

激光干涉链路超精稳指向控制地面验证技术研究

李进伟^{1,6}, 安轲^{2,3*}, 杨金科^{4,6}, 张鼎一^{5,6}, 王鹏程^{2,3,6}, 徐卫明^{4,6}, 贾建军^{4,5,6},
张永合^{1,2,3,6*}

1. 国科大杭州高等研究院基础物理与数学科学学院, 浙江 杭州 310024;
2. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201304;
3. 中国科学院卫星数字化技术重点实验室, 上海 201210;
4. 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083;
5. 国科大杭州高等研究院物理与光电工程学院, 浙江 杭州 310024;
6. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 激光干涉测量广泛应用于各类空间引力波探测任务中, 星间激光链路的超精稳指向控制是确保测量精度的关键技术。受地面复杂环境噪声及动力学模拟条件的制约, 开展指向抖动抑制方法的在轨等效实验验证面临着显著挑战。研究提出了一种基于混合实时仿真技术的地面半物理验证方法, 将物理系统、航天器动力学、载荷模型及空间环境扰动等纳入统一框架考虑。在此基础上, 基于 H_{∞} 鲁棒控制方法设计了指向控制器, 搭建了半物理实验系统并开展实验验证。实验结果表明, 该系统能在动力学模拟的条件下实现 $1\text{ mHz}-0.1\text{ Hz}$ 频段内对激光指向抖动最大约三个量级的有效抑制, 在大气环境下, 激光干涉链路指向抖动控制精度达 $3\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。研究工作验证了基于动力学等效模拟的半物理实验验证思路, 设计的实验系统架构具有较好的拓展性, 未来可进一步支撑激光链路构建全过程的研究与验证。

关键词: 空间引力波探测; 超精稳指向; H_{∞} 控制算法; 半物理仿真

中图分类号: O43

文献标识码: A

引言

空间引力波探测是当前基础物理与天文学领域的重要研究方向, 致力于探测频率范围为中低频的引力波信号。中国科学院于2016年提出的“太极计划”^[1-4]、中山大学提出的“天琴计划”^[5-6]以及欧空局提出的LISA计划^[7-8]均采用三星编队组成空间大尺度干涉仪系统的方案, 通过精密光干涉测量技术敏感由于引力波信号引起的航天器间自由漂浮检验质量间的距离微小变化, 因此, 星间激光链路的建立与高精稳维持是满足科学测量需求的前提和保障。由于空间引力波探测任务指标要求极高, 链路构建难以直接完成, 一般采用高低精度传感器逐级切换的控制方案^[9]。在任务实施前对链路控制方案进行详细的仿真分析, 开展关键载荷在环的地面半物理试验验证, 是有效降低工程风险并辅助优化任务方案的关键手段。

当前, 针对建链过程中的光束扫描捕获策略与

精稳指向控制方法, 已开展了大量研究与验证工作。Zhang等^[10]提出了一种适用于空间重力测量任务的双向扫描捕获方案, 有效缩短了平台不确定性下的建链时间; Wang等^[11]提出了一维超前角指向机构(point-ahead-angle mechanism, PAAM)辅助的光束扫描技术, 以实现多颗卫星间多条链路的同步捕获; 付鹏等^[12]针对卫星激光通信中的探测器缺陷问题, 提出了一种短波红外高精度光斑质心定位模型; 陈少杰等^[13]简述了空间激光通信中精跟踪系统的组成和控制结构, 分析了捕获、跟踪、瞄准系统精跟踪探测器使用质心算法进行信标光斑定位时的误差来源; 王旭等^[14]在典型光通信终端的传统精跟踪系统的基础上, 采用非支配排序遗传算法II得到全局最优控制器参数, 实现了精跟踪系统智能搜参方法。

在星间激光链路构建过程的仿真分析与实验验证方面, 针对GRACE-FO等高精度重力测量任务

收稿日期: 2026-02-03, 录用日期: 2026-03-02

Received date: 2026-02-03,

基金项目: 国家重点研发计划项目(2022YFC2203700)

Foundation items: Supported by the National Key R&D Program of China (2022YFC2203700)

作者简介(Biography): 李进伟(2001—), 男, 云南人, 硕士生, 主要研究领域为航天器控制与半物理仿真. E-mail: lijnwei231@mails.ucas.ac.cn

*通讯作者(Corresponding author): E-mail: ank@microsat.com; zhangyh@microsat.com

及 LISA 空间引力波探测任务, Wuchenich 等^[15]搭建了地面光学演示系统, 验证了用于 GRACE-FO 的星间激光链路捕获方案。Zhao 等^[16]提出了一种描述跟踪误差的动态模型, 并通过固定位置跟踪和运动跟踪两个实验验证了激光跟踪性能。Cirillo 等^[17]针对 LISA 空间引力波探测任务建立了完整的星间激光捕获算法体系, 并完成了全链路的纯数字模拟评估。Robertson 等^[18]搭建了设计要求的 LISA Pathfinder 飞行光学平台, 并开展了核心光学系统的实验测试。面向国内“太极”与“天琴”空间引力波探测任务, Gao 等^[19-20]提出了一种基于四象限光电探测器(quadrant photodiode, QPD)差分功率传感信号的快速、高精度、全自动捕获方案。姚鑫等^[21]搭建了一套基于锁相应答机制的小型激光干涉仪, 通过数据后处理方式抑制光学锁相噪声的可行性。Wang 等^[22]针对“太极计划”开展了星间激光干涉的半物理仿真测试, 完成了涵盖星间激光链路构建、星间测距干涉测量以及空间环境模拟三大核心环节的实验测试。张子恒等^[23]进一步探讨了太极计划通过激光链路实现星间时钟噪声传递及激光通信的需求、原理、方法, 分析了二者的耦合关系。此外, Cui 等^[24]对激光指向抖动噪声进行了建模分析, 并通过地面实验系统验证了激光指向抖动噪声抑制的必要性。赵梦阳等^[25]实现了太极计划方案中星间激光链路的捕获指向一体化地面仿真实验流程。Hu 等^[26]通过控制接收激光束的光学特性, 模拟了长距离传播效应, 并在此条件下实现了激光链路捕获过程的实验验证。

综上所述, 在星间激光链路构建方案和控制理论方面, 众多学者已开展了大量研究工作, 当前研究更多聚焦于链路构建过程的地面实验验证方法。然而, 现有星间激光链路地面验证多为纯光学链路静态模拟, 或仅从运动学层面进行模拟, 导致航天器动力学、控制仿真与载荷模拟间相互割裂, 尚未实现“航天器姿态动力学-光学载荷-控制器”全闭环的在轨等效实时在环验证, 难以满足地面多源复杂噪声耦合下光链路控制方法的评估需求。为解决地面重力环境下的航天器在轨动态模拟难题, 岳承磊等^[27]基于气浮平台构建了引力波探测卫星地面仿真系统, 针对天地动力学一致性开展了深入分析。Ren 等^[28]创新性地设计了五自由度动力学等效模拟平台, 并系统建立了天地系统间的动力学相似性关系。此类方案基于重力配平的基本思想实现

在轨飞行状态模拟, 但受限于气浮轴承排气、地面微振动、执行机构不稳定等客观因素引起的寄生噪声, 在 1 mHz - 0.1 Hz 敏感频段内的本底噪声难以压制, 支持开展超高精度干涉测量的实验验证具有一定挑战, 同时存在系统结构复杂, 实验环境需求高等问题。

针对以上问题, 综合考虑动力学在环的实验需求与方案的易实施性, 研究基于动力学再现的高相似模拟原理^[29], 结合混合实时仿真技术^[30], 设计了将航天器姿态动力学、载荷模型及环境扰动纳入统一框架考虑的激光干涉链路超精稳指向控制地面实验方案, 克服了现有地面实验难以开展闭环动力学等效验证的局限。首先, 研究建立了包含航天器姿态动力学、微推力器动态特性、测量系统及航天器平台扰动噪声在内的数学模型, 深入分析了多源噪声在指向过程中的传播机理。基于该理论模型, 本文设计并搭建了由载荷模拟系统与航天器姿态模拟系统构成的半物理实验平台, 通过六足位移台与压电台的协同控制, 在地面环境中实现了对航天器在轨姿态及空间复杂扰动的精准复现与载荷数字模型的实时接入。本文针对空间引力波探测任务测量频段内(1 mHz-0.1 Hz)的扰动抑制需求, 分析了影响指向抖动精度的主要因素, 基于 H_∞ 控制理论设计了超精稳指向控制器并开展半物理实验验证。实验结果表明, 在地面环境下, 本文提出的方案可以实现对航天器在轨姿态动力学特性的精确复现及激光指向抖动的有效抑制。在 1 mHz-0.1 Hz 频段, 残余指向抖动 ASD 达 $3 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ (等效为望远镜前指向精度), 实现了星间激光指向的动力学在环验证, 为光链路的地面试验验证提供了一种切实可行且具备高扩展性的解决方案。

本文后续内容安排如下: 第一章介绍在轨超精稳指向控制原理并建立包含航天器姿态动力学、微推力器、测量系统及扰动噪声在内的系统模型; 第二章阐述地面半物理验证系统的总体设计方案, 并完成激光指向控制器设计与数值仿真验证; 第三章基于半物理实验平台开展激光链路指向抖动抑制实验并对结果进行分析; 第四章总结全文并提出展望。

1 在轨指向控制原理与系统建模

空间引力波探测任务要求星间激光链路在科学测量模式下实现望远镜前优于 $10 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的超

精稳指向,该指标的实现依赖于以航天器姿态为被控对象的闭环控制回路,如图 1(a)所示。在该控制回路中,QPD 探测器采集两路激光的差分干涉信号,通过差分波前传感技术(differential wave-front sensing, DWS)解算俯仰(Pitch)和偏航(Yaw)两个自由度的角度偏差;超精稳控制器依据偏差实时计算微推力器的推力指令;微推力器驱动航天器本体姿态转动,修正激光发射方向,从而形成闭合的超精稳指向控制回路。该控制方案的核心难点在于:目标抑制频段处于中低频域,控制性能对航天器姿态动力学特性、微推力器动态响应、测量系统时延以及多源扰动的耦合关系均极为敏感,需要对上述各环节建立准确的模型方能实现有效的控制器设计。

将上述在轨控制方案移植至地面开展等效验证,需重点应对以下三方面挑战:(1)重力环境差异——地面重力场使航天器无法自由飘浮,需借助等效机制在地面复现在轨姿态动力学;(2)噪声环境差异——地面振动、气流等环境扰动的本底噪声远高于太空,直接干扰敏感频段内的指向测量;(3)闭环等效问题——在轨时航天器动力学、光学载荷与控制器形成完整闭环,地面实验需同时复现三者的耦合关系,方能实现有效的在轨等效验证。为解决上述挑战,本章针对控制回路中的关键组件分别建立数学模型,包括:反映动力学等效基础的航天器姿态动力学模型、描述执行机构特性的微推力器模型、刻画传感器链路的测量系统模型,以及表征地面噪声环境和在轨扰动特性的噪声模型,为后续地面半物理验证系统的设计与控制器的实现奠定理论基础。

首先定义航天器姿态建模所需的坐标系。图 1(b)给出了“太极计划”星座简图,定义了建模所需要的坐标系:其中, C 为航天器编队坐标系, S 为航天器本体坐标系, O_1, O_2 分别为两个望远镜以质心为原点的坐标系。在轨航天器姿态动力学由刚体欧拉方程描述^[31],完整方程包含静电悬浮力矩、惯性力及轨道运动耦合项。在地面实验中,实验主要开展航天器本体的姿态指向控制,忽略静电悬浮力相关项;此外,惯性力及轨道耦合项受限于地面重力环境与模拟机构的物理约束,难以直接复现。基于动力学相似性再现原理,在不损失典型动力学特性的前提下,将航天器在轨姿态动力学简化为如下双积分器模型^[29]:

$$\dot{\omega}_{SI} = J_s^{-1} M_T + J_s^{-1} D_s, \quad (1)$$

其中, ω_{SI} 为航天器的惯性角速度在航天器坐标系下的投影, J_s 表示航天器(包含内部的望远镜)的转动惯量张量, M_T 表示由航天器推力器所产生的合力矩, D_s 表示作用在航天器上的扰动力矩。

在航天器姿态动力学模型的基础上,沿控制回路信号流方向,进一步对执行机构和测量系统进行建模。微推力器建模为带有指令延迟的二阶系统,参数取 $\omega_n=6.8965$ 、 $\zeta=0.7$,对应响应时间 0.621 s、动态超调量 4.6% ,符合典型空间引力波任务的微推力器性能需求^[32];推力器噪声采用文献^[33]的功率谱模型建模。测量系统由 QPD 探测器与相位计组成,采用 DWS 技术测量角度偏差,参考文献^[24]可将测量系统近似为低通增益环节($T_{PM}=0.016$, $K_{QPD}=1$)。考虑实验设备的实际情况,建模过程中系统的总延时设置为 100 ms。

上述航天器动力学、推力器和测量系统模型描

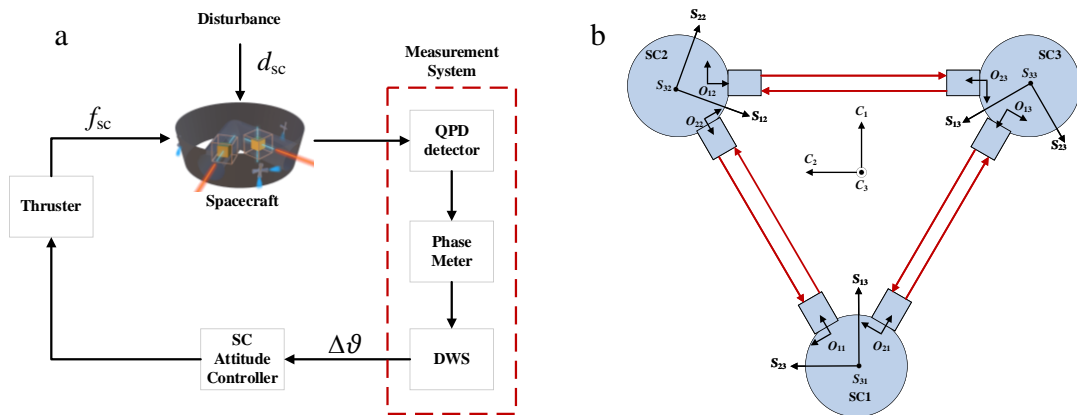


图 1 在轨控制系统与动力学建模:(a)在轨超精稳指向控制框图;(b)航天器姿态建模坐标系

Fig. 1 On-orbit control system and dynamics modeling: (a) block diagram of the on-orbit precise-pointing control; (b) coordinate systems for the spacecraft attitude modeling

述了控制回路各环节的理想特性;然而,地面实验还需额外考虑两类噪声的影响,分别对应前述第一个和第二个地面验证挑战。针对地面噪声环境的差异,为准确刻画地面实验中振动、气流扰动等环境因素对测量系统的实际干扰特性,采用 QPD 探测器对 DWS 角度信号连续采集 5000 s,经幅值谱密度分析后,采用一阶传递函数近似拟合得到地面环境噪声传递函数,具体形式详见第二章式(8),该模型作为控制器设计的扰动输入依据。

针对在轨动力学等效的挑战,除复现航天器姿态动力学响应外,还需在地面同步注入航天器所受的在轨外部扰动,以真实再现扰动作用下的姿态动态。在空间引力波探测任务中,航天器平台抖动在低频段会通过几何耦合直接转化为显著的光程倾斜耦合噪声^[34],其对测量精度的影响幅度远超 PAAM 噪声与呼吸角效应,是主导噪声来源。结合空间引力波探测任务实际,将航天器平台抖动特性^[35]的模拟拓展至引力波探测最为敏感的低频段,采用对原模型进行了频域延展与形式变换的航天器噪声数值 ASD 模型^[24]:

$$Sc(f) = \sqrt{\frac{160}{1+f^2} \cdot \left[1 + \left(\frac{2.8 \times 10^{-3}}{f}\right)^4\right]}, \quad (2)$$

其中, $Sc(f)$ 表示航天器平台抖动的幅值谱密度, f 是航天器抖动频率。

以上四类数学模型共同构建了激光指向控制回路的完整描述框架,分别对应三大地面验证挑战的核心物理机制。第二章将以此为基础,介绍地面半物理验证系统的设计方案与 H_∞ 控制器的实现。

2 地面模拟系统与控制器设计

2.1 地面半物理实验系统设计

基于图 1(a)所示的在轨超精稳指向控制架构,本文设计了激光超精稳指向阶段的地面模拟系统,将其主要划分为载荷模拟系统与航天器模拟系统两部分,地面系统架构如图 2(b)所示。其中,载荷模拟系统用于模拟激光链路指向中望远镜内部的核心光路结构;航天器模拟系统通过二级六自由度位移调整台实现微推力器模拟、空间环境扰动驱动下的航天器在轨姿态动力学高精度再现,从而在地面构建了多源扰动交叉耦合的物理测试基准,以实现超精稳指向阶段控制系统的地面等效验证。

载荷模拟系统主要由光学器件,激光器,快反镜(FSM),QPD 探测器,声光调制器(AOM),光纤准

直器(FC),相位计组成,如图 2(a)所示,具体的光路传播路径如下:由激光器输出的 1064 nm 激光首先经过光纤分束器被一分为二,随即进入 AOM。在 AOM 的驱动下,两束光被分别加载不同的移频信号,形成带有 1.6 MHz 频率差的异地光束,随后经由 FC 实现准直出射。其中一束光作为本地参考光,另一束则作为发射至远端航天器平台的探测光束。在接收端,入射的探测光束与本地参考光在分光棱镜(BS)处合束并发生干涉,最终汇聚至 QPD 探测器的光敏面上进行信号采集。

FSM 主要用于实验准备阶段的系统标定与光路精密对准,确保初始光斑准确落在探测器中心,在后续的闭环控制实验中则保持静止。由于地面实验系统受限于有限的链路距离(约 3 m),光束传输并未达到远场条件,若直接使用望远镜无法准确复现实际在轨的远场波前特性。因此,本系统参考相关地面模拟方案^[25],采用光阑来等效替代望远镜系统。通过光阑小孔对光束进行截断,模拟了实际星间链路中望远镜的接收过程,在近场实验环境下实现了对远场接收的有效等效。在载荷模拟系统的基础上,航天器模拟系统通过两级六自由度位移机构实现航天器在轨动力学的高精度等效复现。

为实现星间激光指向过程的高精度地面等效模拟,航天器模拟系统划分为航天器平台姿态模拟单元与扰动模拟单元,模拟真实空间环境下航天器的姿态调控过程及外部扰动的耦合影响,该姿态模拟系统的总体架构如图 2(c)所示。其中,航天器平台姿态模拟单元基于混合实时仿真的设计思路,数字模型包含控制器、航天器动力学模型、执行器模型以及外部扰动注入接口。实验过程中,数字模型在上位机中持续运行,根据载荷模拟系统测量反馈迭代计算控制指令,实时模拟航天器在控制作用下的在轨动态并传输至六自由度压电位移台执行。此外,扰动模型涵盖航天器抖动噪声,太阳光压等空间典型扰动信号,上位机依据模型实时计算扰动的时序数据,并将相应指令发送至六自由度位移台执行,实现低频大幅值扰动的实时模拟,通过两级六自由度运动平台的协同控制,有效克服了单一执行机构在行程与分辨率间的性能制约,真实再现了控制系统与外部环境低频扰动共同作用下的航天器在轨动力学行为。初始对准阶段,通过调节两端六足位移台姿态,使两束激光在光阑处形成满足捕获阈值的光强分布,确保系统初始对准精度。

在完成系统设计后,本章进一步结合实验平台的实际传递特性,构建激光指向控制系统模型,并基于混合灵敏度方法完成 H_∞ 鲁棒控制器的设计与数值仿真验证。

2.2 激光指向控制器设计与仿真验证

结合2.1节介绍的载荷模拟系统与航天器模拟系统,本节构建激光指向控制系统的完整模型,并在此基础上完成 H_∞ 鲁棒控制器的设计与数值仿真验证。如图4(a)所示,采用内外环设计,外环由无拖曳控制器依据DWS角度偏差计算控制指令,模拟航天器在轨动态,得到压电位移台运动控制指令,随后由压电位移台内部通过电阻应变片进行反馈控制,实现在轨动力学的高精度再现。

控制系统包含压电台模型、航天器姿态动力学模型 G_{sc} 、传感器模型 G_{Meas} 和推力器模型 G_{Thr} ,控制周期为200ms,考虑了如空间中航天器平台抖动、测量噪声和推力器噪声等因素。为了设计等效的航天器在轨控制器,下面将对图4(a)中控制系统的各个

部分进行建模。航天器动力学的传递函数定义为:

$$G_{sc} = \frac{1}{s^2}, \quad (3)$$

基于扫频测试数据,辨识得到压电台的实际传递函数为:

$$G_{plant} = \frac{s^2 + 34.04s + 0.07562}{s^2 + 34.04s + 0.07563}, \quad (4)$$

考虑控制系统的目标控制带宽位于低频段(1 mHz-0.1 Hz),在此频段内,压电台的幅频特性高度平坦,且相频特性无明显滞后,其动态特性的影响在控制器设计频段内可忽略不计。因此,在后续的控制设计,将压电台模型简化。

推力器模型主要模拟推力器的动态响应过程,根据第一章系统建模中的推力器参数配置,定义其传递函数为:

$$G_{Thr} = \frac{47.562e^{-0.1s}}{s^2 + 9.655s + 47.562}, \quad (5)$$

由图3(a)可以得到该系统的开环传递函数为:

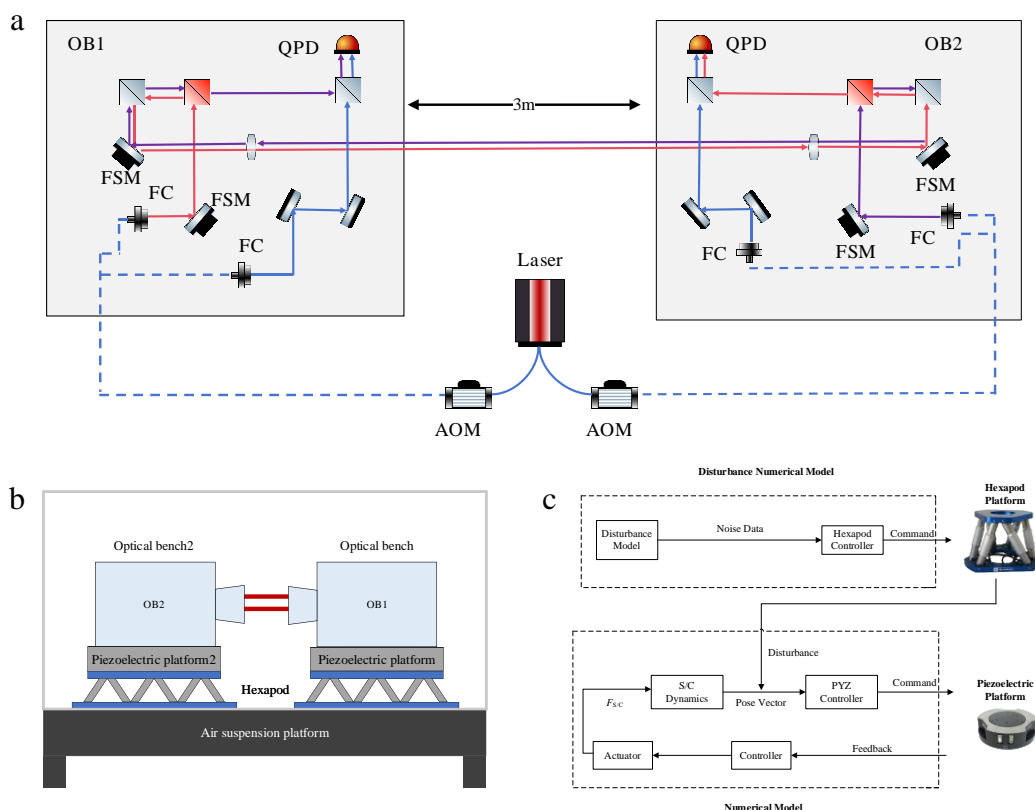


图2 地面模拟系统架构:(a)星间激光链路指向地面模拟系统光路图;(b)激光指向实现地面系统架构图;(c)航天器模拟系统示意图

Fig. 2 Ground simulation system architecture: (a) optical layout of the ground simulation system for inter-satellite laser link pointing; (b) architecture of the ground simulation system for laser pointing control; (c) schematic of the spacecraft simulation system

$$G_{\text{open}}(s) = K_z(s) \cdot G_{\text{Thr}}(s) \cdot G_{\text{SC}}(s) \cdot G_{\text{plant}}(s) \cdot G_{\text{Meas}}(s) \quad (6)$$

推力器噪声和外部扰动噪声分别定义为 N_{Thr} 和 N_{Ext} , 系统的总扰动定义为:

$$D_{\text{total}}(s) = N_{\text{Ext}} + (G_{\text{SC}} G_{\text{plant}}) N_{\text{Thr}} + N_{\text{Meas}} \quad (7)$$

地面环境噪声是控制器设计中的关键扰动输入。采用 QPD 探测器对 DWS 角度信号连续采集 5000 s, 经 ASD 分析后, 采用一阶传递函数近似拟合, 得到两端平台的地面环境噪声传递函数:

$$N_{\text{meas}} = \frac{1}{1.538s + 1} \quad (8)$$

为进一步量化控制器需要应对的实际扰动幅度, 图 3(a)(b) 给出了在实验工作条件下 (即六足位移台按航天器姿态扰动模型持续注入低频扰动时) OB2 与 OB1 两端平台 Pitch 与 Yaw 方向扰动输入噪声的统计 ASD。该扰动由地面振动、气流扰动等环境噪声与注入的航天器平台模拟抖动叠加构成, 代表了控制系统在实际工作条件下需要抑制的总扰动量级, 为灵敏度加权函数的频域整形设计提供了实测依据。

基于以上控制系统模型, 本节进一步采用 H_∞ 混合灵敏度方法完成鲁棒控制器的设计, 以实现目标频段内的高效扰动抑制。星间激光链路指向控制不仅要求在低频段 (1 mHz - 0.1 Hz) 具有极高的扰动抑制能力, 同时需要克服高频测量噪声及模型不确定性, 而 H_∞ 混合灵敏度控制方法能够直接在频域

对系统闭环特性进行整形, 是解决此类问题的有效控制算法。混合灵敏度方法通过灵敏度函数 $S(s)$ 和互补灵敏度函数 $T(s)$ 描述系统的抗扰性能与鲁棒稳定性, 前者衡量外部扰动对输出的影响, 后者衡量参考跟踪与噪声抑制性能。为实现期望的频域闭环特性, 引入灵敏度加权函数 (W_s) 和补灵敏度加权函数 (W_T) 分别约束 $S(s)$ 和 $T(s)$ 的频域上界。 W_s 的上界根据系统的性能指标、开环传递函数特性以及外部扰动的频域特征综合确定, 设计为低通滤波器以在目标频段内提供充分的扰动抑制增益; W_T 的上界则根据测量噪声的频谱特性和鲁棒稳定性要求确定, 设计为高通滤波器以限制高频段的闭环增益, 防止测量噪声放大并保证系统对未建模动态的鲁棒稳定性。通过使混合灵敏度成本函数的 H_∞ 范数最小化, 确保 $S(s)$ 和 $T(s)$ 在全频段均低于各自的设计上界。

受限于实际控制周期与执行机构的响应速度, 系统闭环带宽被约束在 0.5 Hz 左右。在此约束下, 控制器设计着重优化 1 mHz-0.1 Hz 敏感频带内的扰动衰减特性, 从而确保系统在低频段兼具足够的干扰抑制增益与鲁棒稳定性, 针对以上控制需求, 本文设计了相应的 H_∞ 性能加权函数。控制器设计所用到的 W_s 和 W_T 为:

$$W_s = \frac{4(s + 0.001)^2}{(s + 2)^2} \quad (9)$$

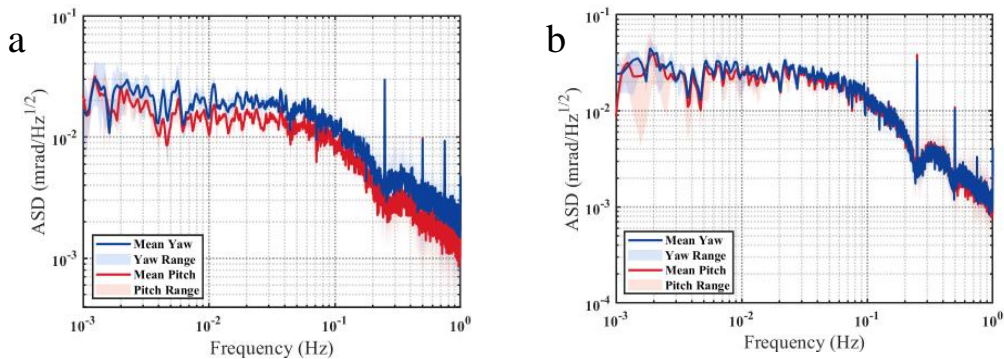


图 3 实验工作条件下扰动输入噪声 ASD 统计结果: (a) OB2 平台 Pitch 与 Yaw 方向扰动输入噪声平均 ASD 及波动范围; (b) OB1 平台 Pitch 与 Yaw 方向扰动输入噪声平均 ASD 及波动范围 (图中实线为 10 组独立实验的平均 ASD, 阴影区为实验间统计波动范围, 反映了干涉仪温漂效应、气流扰动等随机因素引起的不确定性)

Fig. 3 Statistical ASD of disturbance input noise under experimental working conditions: (a) average ASD and fluctuation range of disturbance input noise in Pitch and Yaw directions for OB2 platform; (b) average ASD and fluctuation range of disturbance input noise in Pitch and Yaw directions for OB1 platform (solid lines represent the average ASD across 10 independent experiments, and shaded areas represent the inter-experiment statistical fluctuation range, reflecting uncertainties caused by interferometer thermal drift, airflow disturbances, and other random factors)

$$W_T = \frac{2(s+50)^2}{(s+2)^2} \quad (10)$$

基于以上设计约束,采用 H_∞ 混合灵敏度综合方法设计了针对双轴的控制,并进行控制器参数调优,为便于地面实验系统的控制实现,采用 Tustin 方法对控制器进行离散,离散化后的传递函数为:

$$K_\infty(z) = \frac{35.535(z+0.6667)^2(z+1)(z-1)^2(z-0.8209)}{(z-1)^2(z^2+1.767z+0.79)(z^2+1.251z+0.4061)} \quad (11)$$

控制器混合灵敏度和补灵敏度如图 4(b) 所示,红色实线表示灵敏度函数 S_{ctrl} ,橙色虚线表示最大界限 S_{Spec} ,灵敏度函数低于最大界限,表明控制器满足噪声抑制的要求。蓝色实线表示补灵敏度 T_{ctrl} ,紫色虚线代表最大界限 T_{Spec} ,补灵敏度低于最大界限,表明控制器满足动态特性要求。

随后,研究构建了激光指向抖动抑制系统的数值仿真模型,开展了闭环控制仿真实验,实验结果如图 4(c) 所示。图中黄色与红色曲线分别表征理论噪声扰动及理论控制效果,显示控制器在理论层面上能够有效抑制指向抖动。紫色与绿色曲线分

别对应仿真环境下的噪声扰动与控制响应,结果表明控制器对噪声实现了最高约三个数量级的抑制。此外,蓝色曲线代表的理论推力器噪声幅值远低于其他噪声源,这证实了地面实验中的激光指向抖动主要源于外界环境干扰与测量噪声。综上所述,仿真结果与理论分析高度吻合,充分验证了控制器设计的预期性能。在完成系统设计与控制器仿真验证的基础上,下章将基于所搭建的半物理实验平台开展实际闭环实验,对控制方案的有效性进行实物验证。

3 超精稳激光指向地面模拟实验

3.1 实验装置

本文搭建了如图 5 所示的半物理实验平台。该平台采用多级定位与隔振架构:两端六足位移台刚性固定于气浮隔振光学平台上,压电偏转台置于六足位移台之上,载荷模拟系统集成于压电台顶端,从而构建起完整的收发激光链路。实验设备的关键参数详见表 1。其中,压电台在俯仰和偏航自由度上具备高达 80 nrad 的角分辨率,主要用于精细指向调整,而六自由度位移平台则提供大行程运动模拟能力,用于复现航天器在轨的姿态扰动。QPD

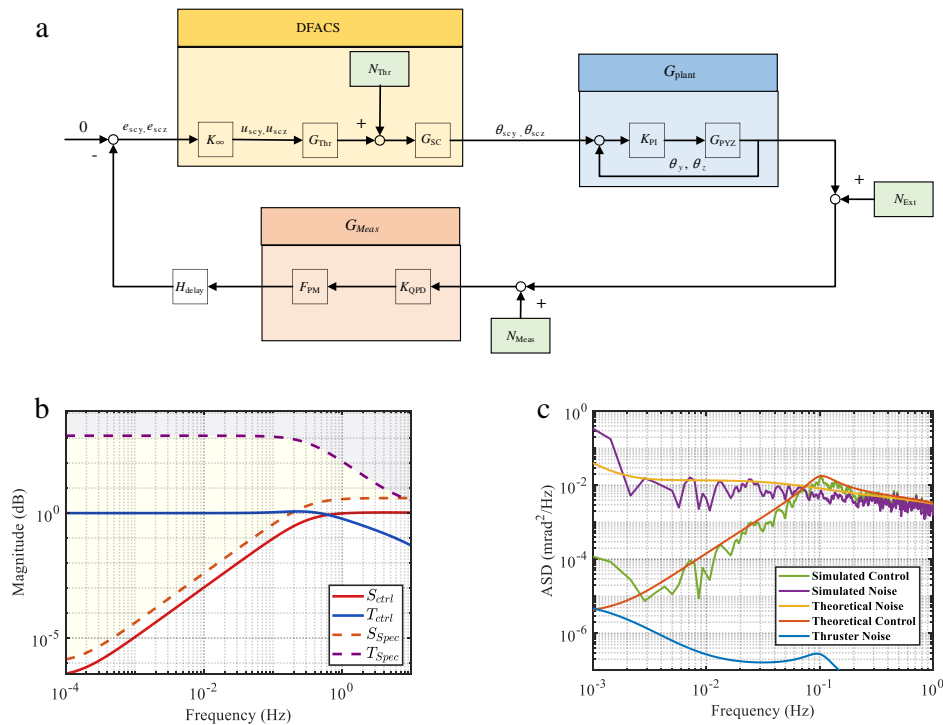


图 4 激光指向控制系统:(a)激光指向控制系统原理图;(b)控制器混合灵敏度和补灵敏度图;(c)控制器及扰动模型数值仿真结果

Fig. 4 Laser pointing control system: (a) schematic of the laser pointing control system; (b) hybrid sensitivity and complementary sensitivity of the controller; (c) numerical simulation results of the controller and disturbance models

探测到的干涉信号首先经射频线缆传输至相位计完成相位解调,解算出的角度数据随后通过 RS-485 接口实时回传至上位机。最终,上位机利用 DWS 信号处理算法对数据进行二次解算,获取精确的俯仰与偏航角度信息。基于该实验装置,本文依次开展了系统参数标定实验及激光链路指向抖动抑制闭环实验,对所提控制方案的有效性进行了全面验证。

3.2 标定实验

本文采用单轴解耦测试法对 QPD 与平台运动关系进行标定,即当其中一个方向运动时,其他方向保持不变^[26]。考虑到 QPD 探测器线性测量区间及超精稳指向控制需求,标定过程中设定压电台步进值为 $10 \mu\text{rad}$,运动范围为 $\pm 100 \mu\text{rad}$ 。在运动过程中记录下 DWS 的角度测量值,通过一阶线性拟合解算得到 OB1 端与 OB2 端在 Pitch 与 Yaw 方向的转化系数如图 6(a)、(b)、(c)和(d)所示,具体转化系数见表 2。

3.3 地面激光指向实验结果与分析

实验首先完成两端平台的光路对准,随后通过六足位移台结合航天器姿态扰动模型,以模拟在轨航天器受到的低频姿态抖动。此时 QPD 测得的角度数据为航天器平台模拟扰动与地面环境噪声叠加的混合信号,构成了激光指向控制系统的实际扰动输入,其统计 ASD 特性已在 2.2 节图 3 中详细表征。为准确评估控制系统的扰动抑制能力并排除突发扰动的干扰,研究开展了 10 组独立实验并对实验结果进行了分析与讨论。

在针对“太极计划”进行性能评估时,需充分考虑光学系统的角放大特性对指向抖动传递的影响。

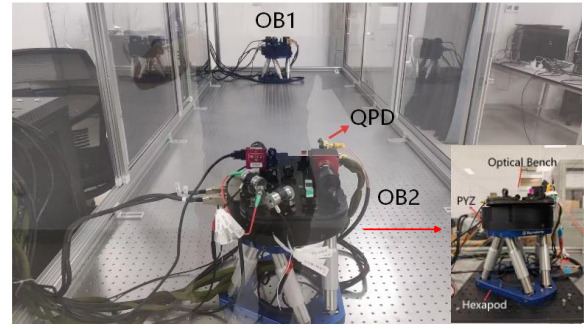


图 5 超精稳激光指向控制地面半物理实验装置:气浮隔振光学平台上对称布置 OB1 与 OB2 两套载荷模拟单元,每套单元由六足位移台、压电台及 QPD 探测器依次叠装构成;六足台模拟航天器在轨姿态扰动,压电台实现精细指向调整;QPD 采集 DWS 信号经相位计解调后回传上位机,形成闭环指向控制回路

Fig. 5 Ground hardware-in-the-loop experimental setup for ultra-stable laser pointing control: two payload simulation units (OB1 and OB2) are symmetrically mounted on an air-bearing optical table, each comprising a hexapod stage for spacecraft attitude disturbance emulation, a piezoelectric platform for fine pointing adjustment, and a QPD detector for DWS; the DWS signals are demodulated by a phasemeter and fed back to the host computer to close the pointing control loop.

“太极计划”的光学接收链路采用了放大倍数为 100 倍的望远镜系统以及放大倍数为 4 倍的 QPD 前置成像系统,二者级联构成了约 400 倍的总角放大倍率。因此,“太极计划”中要求的望远镜前为 $10 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的超精稳指向指标,经光学系统传输至 QPD 探测器时,其等效控制精度指标应换算为 $4 \mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。鉴于本实验系统采用光阑等效替代

表 1 设备基本参数

Table 1 Basic parameters of the equipment

Device	Parameter	Value
Hexapod (PUNA - S/N 23024-7)	Angular range of $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ axes/mrad	± 191.9
	Minimum angular increment / μrad	5
	Payload/kg	25
Piezoelectric Platform (H64. XYZTR2S-C)	Angular range of $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ axes/mrad	± 1
	Minimum angular increment /nrad	80
	Step response time (1/10 stroke)/ms	40
QPD Detector (GD4542-20M)	Operating wavelength /nm	1064
	Diameter of photosensitive surface/mm	1.2
	Quadrant gap / μm	≤ 40
	3 dB bandwidth/MHz	≥ 20
Noise equivalent power density at 20 MHz /($\text{W} \cdot \text{Hz}^{1/2}$)		$\leq 4.5 \times 10^{-12}$

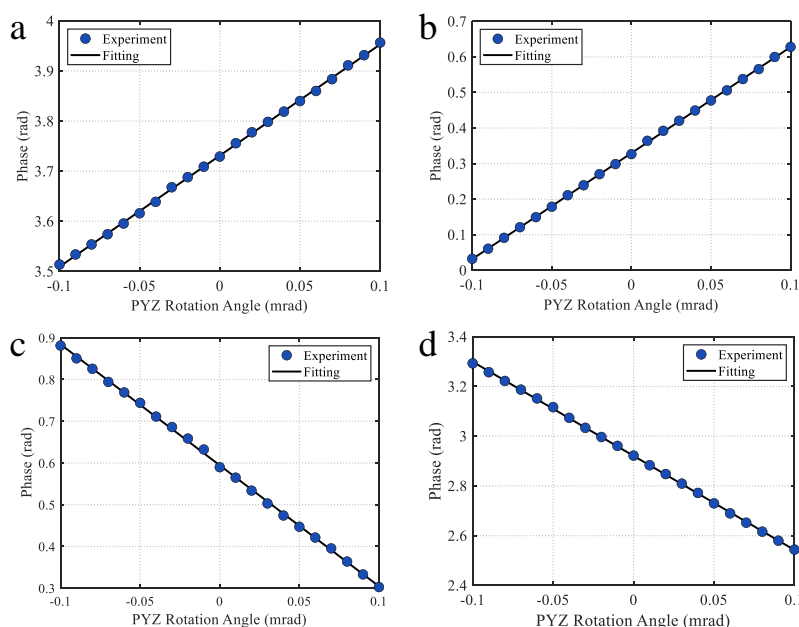


图6 QPD角度-压电台转化系数标定结果:(a)OB1平台QPD Pitch方向与压电台 θ_y 的转化系数;(b)OB1平台QPD Yaw方向与压电台 θ_z 的转化系数;(c)OB2平台QPD Pitch方向与压电台 θ_y 的转化系数;(d)OB2平台QPD Yaw方向与压电台 θ_z 的转化系数

Fig. 6 Calibration results of QPD angle-to-piezoelectric stage conversion coefficients: (a) conversion coefficient between the QPD pitch direction and θ_y of the piezoelectric stage on the OB1 platform; (b) conversion coefficient between the QPD yaw direction and θ_z of the piezoelectric stage on the OB1 platform; (c) conversion coefficient between the QPD pitch direction and θ_y of the piezoelectric stage on the OB2 platform; (d) conversion coefficient between the QPD yaw direction and θ_z of the piezoelectric stage on the OB2 platform

表2 QPD 角度与压电台转角转化系数标定结果

Table 2 Calibration results of QPD angle-to-piezoelectric stage rotation conversion coefficients

Platform	PYZ Rotation Axis	QPD Conversion Factor
OB2	θ_y	-2898.2rad/rad
	θ_z	-3785.2rad/rad
OB1	θ_y	2219.0rad/rad
	θ_z	2981.7rad/rad

了望远镜,光路中未包含实际的大倍率望远镜组件,因此,实验直接采用经放大倍率换算后的QPD前指向抖动精度(即 $4\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$)作为系统控制性能的评估基准,确保地面实验与在轨需求的一致性。

图7(a)、(b)和图7(c)、(d)分别展示了OB1平台和OB2平台在外部噪声扰动干扰下,施加控制后QPD前激光指向抖动的ASD统计结果。图中红色实线及其阴影区为未加控制的外部平均扰动噪声的ASD及噪声波动,蓝色实线及其阴影区代表多次实验中扰动抑制能力平均ASD及波动范围。实验结果表明,控制器在1mHz-0.1Hz的目标频段

内具备较好的扰动抑制性能,在1mHz、0.01Hz和0.1Hz处,OB1平台的Pitch方向平均激光残余指向抖动ASD为 $3.0\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $122.8\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 和 $8.3\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$,标准差为 $0.9\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $9.1\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $0.6\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$,OB2平台的Pitch方向平均激光残余指向抖动ASD为 $3.5\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $236.1\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 和 $10.1\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$,标准差为 $1.6\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $15.6\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $0.6\mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。尽管多次实验中不可避免地存在低频非平稳干扰,但指向抖动抑制效果依然表现出了较好的一致性,验证了所设计的控制器在敏感频段内的鲁棒性与抗扰性能,实验结果与前文数值仿真结果在趋势与量级上保持一致,实现了从理论分析到地面半物理实验的闭环验证。

赵梦阳等^[25]针对“太极”计划搭建的激光链路地面模拟系统,首次实现了星间激光链路捕获指向一体化的全流程半物理实验,验证了星间建链方案的可行性,在“太极”计划的敏感频段内达到了优于 $10\text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的指向控制精度,为本研究提供了重

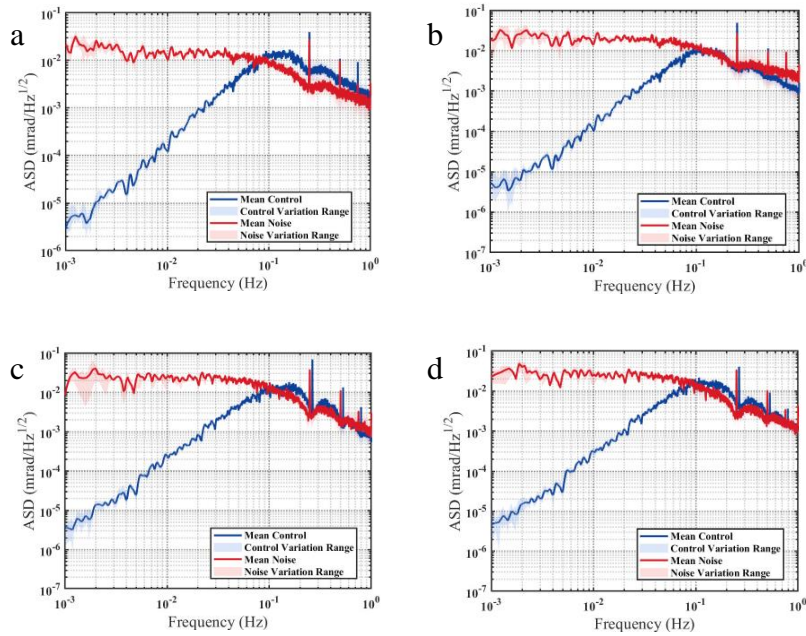


图7 激光指向抖动抑制实验结果:(a)OB1平台Pitch方向激光指向抖动抑制ASD图;(b)OB1平台Yaw方向激光指向抖动抑制ASD图;(c)OB2平台Pitch方向激光指向抖动抑制ASD图;(d)OB2平台Yaw方向激光指向抖动抑制ASD图

Fig. 7 Experimental results of laser pointing jitter suppression: (a) ASD plot of laser pointing jitter suppression in the pitch direction of OB1 platform; (b) ASD plot of laser pointing jitter suppression in the yaw direction of OB1 platform; (c) ASD plot of laser pointing jitter suppression in the pitch direction of OB2 platform; (d) ASD plot of laser pointing jitter suppression in the yaw direction of OB2 platform

要的参考与指导。在此基础上,为进一步增强地面验证的物理真实性,研究构建了包含航天器姿态动力学、微推力器载荷模型及测量扰动模型在内的动力学等效验证环境,相较于其开展的研究,本研究在目标频段内未完全实现望远镜前 $10 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 的指向精度指标,但在动力学环境更为复杂的条件下实现了在目标频段内最高达三个数量级的噪声压制效果。实验结果说明了动力学在环模拟方案的可行性,表明系统一定程度上具备在地面实验中评估在轨控制性能的能力,弥补了以往地面验证中动力学环节缺失的短板。针对地面环境特有的残余扰动,未来可通过设计干扰观测器等策略进行针对性补偿,以进一步提升指向精度。

4 结论

研究基于动力学相似性再现原理,提出了一种面向空间引力波探测星间激光链路指向控制的地面半物理实验验证方法,将物理系统、航天器动力学、载荷数字模型及空间环境扰动纳入统一框架进行建模与处理。研究完成了指向控制阶段的系统建模,设计了基于宏微复合二级六自由度位移调整机构的航天器运动模拟系统,并搭建了相应的星间

激光链路指向半物理实验验证平台。针对星间激光指向中的低频扰动噪声,基于 H_∞ 混合灵敏度方法设计了扰动抑制控制器,数值仿真结果表明,该方法能有效抑制激光指向抖动。在此基础上,研究进一步在半物理实验系统上开展了激光指向抖动抑制实验,实验结果显示,在 1 mHz 、 0.01 Hz 和 0.1 Hz 频率处,载荷模拟系统接收激光平均残余指向抖动分别为 $3.25 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 、 $179.45 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$ 和 $9.2 \mu\text{rad}/\sqrt{\text{Hz}}$,在目标频段内实现了最高达三个数量级的噪声压制。

研究开展的相关激光指向模拟实验与控制方法研究,不仅为未来开展空间引力波探测任务中星间链路构建全过程地面实验验证提供了关键技术支撑,也可为其他空间激光通信与高精度激光测量任务中的指向控制提供可借鉴的地面半物理实验验证方案,具有一定的工程应用价值与科学研究意义。

References

- [1] Hu W R, Wu Y L. The Taiji Program in Space for gravitational wave physics and the nature of gravity[J].National Sci-

- ence Review, 2017, 4(5): 685-686.
- [2] Luo Z, Zhang M, Wang J, et al. Progress of Taiji-2 Project [J]. Chinese Journal of Space Science, 2024, 44(4): 674.
- [3] Luo Z R, Yu T, Liu H S, et al. The phasemeter of Taiji-1 experimental satellite [J]. International Journal of Modern Physics A, 2021, 36(11n12): 2140005.
- [4] Taiji Scientific Collaboration, Wu Y L, Luo Z R, et al. Taiji program in space for gravitational universe with the first run key technologies test in Taiji-1 [J]. International Journal of Modern Physics A, 2021, 36(11n12): 2102002.
- [5] Luo J, Chen L S, Duan H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector [J]. Classical & Quantum Gravity, 2015, 33(3): 035010.
- [6] Li Z, Duan H, Huang X, et al. Design and performance test of the spaceborne laser in the TianQin-1 mission [J]. Optics & Laser Technology, 2021, 141: 107155.
- [7] LISA Pathfinder Collaboration. LISA Pathfinder: First steps to observing gravitational waves from space [C] Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2017, 840 (012001).
- [8] Danzmann K. LISA - An ESA cornerstone mission for the detection and observation of gravitational waves [J]. Advances in Space Research, 2003, 32(7): 1233-1242.
- [9] Jin G. Program in space detection of gravitational wave in Chinese Academy of Sciences [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2017, 840: 012009.
- [10] Zhang J Y, Ming M, Jiang Y Z, et al. Inter-satellite laser link acquisition with dual-way scanning for Space Advanced Gravity Measurements mission [J]. Review of Scientific Instruments, 2018, 89(6): 064501.
- [11] Wang J M, Zhu F, Huang R T, et al. Research on intersatellite laser link acquisition scheme based on one-dimensional point-ahead-angle mechanism assisted beam pointing scanning in space-based gravitational wave detection [J]. Aerospace Science and Technology, 2026, 168 (PE): 111079-111079.
- [12] Fu P, He D G, Liu J, et al. High-precision spot centroid positioning of high-frame-rate short-wave infrared images for satellite laser communication [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2025, 44(01): 66-77.
(付鹏,何道刚,刘军,等.面向卫星激光通信用高帧频短波红外图像的高精度光斑质心定位(英文)[J].红外与毫米波学报), 2025, 44(01): 66-77.
- [13] Chen S J, Zhang L, Wu J C, et al. Realization and optimization of fine tracking system of free space laser communication [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37 (01): 35-41+46.
(陈少杰,张亮,吴金才,等.空间激光通信中精跟踪系统的实现与优化[J].红外与毫米波学报), 2018, 37(01): 35-41+46.
- [14] Wang X, Zhang L, Tu C X, et al. Precision Tracking System Based on Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II Intelligent Parameter Search [J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(09): 164-176.
(王旭,张亮,涂成翔,等.基于非支配排序遗传算法II智能搜参的精跟踪系统[J].光子学报), 2022, 51(09): 164-176.
- [15] Wuchenich D M R, Mahrtdt C, Sheard B S, et al. Laser link acquisition demonstration for the GRACE Follow-On mission [J]. Optics Express, 2014, 22(9): 11351-11366.
- [16] Zhao M, Hong W, Xiao C, et al. High-precision ground simulator for laser tracking of gravity satellite [J]. Review of Scientific Instruments, 2024, 95(2).
- [17] Cirillo F. Controller Design for the Acquisition Phase of the LISA Mission using a Kalman Filter [D]. Pisa: University of Pisa, 2007.
- [18] Robertson D I, Fitzsimons E D, Killow C J, et al. Construction and testing of the optical bench for LISA Pathfinder [J]. Classical and Quantum Gravity, 2013, 30(8): 085006.
- [19] Gao R, Liu H, Zhao Y, et al. An automatic, high-speed, high-precision acquisition scheme with QPD for the Taiji program [J]. Optics Express, 2020, 29(2).
- [20] Gao R, Liu H, Zhao Y, et al. Laser acquisition experimental demonstration for space gravitational wave detection missions [J]. Optics Express, 2021, 29(5): 6368-6383.
- [21] Yao X, Li J M, Wang G Y, et al. High-precision miniaturized demonstration system for inter-Satellite laser interferometric ranging [J]. Chinese Journal of Lasers, 2022, 49 (09): 207-211.
(姚鑫,李嘉敏,王国永,等.面向星间激光干涉测距的高精度小型化验证系统[J].中国激光), 2022, 49(09): 207-211.
- [22] Wang Y K, Meng L Q, Xu X S, et al. Research on semi-physical simulation testing of inter-satellite laser interference in the China Taiji Space Gravitational Wave Detection Program [J]. Applied Sciences, 2021, 11(17): 7872-7872.
- [23] Zhang Z H, Fan X Q, Jin G, et al. Design and verification of a laser link auxiliary function scheme for the Taiji program [J]. Chinese Journal of Lasers, 2025, 52(11): 214-226.
(张子恒,范习谦,靳刚,等.太极计划激光链路辅助功能方案设计及验证[J].中国激光), 2025, 52(11): 214-226.
- [24] Cui Z, Wang X, Li H J, et al. Research and analysis of a laser pointing jitter noise suppression system more compatible with space gravitational wave detection [J]. Optical Engineering, 2024, 63(1): 15.
- [25] Zhao M Y, Gao R H, Zhang Q T, et al. Research on ground simulation control system for laser link construction of Taiji program [J]. Chinese Journal of Lasers, 2023, (19): 122-132.
(赵梦阳,高瑞弘,张强涛,等.太极计划激光链路构建地面模拟控制系统研究[J].中国激光), 2023, (19): 122-132.
- [26] Hu Q L, Zhang J Y, Nie R L, et al. Ground-based simulation of laser link acquisition for inter-satellite laser interferometry [J]. Optics Express, 2024, 32(18): 17.
- [27] Yue C L, Dang C H, Zhang C, et al. Design and consistency analysis of ground simulation tested for Gravitational Wave Detection Satellite [J]. Journal of Astronautics, 2025, 46(12): 2617-2631.
(岳承磊,党朝辉,章楚,等.引力波探测卫星地面仿真实验台设计与一致性分析[J].宇航学报), 2025, 46(12): 2617-2631.
- [28] Ren Y, Yue C, Chen M, et al. Scaling laws of the drag-free control system between ground model and space prototype [J]. Microgravity Science and Technology, 2025, 37 (4): 46.
- [29] Zhou Q X, An K, Wang P C, et al. Closed-loop dynamics and disturbance propagation mechanisms of a drag-free control ground-based validation system [J]. Acta Mechanica Sinica, 2026, 42(5): 525131.
- [30] Gao X, Castaneda N, Dyke S J. Real time hybrid simulation: from dynamic system, motion control to experimental error [J]. Earthquake Engineering & Structural Dynamics, 2013, 42(6): 815-832.
- [31] Basile F. Modeling and Design for the attitude control phase of the LISA drag-free mission [D]. Torino: Politecnico di Torino, 2019.

- [32] Hu Z Q, Wang P C, Deng J F, et al. The drag-free control design and in-orbit experimental results of “Taiji-1”[J]. International Journal of Modern Physics A, 2021, 36(11n12): 2140019.
- [33] Vidano S, Novara C, Pagone M, et al. The LISA DFACS: Model predictive control design for the test mass release phase[J]. Acta Astronautica, 2022, 193: 731-743.
- [34] Cui X X, Fang C, Wang Z, et al. Influence of installation and adjustment error of gravitational wave telescope on TTL noise[J]. Acta Optica Sinica, 2023, (19): 192-199. (崔新旭, 方超, 王智, 等. 引力波望远镜的装调误差对 TTL 耦合噪声的影响[J]. 光学学报, 2023, (19): 192-199.
- [35] Seery B D. In-orbit measurements of microaccelerations of ESA's communication satellite Olympus[J]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering, 1990, 1218: 205-214.

Research on ground verification technology for precision-pointing control of laser interferometry links

Li Jin-Wei^{1,6}, An Ke^{2,3*}, Yang Jin-Ke^{4,6}, Zhang Ding-Yi^{5,6}, Wang Peng-Cheng^{2,3,6}, Xu Wei-Ming^{4,6}, Jia Jian-Jun^{4,5,6}, Zhang Yong-He^{1,2,3,6*}

- (1. School of Fundamental Physics and Mathematical Sciences, Hangzhou Institute for Advanced Study, University of Chinese Academy of Sciences, Hangzhou 310024, China;
 2. Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Science, Shanghai 201304, China;
 3. Key Laboratory of Satellite Digitization, Chinese Academy of Science, Shanghai 201210, China;
 4. Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Science, Shanghai 200083, China;
 5. School of Physics and Optoelectronic Engineering, Hangzhou Institute for Advanced Study, University of Chinese Academy of Sciences, Hangzhou 310024, China;
 6. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Laser interferometry is widely used in space-borne gravitational wave detection missions. Precision pointing control of inter-satellite laser links is a key technology to ensure measurement accuracy. Due to complex ground environments and dynamic simulation conditions, achieving on-orbit equivalent verification of pointing jitter suppression methods presents significant challenges. To address this issue, we propose a ground-based semi-physical experiment method based on real-time hybrid simulation (RTHS). The physical system, spacecraft dynamics, payload models, and space environmental disturbances are integrated into a unified framework for consideration. Furthermore, a pointing controller is designed using the H_∞ robust control, and a semi-physical experimental system is developed for validation. Experimental results demonstrate that under dynamic simulation conditions, the system achieves effective suppression of laser pointing jitter by up to three orders of magnitude within the frequency range of 1 mHz – 0.1 Hz. In an atmospheric environment, the control accuracy of the laser pointing jitter reaches $3 \text{ nrad}/\sqrt{\text{Hz}}$. This work validates the proposed technical approach of dynamic equivalent simulation and provides an extensible architecture to further support the research of the entire process of laser link construction in the future.

Key words: space-borne gravitational wave detection, precision-pointing control, H_∞ control algorithm, semi-physical simulation