。

4.2 基于线性二次高斯的控制设计方法

由 Collins 团队创建的 Harris Corporation 利用 SISO 复合模型开发了 LQG 控制器,并基于 LQG 方法设计了一种新型控制系统^[28]。SISO 采用了容错设计,在轨运行更加安全,其性能与 MIMO 设计接近。此外,SISO 模型包含了控制器设计时应该考虑在内的却不被包含在 MIMO 模型中的高频剪波模态。

LQG 控制器最初作为抑制 HST 干扰问题而提出,其关键在于如何选择干扰抑制滤波器,能够实现具备与积分器相同的数量从而满足高精度跟踪能力。然而,LQG 模型方程解算器具有不可控的中性稳定极点,会导致控制器不够稳定,为了解决这个问题,Harris 团队在其中增加了预补偿机制,将所需数量的控制器/积分器嵌入到修改后的目标模型中,采用近似极点对消将控制器的阶数降为 2。这种补偿策略已成功应用于 NASA 结构控制试验系统中^[29]。

完成跟踪/积分控制是实现高频干扰抑制的第一步。对 LQG 进行独立的闭环设计,且闭环系统不包含可能会引起数值校正的极端低频动力

特性,才能够使 PCS 具备对 SA 热致干扰补偿的能力。Harris 团队采用降阶跟踪/积分控制的 33 阶模型,设计了用于 HST 指向控制系统的干扰抑制补偿器,然后删除零极点将控制器阶数减少到 13。跟踪控制器和干扰抑制控制器重新组合成一个独立的前馈补偿器,该补偿器的设计能够有效抑制 0.11 Hz 的干扰。

基于 LQG 方法的 PCS 设计能够实现与 ROMB 控制方法相同的性能。文献[28]给出了该方法的频率响应和功率谱密度,证明了 LQG 控制器的跟踪性能相比 HST 原 PID 控制器有明显的改善。LQG 设计满足 HST 指向均方根误差的要求。

4.3 基于解析和数值推导的 H_∞ 控制方法

俄亥俄大学的 Irwin 研究团队将基于解析和数值推导的 H_∞ 控制方法用于 PCS 的改进设计^[30]。该方法的核心思想是应用 MIMO 分析和奇异值频率响应方法对 HST 耦合 MIMO 系统进行稳定性设计,通过对已知干扰的频率范围内使用高宽带控制器增益来减少低频干扰的影响,同时增强 MIMO 系统的稳定性。

H_∞ 方法需要使用耦合 MIMO 模型,针对 NASA 提供的 SISO 模型,如何正确耦合模型中的信息至关重要。Irwin 团队采用 Schur 定理和模型平衡降阶技术将高阶 MIMO 仿真模型降到 66 阶,但又带来了新的问题,简化后的模型既不稳定又不可观测,不能与 H_∞ 技术同时使用。利用 MIMO 模型的模态增益积矩阵(对应于复合 SISO 模型中包含的 23 个柔性模态的频率)构建了太阳阵 90° 非正定模型,包含一个 52 阶非正定刚体模态 MIMO 模型,使得新的模型状态完全可控可观。该模型离散化后得到适用于 H_∞ 技术的模型。

PCS 高精度控制的主要目的是在主扰动的频率范围内进行高增益设计,从而实现一定程度上的扰动抑制。 H_∞ 控制器设计实际上是一种 MIMO 闭环设计方法,满足 PCS 所需的指标精度的同时,具备较高的鲁棒性。把与频率相关的加权函数应用于控制系统的部分输出,利用 90° MIMO 模型,采用了迭代数值方法,获得 82 阶的 H_∞ 控制器。 H_∞ 方法的优点非常显著,能够从实验数据或分析模型中得出扰动频率响应估计值,控制补偿器的结构,同时满足多个闭环设计约束。

H_∞ 控制方法需要构建 90° 非正定 MIMO 模态模型来推导,该方法设计的控制器仅适用于基于解析和数值推导的 H_∞ 控制器的仿真评估。 H_∞ 控制方法在 PCS 姿态峰值和均方根误差方面的性能显著提高,误差均在任务要求范围内。

4.4 协方差控制设计方法

协方差控制是一种将建模、控制和信号处理问题结合起来的方法。由于系数和状态舍入误差的影响都可以很容易地在协方差方程中建模,而传递函数中状态空间的实现是不可见的,因此,传递函数模型无法处理舍入误差这一状态函数。协方差控制理论不仅提供了所有可分配协方差矩阵的特征,还提供了分配特定可分配协方差的所有控制器的参数化。

普渡大学的 Skelton 团队将两种不同的协方差控制应用于 PCS 的高精度设计^[31]。首先,在输出协方差矩阵不等式约束下,将控制能量最小化,形成输出协方差约束(OCC)控制器;然后,使用交替投影,对输出施加相同的协方差约束,利用协方差理论对控制器协方差施加附加的等式约束。控制器协方差约束的优点是:它允许使用定点算法在控制计算机中对控制器进行适当的缩放以实现数字化。

在 Skelton 团队提出的协方差控制设计方法中,通过模态分析将 NASA 提供的 118 阶模型简化为 83 阶新的“真”模型,并开发 32 阶“设计”模型;然后,应用控制中心设计算法设计了基于降阶设计模型的全阶动态控制器。应用交替凸投影(ACP)算法寻找一个满足所有性能要求的可行状态协方差矩阵。利用该协方差矩阵,构造了一个控制力最小的协方差控制器,以满足设计目标。最后,考虑和评估有限字长对控制器实现的影响。该方法创建了一个用于算法被识别、建模和控制设计的迭代环境,并在 83 阶模型上得到了评估。

利用协方差控制法设计的 PCS 使用 83 阶模型进行评估,其性能与 ROMB 方法相当。协方差控制设计所需的能量明显小于 ROMB 控制器所需的能量,具有显著优势。以 24 位算法实现时,该控制器满足指向规范。

4.5 双模干扰调节控制设计方法

HST 在轨扰动偶尔出现及具有明显的阻尼振荡型波形特征,但不具有统计意义上的随机性。据此,阿拉巴马大学亨茨维尔分校的 Johnson 团队提出了 DAC 设计方法^[32],主要包括:全隔离

(TI)和阵列阻尼(AD)干扰抑制策略。与前述方法不同的是,他们没有采用 NASA 提供的模型,而是根据扰动特点,建立了新的 HST 动力学模型。该模型考虑了望远镜主体的实际运动动力学方程和每个附加 SA 相关联的界面动力学方程,通过凯恩方程^[33]进行推导,过程非常复杂^[32]。全隔离和阵列阻尼干扰抑制策略在 NASA 仿真平台中得到了验证,但该模型将 0.11 Hz 和 0.65 Hz 模态均作为面内模态进行模拟,而 0.11 Hz 模态实际上是一种平面外模态,与真实情况存在一定出入。

HST 在轨微振动相当于在航天器主体结构上施加一定的干扰力矩,持续的干扰会降低 PCS 的指向精度,因此,为了使得 PCS 保持高精度指向,需要在航天器上施加一个与干扰力矩相反的控制力矩,以抵消这种持续干扰力矩的影响。通过设计 HST 控制器来实现航天器主体产生这种相反的摇摆运动,这是 AD 干扰抑制方法的核心。而 TI 控制策略则不同,在不对 SA 干扰进行抑制的情况下,TI 策略是通过增加系统阻尼来衰减系统扰动,使其传递到敏感设备的扰动降到最低。

DAC 方法评估结果表明,在 SA 扰动力矩作用下,TI 控制器能有效地保持指向稳定性。AD 控制器利用 HST 控制器的转矩进行航天器角运动控制,以抑制 SA 的振荡。由于被控对象模型中存在非线性项,AD 控制方式的稳定域相对较小,对系统参数变化的敏感性相对较高。

5 经验及启示

HST 早期视轴抖动现象研究主要集中在对传统的已知方法进行探讨,例如通过严格控制航天器上热控实施精度以及航天器结构模态与指向控制系统的频率耦合因素等。虽然航天器在轨产生的微小扰动对大型航天器基本没有影响,但对

于 HST 这种比传统航天器的指向稳定性要求高 100 倍的毫角秒级精度仪器,微振动的影响是一项不可跨越难题。

姿态控制系统的快速机动能力和指向控制系统之间的超高稳定性是现代高性能航天器控制系统追求的核心目标之一。如何寻找一个平衡点,使得航天器能够以最优的方式快速达到稳定状态重要且复杂。

根据 HST 指向控制系统的研究和最新公布数据,航天器微振动带来的系统抖动与航天器上各组件(姿控执行部件、指向测量敏感器等)的选择至关重要。HST 为解决航天器微振动技术问题,投入大量人力物力,耗资超过 2 亿美元。高性能航天器的设计、生产、测试和在轨运行等方面遇到的任何微小问题都值得深入研究,除了纯粹科学和技术上的问题,成本控制也是一项重要工作。

6 结 论

高精度、高指向稳定性是未来航天器的发展趋势,指向控制系统作为高性能航天器在轨稳定运行的核心保障系统,航天器在轨环境的影响研究尤为重要。HST 作为现代在轨稳定运行的极限性能航天器,其在轨运营方法值得我国航天科技工作者学习和借鉴。

本文有针对性地剖析了 HST 在轨典型扰动特点及其影响,探讨了 HST 在轨微振动问题采用的先进技术和设计理念,并在此基础上,对现代高性能航天器的先进控制方法进行了阐述。HST 实现高精度指向的先进控制方法,为我国高分专项、载人航天、深空探测、引力波探测等任务涉及到的高性能航天器、毫角秒级敏感器以及空间站光学舱等高精度光学仪器的研制、地面试验和在轨干扰环境量化评估提供了有效借鉴。

参考文献:

[1] LI L, TAN L, 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.

[2] 刘静宇,崔玉福,许萌,等.微振动影响下的 TDICCD 相机图像复原方法 [J]. *航空学报*, 2018, 39(S1):

103-110.

LIU J Y, CUI Y F, XU M, *et al.*. Image restoration method for TDICCD camera with micro vibration [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(S1):103-110. (in Chinese)

[3] 石进峰,成鹏飞,袁灏,等.微振动对空间光电载荷成像影响分析与验证 [J]. *光学学报*, 2019, 39(5): 277-283.

SHI J F, CHENG P F, YUAN J, *et al.*. Analysis

- and verification of effect of micro-vibration on space photoelectric payload imaging [J]. *Acta Optica Sinica*, 2019, 39(5):277-283. (in Chinese)
- [4] 邓长智, 王宏力, 陆敬辉, 等. 低频振动对星敏感器成像影响分析 [J]. *传感器与微系统*, 2015, 34(1): 43-46.
- DENG CH ZH, WANG H L, LU J H, *et al.*. Analysis on effect of low frequency vibration on star sensor imaging [J]. *Transducer and Microsystem Technologies*, 2015, 34(1):43-46. (in Chinese)
- [5] 李林. 一体化高分辨率光学卫星飞轮微振动机理与抑制方法[D]. 北京: 中国科学院大学, 2018.
- LI L. *Flywheel Micro-vibration Mechanism and Suppression Integrated Study for High Resolution Optical Satellite* [D]. Beijing: University of Chinese Academy Sciences, 2018. (in Chinese)
- [6] LI L, DONG W, XU J, *et al.*. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite [J]. *Optics & Precision Engineering*, 2016, 24(10):2515-2522.
- [7] LIU CH, JING X J, DALEY S, *et al.*. Recent advances in micro-vibration isolation [J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2015, 56-57(may): 55-80.
- [8] GONG Z P, DING L, YUE H H, *et al.*. System integration and control design of a maglev platform for space vibration isolation [J]. *Journal of Vibration and Control*, 2019, 25(11):1720-1736.
- [9] BUKLEY A P. Hubble space telescope pointing control system design improvement study results [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(2):194-199.
- [10] KUMAR A, PANDEY A C, JEYASEELAN A T. Built-up and vegetation extraction and density mapping using WorldView-II [J]. *Geocarto International*, 2012, 27(7):557-568.
- [11] 郭晗, 毛凌野. 高景一号正式商用, 中国商业遥感进入 0.5 米时代 [J]. *卫星应用*, 2017(5):62-63.
- GUO H, MAO L Y. Gaojing-1 is officially put into commercial use, and China's commercial remote sensing has entered the 0.5 m era [J]. *Satellite Application*, 2017(5):62-63. (in Chinese)
- [12] TE PLATE M, 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.
- [13] WILLIAMS R. Hubble telescope 30 years in orbit: personal reflections [J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2020, 20(4): 044.
- [14] MUTLU-PAKDIL B, SAND D J, CRNOJEVI D, *et al.*. The elusive distance gradient in the ultra-faint dwarf galaxy hercules: a combined hubble space telescope and gaia view [J]. *The Astrophysical Journal*, 2020, 902(2):106-114.
- [15] BÉLY P Y, MAY B S. *The Pointing Stability of the Hubble Space Telescope and Proposed Concepts for the Pointing Control of the Next Generation Space Telescope (NGST)* [M]. *Automatic Control in Aerospace*, 1992:457-462.
- [16] RICHARDS E E, TOWNSLEY C, WIGGINS C L. Lessons learned from HST/HSP thermal engineering data [J]. *Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering*, 1995, 2478:130-140.
- [17] BENEDICT G F, MCARTHUR B E, BEAN J L. HST FGS astrometry-the value of fractional milli-second of arc precision [J]. *Proceedings of the International Astronomical Union*, 2008, 3(S248): 23-29.
- [18] STEPHEN E K. Pointing and image stability for spaceborne sensors: from comet impactors to observations of extrasolar planets [C]. *Space Telescopes & Instrumentation I: Optical, Infrared, & Millimeter. International Society for Optics and Photonics*, 2006.
- [19] HASHA M D. Passive isolation/damping system for the Hubble space telescope reaction wheels [J]. *NASA TM*, 1987, 87:29873-1-16.
- [20] 李林, 王栋, 徐婧, 等. 飞轮组件微振动对高分辨率光学卫星光轴的影响 [J]. *光学精密工程*, 2016, 24(10):2515-2522.
- LI L, WANG D, XU J, *et al.*. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 034(10):2515-2522. (in Chinese)
- [21] 徐广德, 武江凯, 苟仲秋. 国外航天器高精度高稳定度高敏捷指向技术综述 [J]. *航天器工程*, 2017, 26(1):91-99.
- XU G D, WU J K, GOU ZH Q. High accuracy high stability and high agility pointing technology of spacecraft [J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(1):91-99. (in Chinese)
- [22] 吴宏鑫, 谈树萍. 航天器控制的现状与未来 [J]. *空间控制技术与应用*, 2012, 38(5):1-7.

- WU H X, TAN S P. Spacecraft control: present and future [J]. *Aerospace Control and Application*, 2012, 38(5):1-7. (in Chinese)
- [23] BEALS G A, CRUM, R C, DOUGHERTY H J. Hubble Space Telescope precision pointing control system [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1986, 11(2):119-123.
- [24] WOELKER A. Controller design and performance of the space lab instrument pointing system [J]. *Ifac Proceedings Volumes*, 1987, 20(5):157-166.
- [25] NURRE G S, *et al.*. Design and performance of the currently flying HST pointing control system [C]. *Proceedings of the 16th Annual American Astronomical Society Guidance and Control Conference, Keystone, CO, Feb. 1993*; also AAS Paper 93-002.
- [26] HASHA M, HIRATA J. SOFIA telescope assembly jitter reduction using advanced passive isolators [C]. *AIAA 33rd Aerospace Sciences Meeting, Space Sciences and Astronomy Session, Reno, NV, Jan 9-12, 1995*.
- [27] BALAS M, LEE Y J, ROBERTSON L. Hubble, bubble, toil and trouble [C]. *Proceedings of the 16th Annual American Astronomical Society Guidance and Control Conference, Keystone, CO, Feb. 1993*; also AAS Paper 93-006.
- [28] COLLINS E, JR, RICHTER S. LQG and maximum entropy control design for the HST [C]. *Proceedings of the 16th Annual Astro-*
- nomical Society Guidance and Control Conference, Keystone, CO, Feb. 1993*; also AAS Paper 93-005.
- [29] PENG W, YULONG Z, YOU Z, *et al.*. High performance piezoresistive accelerometer based on the slot etching in the EB(eight-beam) structure [C]. *IEEE International Conference on Nano/micro Engineered & Molecular Systems*, 2017: 406-407.
- [30] IRWIN D, LAWRENCE D, GLEN R. H-Infinity control design specifications applied to the HST [J]. *Advances in the Astronautical ences*, 1993: 493-518.
- [31] ZHU G M, GRIGORIADIS K M, SKELTON R E. Covariance control design for Hubble Space Telescope [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(2): 230-236.
- [32] ADDINGTON S I, JOHNSON C D. Dual-mode disturbance-accommodating pointing controller for Hubble Space Telescope [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(2): 200-207.
- [33] YUAN W, RIESS A G, MACRI L M, *et al.*. Consistent calibration of the tip of the red giant branch in the large magellanic cloud on the hubble space telescope photometric system and implications for the determination of the hubble constant [J]. *The Astrophysical Journal*, 2019, 886(1): 61-71.

作者简介:



李 林(1990—),男,湖北鄖阳人,博士,助理研究员,2018年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事空间态势感知、极高精度指向测量技术以及航天器微振动技术等方面的研究。E-mail: cast_lilin@163.com



袁 利(1974—),男,博士,研究员,北京控制工程研究所所长,空间智能控制技术重点实验室主任,中国宇航学会、中国空间科学学会等多个学会理事,长期从事航天器姿态控制和光学敏感器方面的研究工作。