

## 空间引力波探测全链路动态仿真系统设计与实现

蔡志鸣 杨中光 郑多锦 韩瑞龙 冯建朝 汤宁标 刘野 范一迪 王鹏程 侍行剑 陈琨

### Design and implementation of a full-chain dynamic simulation system for space-based gravitational wave detection

CAI Zhi-ming, YANG Zhong-guang, ZHENG Duo-jin, HAN Rui-long, FENG Jian-chao, TANG Ning-biao, LIU Ye, FAN Yi-di, WANG Peng-cheng, SHI Xing-jian, CHEN Kun

引用本文:

蔡志鸣, 杨中光, 郑多锦, 韩瑞龙, 冯建朝, 汤宁标, 刘野, 范一迪, 王鹏程, 侍行剑, 陈琨. 空间引力波探测全链路动态仿真系统设计与实现[J]. *中国光学*, 2026, 19(5): 1-13. doi: 10.3724/CO.2026-0084

CAI Zhi-ming, YANG Zhong-guang, ZHENG Duo-jin, HAN Rui-long, FENG Jian-chao, TANG Ning-biao, LIU Ye, FAN Yi-di, WANG Peng-cheng, SHI Xing-jian, CHEN Kun. Design and implementation of a full-chain dynamic simulation system for space-based gravitational wave detection[J]. *Chinese Optics*, 2026, 19(5): 1-13. doi: 10.3724/CO.2026-0084

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3724/CO.2026-0084>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### 空间引力波探测航天器光学测距噪声链路指标优化

Optimization of optical metrology noise link metrics for space-based gravitational wave detection spacecraft

中国光学 (中英文). 2025, 18(3): 568 <https://doi.org/10.37188/CO.2024-0185>

#### 空间引力波探测“太极计划”星间姿态-光程耦合噪声迭代拟合与高精度抑制方法

Iterative estimation and precision suppression of inter-spacecraft tilt-to-length coupling noise for the Taiji space gravitational wave detection mission

中国光学 (中英文). 2025, 18(3): 583 <https://doi.org/10.37188/CO.2025-0042>

#### 空间引力波探测中超低附加相噪频综研究

Ultralow residual phase noise frequency synthesizer for space gravitational wave detection

中国光学 (中英文). 2025, 18(3): 661 <https://doi.org/10.37188/CO.2025-0015>

#### 光读出高精度惯性传感器残余气体噪声仿真研究

Simulation of residual gas noise in high-precision inertial sensors with optical readout

中国光学 (中英文). 2025, 18(3): 612 <https://doi.org/10.37188/CO.2024-0186>

#### 探测器噪声对光斑中心定位精度的影响分析及实验验证

Analysis and experimental verification of the influence of detector noise on the precision of spot center positioning

中国光学 (中英文). 2025, 18(3): 650 <https://doi.org/10.37188/CO.2025-0021>

#### 空间引力波探测前向杂散光测量和抑制

Measurement and suppression of forward stray light for spaceborne gravitational wave detection

中国光学 (中英文). 2023, 16(5): 1081 <https://doi.org/10.37188/CO.2022-0251>

文章编号 2097-1842(2026)05-0001-13

# 空间引力波探测全链路动态仿真系统设计与实现

蔡志鸣<sup>1</sup>, 杨中光<sup>1\*</sup>, 郑多锦<sup>1</sup>, 韩瑞龙<sup>1</sup>, 冯建朝<sup>1</sup>, 汤宁标<sup>1,2</sup>, 刘野<sup>1,2</sup>,

范一迪<sup>1,3</sup>, 王鹏程<sup>1,3</sup>, 侍行剑<sup>1</sup>, 陈琨<sup>1</sup>

(1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201304;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 卫星数字化技术重点实验室(中国科学院), 上海 201210)

**摘要:**针对空间引力波探测中传统静态噪声叠加方法未考虑多物理场与控制系统之间动态耦合、难以满足高保真度任务仿真需求的问题, 本文提出并设计了一套空间引力波探测全链路动态仿真系统, 建立了多物理场与控制系统之间的闭环反馈能力。该系统采用动态闭环架构, 包含航天器多物理场仿真模块、全链路噪声仿真模块、无拖曳控制仿真模块及数据处理分析模块。其中, 物理场状态基于控制作用后的航天器状态计算生成, 噪声由物理场状态经全链路噪声模型映射生成。该系统实现了全链路噪声的物理源头追溯与动态仿真。仿真实验发现, 可移动光学组件(MOSA)运动与燃料消耗引起的自引力加速度扰动在观测频段(0.1 mHz~1 Hz)内可达  $10^{-13} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$  量级以上, 需通过高精度在轨测量与标定等方法进行补偿或扣除。所构建的系统能够捕捉静态模型忽略的动态耦合效应, 为空间引力波探测的任务设计、噪声溯源与灵敏度评估提供高保真度仿真平台。

**关键词:**空间引力波探测; 全链路噪声; 多物理场; 无拖曳控制; 全链路动态仿真; 残余加速度噪声; 光程测量噪声

中图分类号: V19 文献标志码: A doi: 10.3724/CO.2026-0084 CSTR: 32171.14.CO.2026-0084

## Design and implementation of a full-chain dynamic simulation system for space-based gravitational wave detection

CAI Zhi-ming<sup>1</sup>, YANG Zhong-guang<sup>1\*</sup>, ZHENG Duo-jin<sup>1</sup>, HAN Rui-long<sup>1</sup>, FENG Jian-chao<sup>1</sup>,  
TANG Ning-biao<sup>1,2</sup>, LIU Ye<sup>1,2</sup>, FAN Yi-di<sup>1,3</sup>, WANG Peng-cheng<sup>1,3</sup>, SHI Xing-jian<sup>1</sup>, CHEN Kun<sup>1</sup>

(1. Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201304, China;

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

3. Key Laboratory of Satellite Digitization, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201210, China)

\* Corresponding author, E-mail: xxxxxx.com

**Abstract:** To address the issue that traditional static noise superposition methods in space-based gravitational wave detection neglect the dynamic coupling between multi-physics fields and the control system, making it difficult to meet the requirements of high-fidelity mission simulations, it is proposed and designed that a

收稿日期: 2026-04-30; 修订日期: xxxx-xx-xx

基金项目: 国家重点研发计划(No. 2024YFC2207201, No. 2021YFC2202902)

Supported by the National Key Research and Development Program (No. 2024YFC2207201, No. 2021YFC2202902)

full-chain dynamic simulation system for space-based gravitational wave detection, establishing closed-loop feedback capability between the multi-physics fields and the control system. The system adopts a dynamic closed-loop architecture, comprising a spacecraft multi-physics field simulation module, a full-chain noise simulation module, a drag-free control simulation module, and a data processing and analysis module. In this architecture, the physical field states are computed based on the spacecraft states after control, and noises are generated through full-chain noise models mapped from the physical field states. The system achieves physical source tracing and dynamic simulation of full-chain noises. Simulation experiments reveal that self-gravity acceleration disturbances induced by the motion of the Movable Optical Sub-Assembly (MOSA) and fuel consumption can reach  $10^{-13} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$  level in the observation frequency band (0.1 mHz-1 Hz), necessitating compensation or subtraction through high-precision in-orbit measurement and calibration methods. The constructed system is capable of capturing dynamic coupling effects neglected by static models, thereby providing a high-fidelity simulation platform for mission design, noise source tracing and sensitivity evaluation in space-based gravitational wave detection.

**Key words:** space-based gravitational wave detection; full-chain noise; multi-physics fields; drag-free control; full-chain dynamic simulation; residual acceleration noise; optical-path measurement noise

## 1 引言

空间引力波探测旨在捕获 mHz 频段的引力波信号,这一波段蕴含着超大质量黑洞合并、极端质量比旋近等丰富天体物理过程的关键信息<sup>[1]</sup>。与地基探测不同,空间探测需在十万~百万公里星间距离上实现皮米级测距精度<sup>[2-3]</sup>。这一极端精度要求使得探测系统成为一个由航天器多物理场、激光干涉测量、惯传与控制等深度耦合的复杂系统。

当前,国际上多个空间引力波探测项目正在推进,包括欧洲航天局与美国国家航空航天局合作的激光干涉空间天线 (LISA)<sup>[4-5]</sup>、中国的太极 (Taiji)<sup>[6-7]</sup> 和天琴 (TianQin) 计划<sup>[8]</sup>。这些任务均采用三颗航天器构成等边三角形编队,每颗航天器内包含两个自由悬浮的检验质量作为惯性基准,通过星间激光干涉测量检验质量间的相对位移变化,从而反演引力波信号<sup>[9-10]</sup>。为实现 pm 级测量精度,必须将激光干涉链路各类噪声与检验质量残余加速度噪声控制在极低水平。以太极计划为例,要求检验质量敏感轴方向总残余加速度噪声低于  $3 \times 10^{-15} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ <sup>[11]</sup>,总光程噪声低于  $8 \times 10^{-12} \text{ m} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ <sup>[12-14]</sup>。

空间引力波探测系统的噪声来源广泛且相互耦合。光程测量噪声主要包括激光频率噪声、时钟波动噪声、指向抖动噪声、光程倾斜 (TTL) 耦

合噪声<sup>[15-17]</sup>以及热致光程波动噪声等<sup>[11][18]</sup>;检验质量残余加速度噪声则涵盖自引力扰动噪声、电磁力噪声<sup>[19-20]</sup>、辐射压力噪声以及粒子碰撞噪声等<sup>[21-22]</sup>。这些噪声并非独立存在,比如航天器热致变形会同时影响光程测量和自引力场的分布,无拖曳控制系统在改变航天器位姿的同时,也会改变航天器质量分布从而影响自引力场。这种多物理场之间的复杂耦合,使得噪声的精确建模与仿真成为空间引力波探测任务设计的核心挑战之一。

传统的空间引力波探测仿真方法主要采用“噪声叠加”模式,即将各类噪声源视为独立统计过程,通过功率谱密度叠加生成时域数据<sup>[23-25]</sup>。然而,这种静态叠加方法忽略了两个关键因素:其一,不同物理场之间存在复杂耦合,如航天器温度波动会同时影响结构热变形、激光频率稳定性及自引力场分布;其二,控制系统与物理场之间存在闭环反馈,无拖曳控制修正航天器位姿的同时会改变自引力场分布,进而影响检验质量运动。忽略这些动态耦合,仿真结果与真实在轨行为之间将存在系统性偏差。

近年来,国内外研究机构开始重视高保真度仿真平台的构建。太极数据中心发布的 Triangle 工具包提供了定制化信号与噪声仿真能力,太极数据挑战也已将无拖曳控制仿真纳入轨道动力学建模<sup>[26]</sup>。在具体噪声机理方面,自引力噪声的

有限元建模方法已达到优于  $10^{-16} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$  的精度<sup>[27-28]</sup>, TTL 耦合噪声的多参数敏感性分析取得重要进展<sup>[15-17]</sup>, 超长空间激光传输的数值模拟方法也发展出了高效的 Nijboer-Zernike 方法<sup>[29]</sup>。然而, 现有工作多聚焦于单一环节, 尚未形成一个将多物理场、全链路噪声与无拖曳控制纳入统一动态框架的全链路仿真系统。

为此, 本文提出并构建了一套空间引力波探测全链路动态仿真系统。该系统建立了融合无拖曳控制与多物理场的全链路动态闭环反馈架构, 使噪声由物理场状态经物理模型映射生成, 控制指令结果能够反馈至物理场模块形成完整回路。与静态噪声叠加方法相比, 该系统能够自然捕捉物理场与控制之间的双向动态耦合效应, 从而为任务设计与数据分析提供更高保真度的仿真环境。本文首先阐述系统的总体架构设计, 并详细介绍航天器多物理场、全链路噪声、无拖曳控制、数据处理分析等核心模块的构建方法, 最后通过仿真实验验证系统的有效性 with 闭环反馈的必要性。

## 2 动态全链路仿真系统设计

### 2.1 总体设计

空间引力波探测航天器动态全链路仿真系统集成成了光学测量全链路噪声仿真、检验质量残余加速度噪声仿真、无拖曳控制仿真以及航天器多物理场仿真等核心功能。为满足上述功能需求, 仿真系统在逻辑上划分为五个功能模块: 系统初始化、航天器无拖曳控制、多物理场计算、全链路噪声计算以及数据处理分析, 其模块构成与数据流向如图 1 所示。系统在给定初始条件后, 构建并执行“多物理场演化→全链路噪声生成→动力学状态控制→多物理场更新”的动态闭环反馈链路, 实现各物理量在仿真时间轴上的动态演化与实时输出。

仿真系统各模块的功能划分如下。系统初始化模块负责各项仿真参数的定义与初始赋值, 确保所有变量在仿真启动前具备合理的初值条件。多物理场仿真计算模块依据航天器当前时刻的状态变化以及上一时刻的物理场状态, 递推计算当前时刻的航天器多物理场分布, 并将结果广播至其它仿真模块。全链路噪声仿真计算模块结合无

拖曳控制模块与多物理场计算模块等输出的实时数据, 依据物理场—噪声映射模型生成对应的噪声序列, 并馈送至其它仿真模块。无拖曳控制仿真模块以科学探测需求为目标, 负责实现如下控制任务, 具体包括双检验质量敏感轴方向的非正交无拖曳跟踪、三星编队间的精密激光链路建立与跟踪保持, 同时该模块将航天器当前状态数据输出至其它仿真模块。数据处理分析模块基于系统仿真结果, 分析全链路噪声的动态特性与系统探测灵敏度, 绘制相应的特性曲线, 揭示多物理场动态演化下的全链路噪声规律, 为评估科学目标满足度提供定量依据。

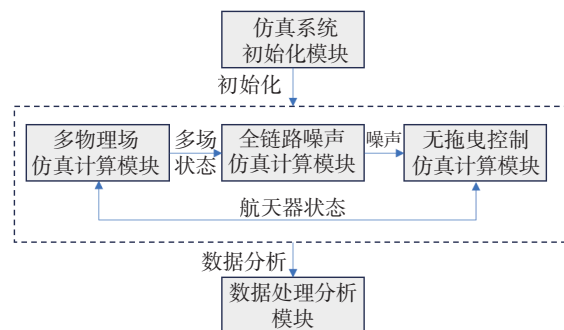


图 1 全链路仿真系统核心模块关系示意图

Fig. 1 Core module relationship diagram of the full-chain simulation system

### 2.2 模块组成与接口

根据动态全链路仿真系统系统总体设计, 多物理场仿真计算模块、全链路噪声仿真计算模块、无拖曳控制仿真计算模块以及数据处理分析模块的组成以及接口关系如下。

#### 2.2.1 多物理场仿真计算模块

本仿真系统构建的多物理场仿真计算模块主要考虑航天器温度场、自引力场和磁场等三类物理场动态模型, 电场等其他物理场动态模型本文暂不考虑(相关噪声计算采用相应的设计参数)。

##### (1) 温度场

当航天器热设计确定后, 航天器内部温度场的变化主要受航天器的外热流变化、内部热源的变化、热传递路径的变化等因素影响。

对于空间引力波探测器来说, 外热流主要来源于太阳、地球等天体辐射。以太极计划为例, 外热流主要来源于太阳辐射。太阳是一个比较稳定的辐射源, 因此航天器受到的太阳辐射能量大小主要取决于航天器与日心的距离以及航天器与



太阳之间的相对姿态关系。而航天器与日心的距离以及航天器与太阳之间的相对姿态,主要取决于航天器的轨道姿态控制。

为实现高精度温度控制,空间引力波探测器采用了多级阻尼控温的方式。航天器最外层的温度采用主动控温,以为航天器核心舱提供比较稳定的工作温度,其中加热片的开关会带来热耗的波动,此外各单机的功耗亦会发生波动。因此,航天器内部热耗的波动等是影响温度场变化的一个因素。

此外,空间引力波探测航天器内部存在一些运动器件,比如 MOSA 机构的运动等,同时随着燃料的消耗,气瓶的热容也会发生变化。这些状态变化均会影响热的传递,进而影响航天器的温度场控制。另外,航天器磁热耦合、力热耦合等也会影响温度的变化。为简化起见,该因素暂不考虑。

本仿真系统中,温度场模型<sup>[30]</sup>采用有限元模型或代理模型,输入设置为无拖曳控制后的航天器与日心之间的距离、航天器太阳能电池板法线与日心方向之间的夹角、各单机热耗,输出为核心区域温度。

## (2) 自引力场

根据万有引力定律,检验质量受到的自引力加速度大小与航天器质量分布及其变化密切相关。航天器任何位置处的质量变化均会对检验质量引起自引力扰动加速度的改变。根据航天器在轨运行的情况,引起检验质量受到的自引力发生变化的因素主要有以下几个方面:

首先是热致自引力扰动。根据温度场扰动分析可知,航天器的温度场波动会产生热致形变效应,引起航天器的结构发生微变形,从而引起航天器质量分布的变化,使航天器对检验质量的自引力场发生波动,因此对检验质量带来了自引力扰动加速度。

其次,是机构运动。空间引力波探测航天器上带有 MOSA 运动机构、超前指向补偿机构、天线转动机构等,这些机构的运动会引起航天器质量重新分布,从而导致检验质量受到的自引力加速度发生变化。同时这些机构的运动还会使得航天器结构产生微振动效应,亦会给检验质量带来自引力加速度的扰动。

第三,检验质量与电极笼的相对运动。空间引力波探测航天器在无拖曳控制下,检验质量相对电极笼会发生位姿变化,从而使得检验质量参考坐标系下的航天器质量分布发生变化,进而引入检验质量自引力加速度噪声。两个检验质量间的相对位姿变化也会引入检验质量自引力加速度噪声。

第四,燃料消耗。空间引力波探测航天器在无拖曳控制下,燃料持续消耗,这使得气瓶内燃料质量不断减小,从而使得检验质量受到的自引力加速度发生变化。

此外,放气效应、空间环境腐蚀等亦会引起航天器质量分布的些微变化,从而给检验质量带来自引力的扰动。

本仿真系统的自引力场模型可采用有限元模型或代理模型<sup>[27][31]</sup>,主要考虑无拖曳控制后两检验质量的位姿、MOSA 的运动角度以及剩余燃料的重量作为输入,输出为两检验质量受到的自引力加速度。

## (3) 磁场

检验质量处的磁场主要受到星际磁场、航天器磁场两方面的影响。其中,检验质量处受到的星际磁场的大小主要与航天器的位姿相关;检验质量受到的航天器的磁场的大小主要与检验质量本体坐标系下磁源的分布有关。根据航天器在轨运行的情况,引起检验质量处的航天器磁场发生变化的因素主要有以下几个方面:

首先是航天器电子学产生的磁场。航天器各电子学中,当电流发生交变时,会在其周围产生交变磁场,同时还会进一步产生感生电势。交变磁场与检验质量剩磁矩等会发生磁相互作用,从而对检验质量带来静磁力扰动加速度。

其次是运动部件。空间引力波探测航天器上带有 MOSA 运动机构、超前指向补偿机构、天线转动机构以及检验质量相对电极笼的运动等,这些部件的运动会引起检验质量坐标系下航天器磁源的分布或磁的传递路径发生变化,从而导致检验质量受到的磁扰动加速度发生变化。

第三是器件开关。空间引力波探测器执行任务时,会发生一些器件的开关动作,比如无拖曳控制过程中推力器的开关、数据下传时通信的开关等,这些动作均会产生额外的电磁扰动,从而导致

检验质量受到的磁扰动加速度发生变化。

本仿真系统的磁场模型联合采用了单机反演与整星正演计算检验质量处的磁特性<sup>[32]</sup>, 主要考虑无拖曳控制后的两检验质量的位置以及航天器

磁源的空间分布作为输入, 输出为检验质量处的磁感应强度及其梯度。

结合上述多物理场模块分析, 则可以得到航天器多物理场模块的接口关系如图2所示:

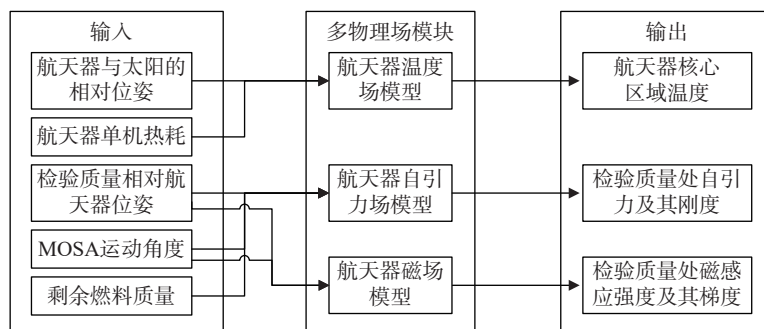


图2 航天器多物理场仿真计算模块接口示意图

Fig. 2 Interface diagram of the spacecraft multi-physics simulation module

### 2.2.2 全链路噪声仿真计算模块

全链路噪声仿真计算模块涵盖两大核心子模型: 光程测量全链路噪声模型<sup>[1]</sup>与检验质量残余加速度全链路噪声模型<sup>[33-34]</sup>。

光程测量噪声模型综合考虑读出噪声、测量噪声、时钟波动噪声、活动部件光程波动噪声、TTL耦合噪声以及热致光程波动噪声等<sup>[1][23]</sup>。检验质量残余加速度噪声模型涵盖电磁力噪声(由航天器电磁场与检验质量耦合产生)、自引力扰动噪声(由航天器内部质量分布动态变化引起)、辐射压力噪声(由光压与热辐射波动导致)以及碰撞噪声(源自电极笼内残余气体分子及空间高能粒子等的随机撞击)等<sup>[11][33]</sup>。

模型的输入包括航天器多物理场仿真模块输出的物理场状态(如温度场分布、自引力、电磁场强度等)、无拖曳控制的动力学状态输出以及航天器设计参数(如质量分布、电极笼几何尺寸、光学对准参数等)。模型依据物理场-噪声映射函数, 定量计算各项噪声的瞬时数值或功率谱密度函数驱动下的噪声值, 并将结果输出至其它仿真模块。

总光程噪声为上述各项光程噪声分量之和, 总残余加速度噪声为各项残余加速度噪声分量之和。

鉴于空间引力波探测系统仿真涉及的数值量级跨度极大(从探测器轨道的  $10^{11}$  m 级到星间测距的  $10^{-12}$  m 级), 因此需要考虑各项噪声的计算误差能否满足两类噪声的本底噪声要求。对于各

残余加速度噪声, 其量级在整个观测频段内一般不超过  $10^{-9}$  m/s<sup>2</sup> 量级, 且主要与航天器电磁、热、自引力等多物理场相关, 对轨道动力学不敏感, 因此对于各残余加速度噪声的计算, 采用双精度计算可以确保噪声计算误差远小于  $10^{-15}$  m/s<sup>2</sup>; 对于各光程噪声, 考虑到目前系统的轨道动力学计算精度尚不满足  $10^{-12}$  m 级精度计算要求, 因此本系统采用了通过逆傅里叶变换将各光程噪声的功率谱密度转换到时域进行替代计算的方法。

### 2.2.3 无拖曳控制仿真计算模块

无拖曳控制仿真计算模块是动态全链路仿真系统的核心执行环节, 其功能是实现航天器三星编队的高精度无拖曳与姿态控制, 确保检验质量可作为近乎理想的惯性基准。

该模块的核心是航天器无拖曳控制动力学模型<sup>[35-39]</sup>, 其不仅要实现三颗航天器的相对轨道与姿态协同控制, 同时还要在每颗航天器上实现两个望远镜光轴之间夹角的精密控制以及两个检验质量的非正交敏感轴方向的双检验质量无拖曳跟踪与控制。

模块的输入主要包括: 全链路噪声模块输出的含噪干涉测量信号(反映检验质量-航天器的相对位姿)以及多物理场模块输出的航天器当前状态。控制器根据测量偏差生成控制指令, 驱动微推进阵列。

模块的输出为控制作用后的三类关键状态量: 航天器 6 自由度位姿变化、检验质量相对于

航天器的 6 自由度位姿变化、以及可移动光学子组件(MOSA)的转角变化。上述输出量被实时传递至多物理场仿真模块与全链路噪声仿真模块,用于状态更新与噪声映射,从而构成“物理场→噪声→控制→物理场”的闭环仿真链路。

通过该模块,系统能够定量评估无拖曳控制对惯性基准稳定性的贡献,以及控制残差对全链路噪声特性的影响。

#### 2.2.4 数据处理分析模块

数据处理分析模块是全链路仿真系统的末端环节,承担着从原始仿真数据到物理可解释结果的转化与评估功能。该模块的核心任务包括时频域转换与系统灵敏度计算,具体如下。

**时频域转换:**系统仿真产生的时域数据(如光程测量噪声时序、检验质量残余加速度时序)需转换至频域以评估其频率特性。本模块采用快速傅里叶变换(FFT)方法等实现时频域转换。

**系统灵敏度计算:**空间引力波探测器的系统灵敏度是评价任务性能的核心指标,它表示探测器对引力波应变的最小可探测阈值。本模块结合全链路噪声仿真结果与仪器灵敏度模型,依据以下关系计算系统灵敏度,总灵敏度模型<sup>[24]</sup>如下:

$$S_n(f) = \frac{10}{3L_{arm}^2} \left( P_{OMS} + 2 \left( 1 + \cos^2 \left( \frac{f}{f_*} \right) \right) \frac{P_{ACC}}{(2\pi f)^4} \right) \times \left( 1 + \frac{6}{10} \times \left( \frac{f}{f_*} \right)^2 \right) + S_c(f) \text{ Hz}^{-1}, \quad (1)$$

其中, $f$ 表示探测频率; $S_n(f)$ 是难以分辨的系内双星贡献的等效噪声;应变灵敏频段 $f_* = \frac{c}{2\pi L_{arm}}$ , $c$ 表示光速; $L_{arm}$ 是星间干涉仪臂长。以特征应变单位表示的系统灵敏度为 $\sqrt{f S_n}$ 。

此外,模块还具备辅助分析功能,可绘制各噪声分量的贡献曲线、对比分析不同参数与不同策略等条件的灵敏度差异以及生成用于后续科学目标评估的关键性能参数(如特征应变灵敏度、观测频带覆盖范围等),为任务设计与优化提供定量依据。

#### 2.3 仿真流程与系统界面

系统的闭环仿真运行流程如下:首先执行初始化加载,读取任务配置文件,包括航天器初始轨道参数、检验质量参数、航天器设计参数、各噪声子模型的物理参数以及环境模型等;然后,进入主仿真循环,按固定时间步长(控制周期 0.1s)推进

仿真,每步依次执行多物理场计算、全链路噪声生成、无拖曳控制计算及状态更新,形成闭环反馈,如图 3 所示,循环持续至预设仿真总时长;仿真运行结束后,开始进行数据显示与处理分析,该模块对存储的时域状态量(如航天器及检验质量位姿、噪声、能耗等)进行时频转换,采用快速傅里叶变换计算功率谱密度,进而结合仪器灵敏度模型计算系统探测灵敏度曲线,同时绘制各噪声分量贡献、控制残差等可视化结果,为任务设计与噪声溯源提供定量依据。

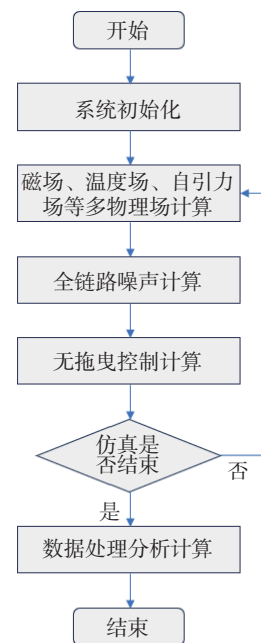


图 3 系统仿真运行流程框图

Fig. 3 Flowchart of system simulation operation

基于 MATLAB/SIMULINK 进行了系统搭建,所搭建系统的界面如图 4 所示。

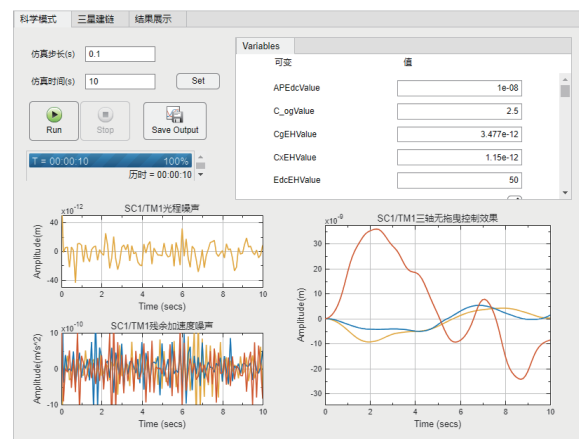


图 4 仿真系统界面

Fig. 4 Simulation system user interface



### 3 动态全链路仿真实验

#### 3.1 仿真条件

打开航天器全链路仿真系统, 进行初始化参数设置, 主要初始化参数如表1所示。考虑到空间引力波探测的观测频段一般为 0.1 mHz~1 Hz, 因此本次运行该系统仿真时, 仿真步长设置为 0.1 s, 运行时长设置为 20 000 秒。

表1 系统初始化参数

Tab. 1 Initial parameters configuration

| 序号  | 参数名称                           | 参数初值                                                                       | 单位                                                         |
|-----|--------------------------------|----------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| 1.  | 航天器1轨道初始位置<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [23 957 187 920.437 3,<br>147 231 689 435.394,<br>-743 327 719.789 878]    | m                                                          |
| 2.  | 航天器1轨道初始速度<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [-29 456.666 634 745 8,<br>4 946.215 326 890 05,<br>259.702 466 544 323]   | m/s                                                        |
| 3.  | 航天器2轨道初始位置<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [25 656 431 536.584 3,<br>148 250 892 153.976,<br>1 495 414 337.056 97]    | m                                                          |
| 4.  | 航天器2轨道初始速度<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [-29 179.543 763 178 3,<br>5 049.836 217 268 37,<br>0.103 103 604 679 852] | m/s                                                        |
| 5.  | 航天器3轨道初始位置<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [26 914 335 435.344 7,<br>146 719 986 739.374,<br>-743 338 173.419 257]    | m                                                          |
| 6.  | 航天器3轨道初始速度<br>(J2000.0日心黄道惯性系) | [-29 405.756 575 333 0,<br>5 240.564 791 085 45,<br>-259.494 463 138 804]  | m/s                                                        |
| 7.  | 检验质量块质量                        | 1.95                                                                       | kg                                                         |
| 8.  | 检验质量边长                         | 0.046                                                                      | m                                                          |
| 9.  | 检验质量磁化率                        | 3e-6                                                                       | /                                                          |
| 10. | 检验质量剩磁矩                        | 2e-8                                                                       | A·m <sup>2</sup>                                           |
| 11. | 检验质量残余电荷量                      | 1.6022e-12                                                                 | C                                                          |
| 12. | 检验质量与电极的间隙                     | 0.004                                                                      | m                                                          |
| 13. | 激光波长                           | 1.064e-6                                                                   | m                                                          |
| 14. | 外差频率                           | 1.8e7                                                                      | Hz                                                         |
| 15. | 外差干涉效率                         | 0.7                                                                        | /                                                          |
| 16. | 调制深度                           | 0.53                                                                       | /                                                          |
| 17. | 光纤温度稳定系数                       | 1e-12                                                                      | rad·K <sup>-1</sup> ·m <sup>-1</sup> ·<br>Hz <sup>-1</sup> |
| 18. | 电缆温度稳定系数                       | 7e-12                                                                      | rad·K <sup>-1</sup> ·m <sup>-1</sup> ·<br>Hz <sup>-1</sup> |
| 19. | 本地激光功率                         | 0.001 75                                                                   | W                                                          |
| 20. | 航天器接收激光功率                      | 1.77e-9                                                                    | W                                                          |
| 21. | 检验质量接收激光功率                     | 1e-4                                                                       | W                                                          |
| 22. | 激光相对功率波动                       | 1e-4                                                                       | Hz <sup>-1/2</sup>                                         |
| 23. | 星间测距误差                         | 0.1                                                                        | m                                                          |
| 24. | 时钟稳定性                          | 4e-14                                                                      | s·Hz <sup>-1/2</sup>                                       |
| 25. | 出气因子                           | 2.5                                                                        | /                                                          |

续表1

| 序号  | 参数名称   | 参数初值     | 单位 |
|-----|--------|----------|----|
| 26. | 残余气体质量 | 6.65e-27 | kg |
| 27. | 残余气体压强 | 1e-6     | pa |

#### 3.2 实验结果

仿真 20 000 秒后, 进行数据处理分析可以得到引力波探测航天器的灵敏度曲线, 结果如图5所示。

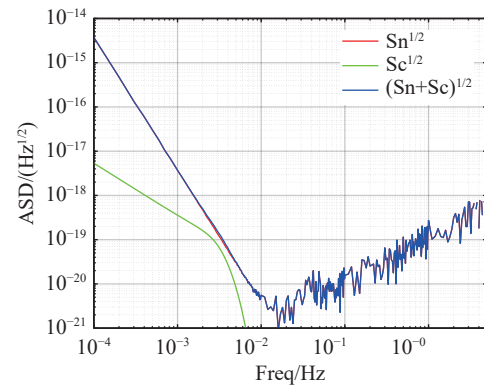


图5 灵敏度曲线

Fig. 5 Sensitivity curve

由灵敏度曲线可以看出, 在 10 mHz 频段附近, 探测器的灵敏度优于  $10^{-20}$  Hz<sup>-1/2</sup>, 然而与理想灵敏度曲线相比, 低频段较差, 其中图6给出了静态噪声累加下的理想灵敏度曲线。两图对比分析可以看出, 低频段的仿真结果比预期低了约两个量级, 难以满足任务需求。根据灵敏度计算模型可知, 灵敏度大小主要取决于光程测量噪声和检验质量残余加速度噪声。为进一步分析仿真结果中低频段灵敏度差的原因, 下面给出了动态仿真中的总光程噪声和检验质量总残余加速度噪声, 分别如图7~图10所示。

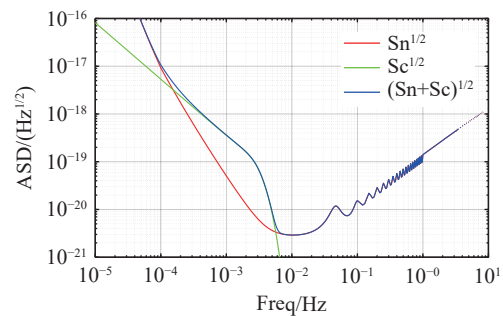


图6 理想灵敏度曲线

Fig. 6 Ideal sensitivity curve



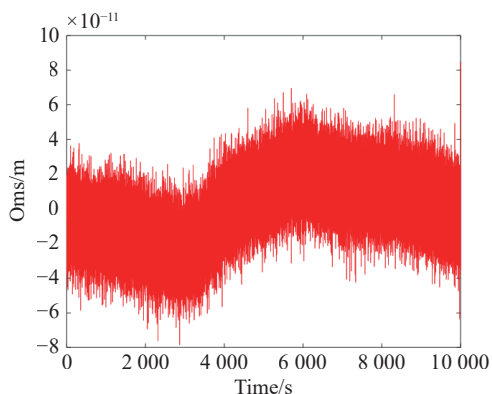


图 7 总光程噪声时域曲线

Fig. 7 Time-domain curve of total optical path length noise

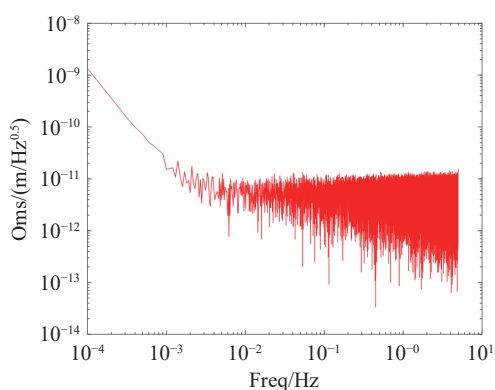


图 8 总光程噪声频域曲线

Fig. 8 Frequency-domain curve of total optical path length noise

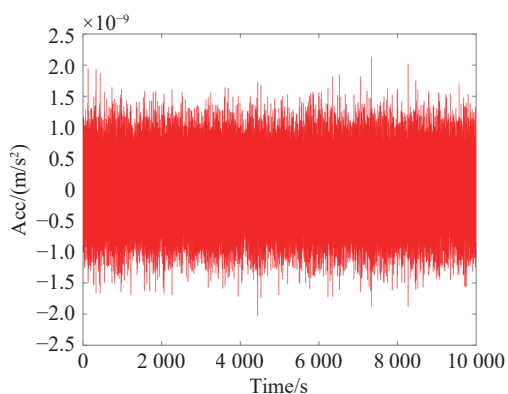


图 9 总残余加速度噪声时域曲线

Fig. 9 Time-domain curve of total residual acceleration noise

根据图中光程测量噪声和检验质量残余加速度噪声频域曲线可以看出, 光程测量噪声的变化在  $8 \times 10^{-12} \text{ m} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$  左右, 与预期基本一致<sup>[23]</sup>, 残余加速度噪声远大于预期  $3 \times 10^{-15} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ , 特别是低频段<sup>[11]</sup>。为进一步分析低频段残余加速度噪声过大的原因, 对残余加速度噪声的各子项噪声

开展仿真分析。结果如图 11~图 14 示。

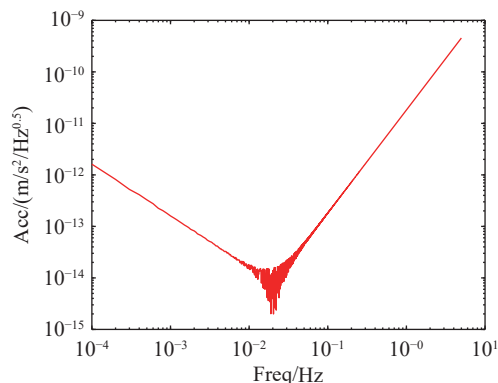


图 10 总残余加速度噪声频域曲线

Fig. 10 Frequency-domain curve of total residual acceleration noise

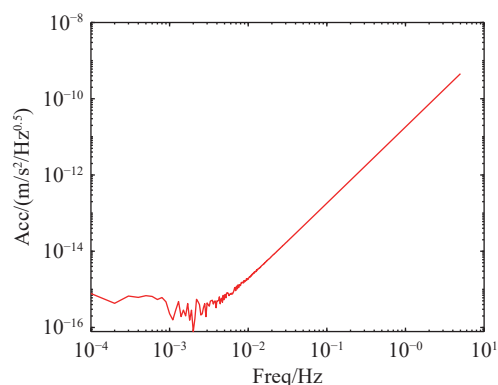


图 11 电磁扰动残余加速度噪声曲线

Fig. 11 Electromagnetic disturbance residual acceleration curve

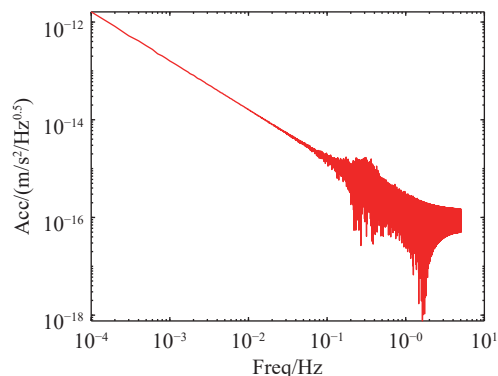


图 12 自引力加速度噪声曲线

Fig. 12 Curve of self-gravity acceleration

比较总残余加速度噪声及其展开后的各子项噪声仿真结果可以发现, 低频段总残余加速度噪声的变化规律与自引力加速度噪声一致, 因此低频段总残余加速度噪声过大是由自引力加速度噪声导致的。这一现象在静态仿真中并未出现, 目

前公开发表的文献中亦无相关描述,但此项噪声巨大,对空间引力波探测任务具有重大影响。进一步分析自引力噪声,展开各个噪声子项,发现动力学引起的燃料消耗及 MOSA 角度的转动均会引起检验质量周边的质量分布发生变化,进而引起加速度噪声,如图 15~图 16 所示。由图中仿真结果可以看出, MOSA 运动与燃料消耗引起的自引力加速度的扰动,在观测频段内可以达到  $10^{-13} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$  量级以上。

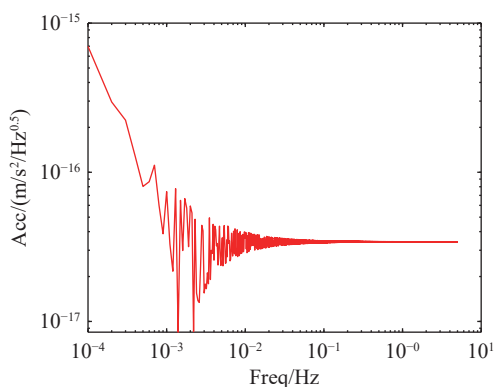


图 13 辐射残余加速度噪声曲线

Fig. 13 Radiation residual acceleration noise curve

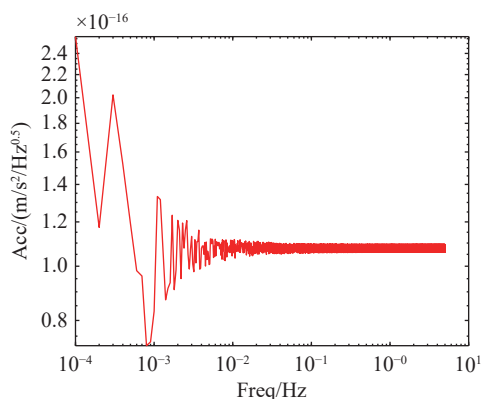


图 14 热致残余加速度噪声曲线

Fig. 14 Thermal residual acceleration noise curve

根据影响自引力扰动的动态因素分析,本次动态仿真中影响自引力扰动的因素考虑了检验质量相对电极笼的运动、移动光学组件的转动以及燃料的消耗。与动态仿真相比,静态噪声累加计算方法中自引力的计算未考虑燃料消耗和移动光学组件的运动,直接赋了自引力噪声常值功率谱密度。经过动态全链路的仿真,发现耦合动力学后,引起的自引力噪声远大于之前的预估。初步猜测低频自引力噪声变大,是由燃料消耗、MOSA 角运动,这两项因素引起的,这两项因素在动态仿

真中的计算流程如图 17 所示。

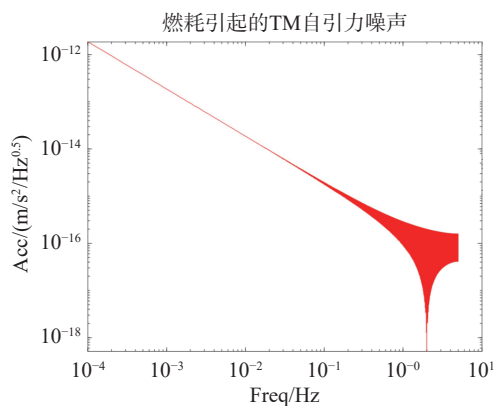


图 15 燃料消耗引起的自引力噪声结果

Fig. 15 Self-gravity noise results induced by fuel consumption

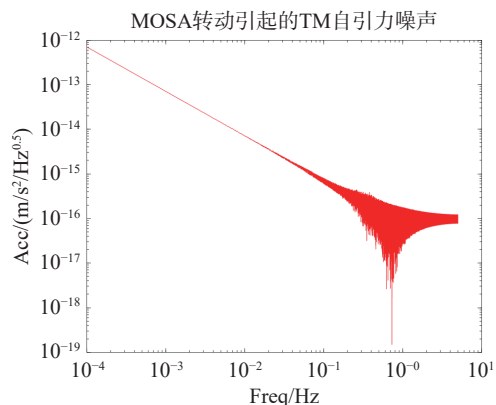


图 16 MOSA 转动引起的自引力噪声结果

Fig. 16 Self-gravity noise results induced by MOSA rotation

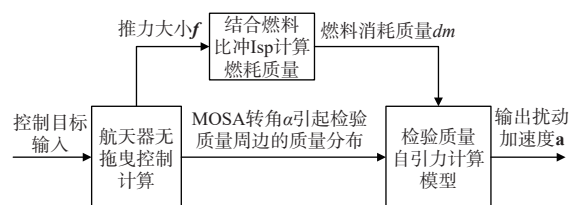


图 17 燃料与 MOSA 运动引起的自引力实时计算示意图

Fig. 17 Real-time self-gravity calculation schematic for fuel consumption and MOSA motion

当不考虑燃料消耗、移动光学组件运动时,灵敏度仿真曲线如图 18 所示。由图中灵敏度变化曲线可以看出,此时的灵敏度与预期基本一致。因此,可以确定低频段灵敏度变差是由燃料消耗、MOSA 运动产生的自引力变化导致的。因为根据灵敏度模型,残余加速度噪声是影响低频段灵敏度的主要因素,而持续的燃料消耗会导致气瓶方向的引力持续减小,MOSA 运动同样会使

得检验质量受到的引力持续增大或减小,从而引起检验质量在低频段的自引力加速度噪声变大。

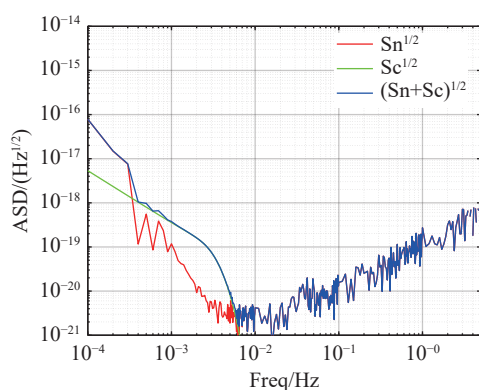


图 18 不考虑燃料消耗与 MOSA 运动后的灵敏度仿真曲线

Fig. 18 Sensitivity curve without considering fuel consumption and MOSA motion

该问题需要在后续工程实施中考虑并解决。其中燃烧引起的自引力变化,可以拟通过如下方式解决:首先是在航天器设计研制阶段,优化燃料在航天器中的布局与使用策略,本次仿真中采用了单个气瓶的燃料使用策略;其次,根据无拖曳控制动力学输出的微推大小结合微推比冲的精密标定,识别燃烧的质量变化,在工程研制阶段,对微推进行精确标定,在轨工作期间根据气瓶与检验质量间的几何关系,计算扣除燃烧引起的自引力扰动;第三是在工程研制阶段,对压力传感、温度传感器进行精确标定,在轨工作期间根据贮箱压力和温度的传感测量计算出燃料的质量消耗,从而扣除燃烧引起的自引力噪声,这就需要对工程实施时的压力传感精度、温度测量精度等提出要求。对于 MOSA 运动引起的自引力变化,可针对不同 MOSA 转角条件下检验质量所受的自引力加速度及刚度变化,开展优化设计或在轨辨识,从而在科学数据处理阶段依据辨识结果进行相应的数据扣除。

综上所述,全链路动态仿真结合了无拖曳控

制动力学与多物理场实时变化过程,更真实地模拟了探测系统的在轨动态探测过程。通过动态全链路仿真,识别出了燃料消耗、望远镜夹角运动等动态因素下残余加速度噪声远超预期,大幅降低探测灵敏度的问题。究其原因,前人在研究过程中主要进行了静态噪声分析,而忽略了在轨运行过程中的实际动态因素带来的耦合影响,因此构建动态全链路仿真系统是必要且可行的,对于工程实施和任务顺利开展具有极大的意义。结合动态仿真发现的问题,本文提出了自引力噪声扣除的初步想法,这对于后续引力波探测航天器设计优化与探测数据处理具有极为重要的价值。

## 4 结 论

本文针对空间引力波探测中多物理场及相关噪声与控制系统动态耦合的问题,设计并实现了一套全链路动态仿真系统。该系统采用“多物理场演化→全链路噪声生成→无拖曳控制响应→多物理场更新”的闭环架构,包含航天器多物理场仿真、全链路噪声仿真、无拖曳控制仿真及数据处理分析等模块。仿真结果表明,系统的关键噪声由物理场状态经物理模型实时映射生成,能够自然捕捉静态模型无法反映的动态耦合效应,其中 MOSA 运动与燃料消耗引起的自引力加速度扰动,在观测频段内可以达到  $10^{-13} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$  量级以上,需通过高精度在轨标定与数据扣除等方式予以抑制。所构建的系统不仅为空间引力波探测的任务设计、噪声溯源与灵敏度评估等提供了高保真度仿真平台,也为后续半物理仿真与指标动态追溯等奠定了技术基础。下一步工作将结合工程实际对所提自引力动态耦合噪声抑制方案进行定量评估,以为后续的任务设计和数据处理提供更实质性的指导,并进一步纳入高精度动力学、更多物理场以及时间延迟干涉(TDI)数据处理等,以不断提升系统的完备性与仿真保真度。

## 参考文献:

- [1] 罗子人,白珊,边星,等. 空间激光干涉引力波探测[J]. 力学进展, 2013, 43(4): 415-447.  
LUO Z R, BAI SH, BIAN X, *et al.*. Gravitational wave detection by space laser interferometry[J]. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(4): 415-447. (in Chinese).
- [2] ABBOTT B P, ABBOTT R, ABBOTT T D, *et al.*. Observation of gravitational waves from a binary black hole merger[J]. *Physical Review Letters*, 2016, 116(6): 061102.

- [3] WANNER G. Space-based gravitational wave detection and how LISA Pathfinder successfully paved the way[J]. *Nature Physics*, 2019, 15(3): 200-202.
- [4] DANZMANN K, RÜDIGER A. LISA technology—concept, status, prospects[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, 20(10): S1-S9.
- [5] PRINCE T A, TINTO M, LARSON S L, *et al.* LISA optimal sensitivity[J]. *Physical Review D*, 2002, 66(12): 122002.
- [6] LUO Z R, GUO Z K, JIN G, *et al.* A brief analysis to Taiji: science and technology[J]. *Results in Physics*, 2020, 16: 102918.
- [7] LUO Z R, WANG Y, WU Y L, *et al.* The Taiji program: a concise overview[J]. *Progress of Theoretical and Experimental Physics*, 2021, 2021(5): 05A108.
- [8] LYU M H, ZHU L, QU SH B, *et al.* A finite element method for high-precision calculation of spacecraft self-gravity effects in gravitational wave detection[J]. *Acta Astronautica*, 2025, 235: 215-222.
- [9] BOND C, BROWN D, FREISE A, *et al.* Interferometer techniques for gravitational-wave detection[J]. *Living Reviews in Relativity*, 2016, 19(1): 3.
- [10] 王娟, 齐克奇, 王少鑫, 等. 面向空间引力波探测的激光干涉技术研究进展及展望[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2024, 54(7): 270405.  
WANG J, QI K Q, WANG SH X, *et al.* Advance and prospect in the study of laser interferometry technology for space gravitational wave detection[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2024, 54(7): 270405. (in Chinese).
- [11] 柯俊. 空间惯性传感器中检验质量噪声的理论建模与仿真研究[D]. 武汉: 中国地质大学, 2024.  
KE J. *Theoretical modeling and simulation for the test mass noise of space inertial sensors*[D]. Wuhan: China University of Geosciences, 2024. (in Chinese).
- [12] LIU H SH, WANG J, TAO W, *et al.* Recent development of the laser interferometer for Taiji space gravitational wave detection[J]. *Research*, 2026, 9: 1252.
- [13] 方子若, 朱振才, 蔡志鸣, 等. 空间引力波探测航天器光学测距噪声链路指标优化[J]. 中国光学(中英文), 2025, 18(3): 568-582.  
FANG Z R, ZHU ZH C, CAI ZH M, *et al.* Optimization of optical metrology noise link metrics for space-based gravitational wave detection spacecraft[J]. *Chinese Optics*, 2025, 18(3): 568-582. (in Chinese).
- [14] 刘河山, 王娟, 高瑞弘, 等. 太极二号干涉仪系统噪声与指标分解[J]. 空间科学学报, 2025, 45(4): 1047-1057.  
LIU H SH, WANG J, GAO R H, *et al.* Noise and index decomposition of Taiji-2 interferometer system[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2025, 45(4): 1047-1057. (in Chinese).
- [15] SONG J, FAN W T, FANG S J, *et al.* Optimized design of a gravitational wave telescope system based on pupil aberration[J]. *Applied Optics*, 2024, 63(7): 1815-1821.
- [16] SHEN J, WANG SH X, QI K Q, *et al.* The suppression effect of an imaging system on the geometric tilt-to-length coupling in a test mass interferometer[J]. *Photonics*, 2024, 11(7): 638.
- [17] 崔新旭, 方超, 王智. 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, 43(19): 1912001.  
CUI X X, FANG CH, WANG ZH. Influence of installation and adjustment error of gravitational wave telescope on TTL noise[J]. *Acta Optica Sinica*, 2023, 43(19): 1912001. (in Chinese).
- [18] KULKARNI S. *Technology development for ground verification of dimensional stability of the LISA telescope*[D]. Gainesville: University of Florida, 2022.
- [19] SUMNER T J, MUELLER G, CONKLIN J W, *et al.* Charge induced acceleration noise in the LISA gravitational reference sensor[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2020, 37(4): 045010.
- [20] 柴国志, 黄亮, 乔亮, 等. 星上剩磁对惯性传感器的影响[J]. 中国光学, 2019, 12(3): 515-525.  
CHAI G ZH, HUANG L, QIAO L, *et al.* Effect of the on-board residual magnetism on inertial sensors[J]. *Chinese Optics*, 2019, 12(3): 515-525. (in Chinese).
- [21] SALA L. *Residual test mass acceleration in LISA Pathfinder: in-depth statistical analysis and physical sources*[D]. Trento: University of Trento, 2023.
- [22] ZHANG H Y, XU P, YE Z Q, *et al.* A systematic approach for inertial sensor calibration of gravity recovery satellites and its application to Taiji-1 mission[J]. *Remote Sensing*, 2023, 15(15): 3817.
- [23] BARKE S, WANG Y, ESTEBAN DELGADO J J, *et al.* Towards a gravitational wave observatory designer: sensitivity limits of spaceborne detectors[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2015, 32(9): 095004.



- [24] ROBSON T, CORNISH N J, LIU CH. The construction and use of LISA sensitivity curves[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2019, 36(10): 105011.
- [25] HANNEN V M, SMIT M, HOYNG P, *et al.*. End-to-end simulations for the LISA Technology Package[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, 20(10): S261-S271.
- [26] DU M H, WANG P CH, LUO Z R, *et al.*. Towards realistic detection pipelines of Taiji: new challenges in data analysis and high-fidelity simulations of space-based gravitational wave antenna[J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2026, 69(4): 249501.
- [27] 汤宁标, 杨中光, 余贤圣, 等. 空间引力波探测器自引力分析与建模方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2024, 46(12): 4083-4090.
- TANG N B, YANG ZH G, YU X SH, *et al.*. Self-gravity analysis and modeling method of space gravitational wave detector[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2024, 46(12): 4083-4090. (in Chinese).
- [28] 高志勇, 王上, 王智. 基于 FEM 的引力参考传感器自引力计算与补偿[J]. *中国空间科学技术 (中英文)*, 2024, 44(2): 89-97.
- GAO ZH Y, WANG SH, WANG ZH. Calculation and compensation of self-gravity for gravitational reference sensor based on finite element method[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2024, 44(2): 89-97. (in Chinese).
- [29] FAN Z CH, JIANG ZH Y, WEI SH L. Nijboer-Zernike approach for far-field propagation simulations in space-based gravitational wave detector[J]. *Optics & Laser Technology*, 2026, 193: 114266.
- [30] 冯建朝, 张晓峰, 梁鸿, 等. 太极二号卫星精密热控关键技术及试验验证[J]. *宇航学报*, 2023, 44(1): 132-142.
- FENG J CH, ZHANG X F, LIANG H, *et al.*. Key technology and experimental verification of precision thermal control of Taiji-2 satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(1): 132-142. (in Chinese).
- [31] TANG N B, FANG Z R, YANG ZH G, *et al.*. Neural network-based self-gravity modeling via mechanism decomposition in space gravitational wave detection[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2026, 169: 111508.
- [32] LIU Y, SHI X J, YANG W ZH, *et al.*. A precise magnetic modeling method for scientific satellites based on a self-attention mechanism and Kolmogorov-Arnold Networks[J]. *Astronomical Techniques and Instruments*, 2025, 2(1): 1-9.
- [33] 方子若, 侍行剑, 陈琨, 等. 引力波探测航天器噪声分解及电磁力噪声仿真[J]. *深空探测学报 (中英文)*, 2023, 10(3): 334-342.
- FANG Z R, SHI X J, CHEN K, *et al.*. Gravitational wave detection spacecraft noise decomposition and electromagnetic force noise simulation[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, 10(3): 334-342. (in Chinese).
- [34] 王少鑫, 郭伟川, 赵平安, 等. 空间引力波探测惯性传感器及其关键技术[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2024, 54(7): 270404.
- WANG SH X, GUO W CH, ZHAO P A, *et al.*. Inertial sensor for space gravitational wave detection and its key technologies[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2024, 54(7): 270404. (in Chinese).
- [35] 范一迪, 王鹏程, 卢苇, 等. 双检验质量无拖曳卫星鲁棒控制[J]. *深空探测学报 (中英文)*, 2023, 10(3): 310-321.
- FAN Y D, WANG P CH, LU W, *et al.*. Robust controller design for drag-free satellites with two test masses[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, 10(3): 310-321. (in Chinese).
- [36] 苟兴宇, 王丽娇, 许现民, 等. 位移无拖曳控制的动力学协调条件研究[J]. *宇航学报*, 2024, 45(4): 540-549.
- GOU X Y, WANG L J, XU X M, *et al.*. Study on dynamic coordination condition of displacement drag-free control[J]. *Journal of Astronautics*, 2024, 45(4): 540-549. (in Chinese).
- [37] YUE CH L, JIAO B H, DANG ZH H, *et al.*. A review on DFACS (II): modeling and analysis of disturbances and noises[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(5): 120-147.
- [38] WANG J H, GUO X, MA ZH J, *et al.*. A low fuel-consumption drag-free tracking approach for space-based gravitational wave detection satellite[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2024, 60(2): 1545-1555.
- [39] VIDANO S, NOVARA C, COLANGELO L, *et al.*. The LISA DFACS: a nonlinear model for the spacecraft dynamics[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106313.

## 作者简介:



蔡志鸣 (1984—), 男, 浙江温州人, 博士, 正高级工程师, 2025 年于浙江大学获得博士学位, 主要从事空间科学卫星系统设计等方面的研究。E-mail: [caizm@microstate.com](mailto:caizm@microstate.com)