

引力波探测航天器噪声分解及电磁力噪声仿真

方子若^{1,2}, 侍行剑^{1,2}, 陈琨^{1,2}, 陈雯^{1,2}, 蔡志鸣¹

(1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201306; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 针对引力波探测仪器灵敏度问题, 首先明确了“太极计划”航天器光程测量噪声与检验质量残余加速度噪声的顶层指标; 逐级分解了系统噪声, 分解出的噪声包含光程测量噪声共26项, 残余加速度噪声共21项; 以电磁力噪声为例完成了详细的建模工作, 设计仿真系统并进行计算, 验证了航天器设计方案的工程可行性。仿真表明: 采用现有工程技术水平可以实现的参数指标、或者按照关键技术路线图发展后的参数指标, 计算得到的电磁力总噪声可以满足引力波探测任务要求。研究成果为后续其它噪声项的仿真计算提供了框架, 并且为航天器系统指标体系优化奠定了基础。

关键词: 引力波探测; 电磁力; 噪声模型; 指标体系; 太极计划

中图分类号: O4:P1;V3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)03-0334-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230013

引用格式: 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.

Reference format: 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.

引言

引力波的发现填补了爱因斯坦广义相对论最后一块缺失的拼图, 也为人类探索宇宙打开了新的窗口, 对物理学、天文学的发展具有重要意义。宇宙中存在极为丰富的引力波源, 具有极大的科学研究价值。由欧洲航天局(European Space Agency, ESA)主导的激光干涉空间天线^[1](Laser Interferometer Space Antenna, LISA)项目是国际上最早提出且发展较为成熟的空间引力波探测计划。此外, 国外还有一些概念研究如天体动力学相对论试验^[2]激光天文动力学引力波探测任务(Astrodynamical Space Test of Relativity using Optical Devices, ASTROD-GW)、中频干涉引力波天文台^[3](DECi-hertz Interferometer Gravitational wave Observatory, DECIGO)、“大爆炸观测者”^[4](Big Bang Observer, BBO)等。国内空间引力波探测项目现有两个^[5], 分别是由中山大学主导的“天琴计划”(Tianqin)^[6]和中国科学院主导的“太极计划”(Taiji)^[7]。

其中“太极计划”预期发射3颗卫星组成边长为300万km的等边三角形编队, 与LISA方案类似, 在位于地球距离约5 000万km的轨道上绕日运行, 同时卫星

所构成的平面与黄道面之间保持约60°夹角。要求引力波探测航天器能在百万km级的距离下实现pm级(1 pm = 10⁻¹² m)的测量, 包含两个最顶层的功能: 实现激光干涉测量和无拖曳控制, 对应干涉测量系统和干扰抑制系统^[12]。两个系统中光程测量噪声和残余加速度噪声是影响航天器整体性能与灵敏度的关键性干扰因素^[14]。进行合理的噪声分解, 设定工程可行的各噪声指标并下达至各个子系统和载荷单位执行, 是在研制过程中使航天器系统能达到预期性能的重要保证。

国际上LISA团队在引力波探测航天器指标体系构建方面已有长期研究, 并提出了初步的静态全链路噪声模型。多年来LISA公布过部分相关文档和分析工具如LISA CODE、Gravitational Wave Observatory Designer等, 但主要面向探测灵敏度与波源等科学应用, 无详细噪声模型与参数, 且仅采用噪声的静态累加分析方法。2015年, LISA“探路者号”^[19,26,29-32](LISA Pathfinder, LPF)发射, LISA科学团队根据在轨数据对部分科学仪器噪声模型进行了验证, 并公布了超出设计指标的结果, 但并未公布噪声模型。国内“天琴计划”开展了航天器系统主要噪声建模工作, 并发射了“天琴一号”卫星进行了部分验证。“太极计划”对链路

收稿日期: 2023-01-30 修回日期: 2023-03-10

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2020YFC2200901); 中国科学院战略性先导科技专项资助项目(XDA15021101)

中激光测量系统及惯性传感系统的主要噪声进行了初步建模, 同样发射了“太极一号”卫星, 并在轨验证了激光干涉仪、惯性传感器、微牛级电推进、超静超稳航天器噪声模型^[8-9]。目前, “太极二号”也已完成了相关的技术攻关^[10-11]。

国内两个计划均处于起步阶段, 在噪声模型与指标体系方面还需进一步开展研究。需根据引力波探测计划的具体科学目标与任务需求完成航天器噪声的细致分解, 构建详细的噪声模型, 确定合理的模型参数, 并最终实现噪声的动态分析, 完成指标体系设计。本文针对“太极计划”航天器的设计展开研究, 通过噪声分解、建模、仿真等工作, 得到了符合“太极计划”需求的部分噪声模型与指标体系, 是航天器指标体系优化的第一步。

本文首先对“太极计划”的科学及任务目标进行描述, 明确其任务需求。基于航天器的任务需求, 分析并梳理干涉测量系统中的各项光程测量噪声项和干扰抑制系统中的各项加速度噪声项。着重分析电磁力噪声部分, 建立电场磁场对加速度噪声的干扰模型, 设计仿真系统并完成仿真计算, 完成电磁力噪声指标的验证工作。

1 “太极计划”任务目标与需求

空间引力波探测面向毫赫兹频段, 该频段包括由超大或中等质量黑洞双星并合、极端或中等质量比黑洞双星绕转、银河系内致密双星旋转等事件产生的波源, 包含丰富的宇宙信息, 有助于对宇宙大尺度结构的形成与演化, 星系的并合与演化等问题进行研究^[7,13]。

“太极计划”的任务目标是使用一枚运载火箭将3颗航天器组合体送入地球逃逸轨道, 航天器利用自身轨道机动能力经历400天左右进入科学任务轨道完成三星激光建链编队, 实现五年以上的空间引力波持续探测。

为了实现科学目标以及任务目标所需的观测性能, 引力波探测仪器灵敏度要求达到 $10^{-20}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级, 其模型^[14]如式 (1)

$$S_n(f) = \frac{10}{3L^2} \left(P_{\text{oms}} + 2 \left(1 + \cos^2 \left(\frac{f}{f_*} \right) \right) \frac{P_{\text{acc}}}{(2\pi f)^4} \right) \left(1 + \frac{6}{10} \left(\frac{f}{f_*} \right)^2 \right) + S_c(f) \text{Hz}^{-1} \quad (1)$$

其中: $S_{c(f)}$ 表示无法分辨的系内双星贡献的等效噪声; L 是星间干涉仪天线臂长, 即两两航天器之间距离。 f 是频率, f_* 是传递频率, P_{oms} 表示光程测量噪声, P_{acc} 表示残余加速度噪声。

标称干涉仪天线臂长决定了引力波探测系统的高频部分灵敏度^[15-16], 对于频率大于 $f_* = c/2\pi L$ 的引力

波, 探测系统灵敏度下降。温度噪声和其他对检验质量的干扰决定了引力波探测系统的低频部分灵敏度。因此在探测系统干涉仪天线臂长确定后, 为了实现探测的高灵敏度需求, 光学测量噪声值、检验质量残余加速度噪声值都需要控制在一定的范围内。此外, 系统中各噪声之间存在高度耦合、传递复杂的特点, 其中有不同物理因素之间的互相影响, 也有同一物理因素经过不同传递路径后的影响等, 要求从系统的角度进行全链路噪声的建模工作。此时常规航天器的微弱噪声已成为全链路噪声不可忽略的组成部分^[10]。

结合现有的航天工程技术, 以及“太极计划”航天器系统仪器灵敏度模型, 分析得到以下顶层任务需求^[17]。

需求 1: 测量基线标称长度 $3 \times 10^9 \text{ m}$

需求 2: 测量基线单向测距噪声在 $10 \text{ mHz} \sim 0.1 \text{ Hz}$ ($0.01 \sim 0.1 \text{ Hz}$) 内小于等于 $(8 \times 10^{-12})^2 \left(1 + \left(\frac{2 \text{ mHz}}{f} \right)^4 \right) \text{ m}^2 \cdot \text{Hz}^{-1}$

需求 3: 检验质量在测量基线方向残余加速度噪声在 $10 \text{ mHz} \sim 0.1 \text{ Hz}$ ($0.01 \sim 0.1 \text{ Hz}$) 内小于等于 $(3 \times 10^{-15})^2 \left(1 + \left(\frac{f}{8 \text{ mHz}} \right)^4 \right) \left(1 + \left(\frac{0.1 \text{ mHz}}{f} \right)^4 \right) \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-4} \cdot \text{Hz}^{-1}$

2 噪声分解

针对上述对噪声的顶层任务需求, 结合航天器系统的组成, 如图1, 实现光学测量噪声和残余加速度噪声的分解, 进而可完成全链路噪声的建模工作。“太极计划”中每个航天器 (Spacecraft, S/C) 上都配置了一套无拖曳控制系统, 两套激光干涉测量系统, 两套引力参考传感器 (Gravitational Reference Sensor, GRS)

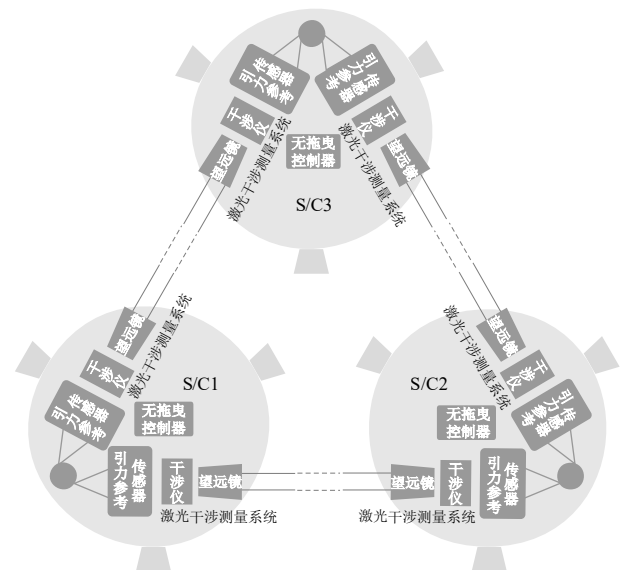


图 1 航天器系统组成

Fig. 1 Components of spacecraft systems

系统，一套微推进系统。激光干涉测量系统由超稳激光器、科学干涉仪光学平台、激光收发望远镜和相位计（电子学系统）组成。每个GRS包含一个检验质量，被包围在一个电极笼内，电极笼内有检验质量位置的电容读出所需要的电极。GRS还包含敏感结构、电容传感和静电伺服控制、锁紧和释放机构、电荷管理单元以及真空腔等内部单机。

在干涉测量系统中，基于激光干涉测量链路，从激光产生、发射、传播、接收、处理的各个环节分析整个链路测距噪声的来源。在干扰抑制系统中，基于影响检验质量残余加速度的物理机制，分析直接作用于检验质量的力干扰、执行噪声以及无拖曳控制等带来的耦合干扰。自顶向下逐级进行噪声项的梳理工

作，实现噪声分解。

2.1 干涉测量系统

在科学探测期间，一条激光链路两端的检验质量之间，通过一套干涉测量仪器测量得到两端航天器之间距离变化、两端检验质量与所属航天器间距离变化，基于此完成单向测距噪声的分析和分解工作。一套干涉测量仪器，如图2，包含一台星间干涉仪，用于确定本地光学组件相对于远端航天器光学组件的相对位移和相对姿态，以及一台星内干涉仪，来确定检验质量相对于光学组件的相对位移和相对姿态，此外还有一台参考干涉仪，包含无任何额外运动的相对光程噪声，作为参考用于降低上述两干涉仪的光程噪声。

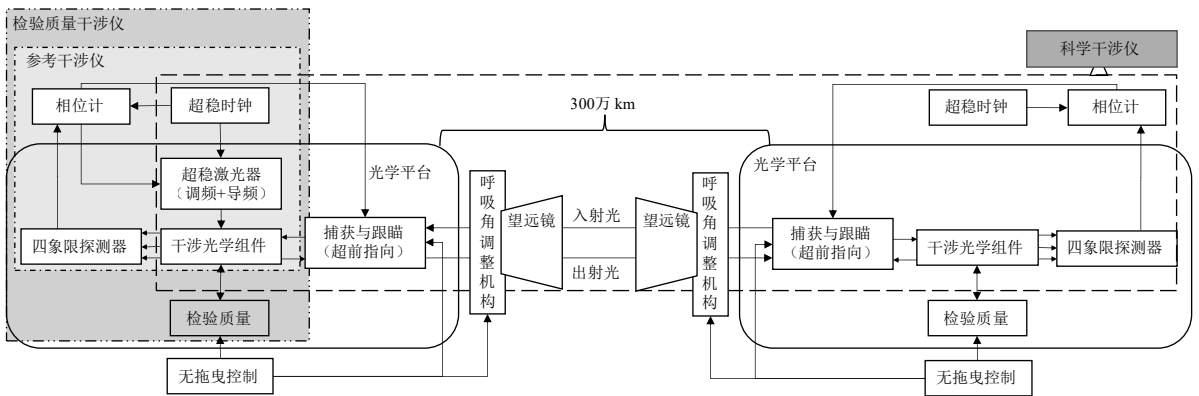


图2 干涉测量系统

Fig. 2 Interferometric measurement system

单向基线距离测量噪声主要为航天器干涉仪工作产生的噪声，包含星间干涉仪经时间延迟干涉^[21]（Time-Delay Interferometry, TDI）数据处理后噪声和航天器星内干涉仪噪声，针对这两部分展开分析，最终完成从发射到处理整个光链路在多物理场作用下随时空变化的光学测量噪声分解^[18]。基线距离测量噪声分解参见图3。

的拍频信号。如图4所示，测距噪声主要有读出噪声^[19]、时钟波动噪声^[20]、测量噪声、光程波动噪声^[22]四大类噪声。

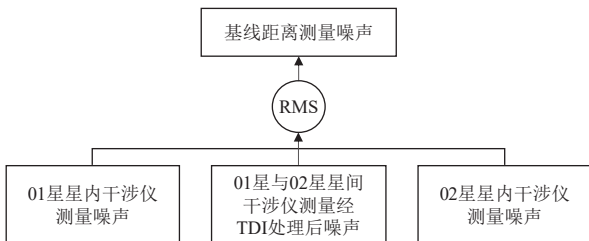


图3 基线距离测量噪声分解

Fig. 3 Baseline distance measurement noise decomposition

2.1.1 星间干涉仪距离测量噪声分解

星间干涉仪测距噪声是测量激光链路两端航天器光学平台间的距离变化信息时产生，此时测量的是从远端航天器接收到的激光与作为本振的参考激光之间

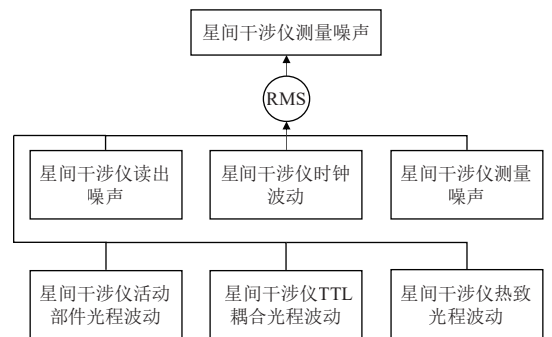


图4 星间干涉仪测量噪声分解

Fig. 4 Intersatellite interferometer measurement noise decomposition

结合干涉仪设计，星间干涉仪读出噪声进一步分解为激光散粒噪声、激光相对强度噪声、探测电子学噪声和杂散光影响产生的噪声等；基于导频技术分析得到，星间干涉仪时钟波动噪声由边带信号读出噪声、电子器件时钟抖动噪声、电光调制器噪声、光纤放大器噪声组成，还包括电缆温度漂移噪声、光纤温

度漂移噪声等; 星间干涉仪测量噪声包括相位计检相噪声和星间干涉仪TDI处理后激光频率噪声。

结合与无拖曳控制相关的航天器指向偏斜 (Tilt To length, TTL)、调节机构偏差、测试质量旋转平移误差、热致形变等因素, 分析光程变化噪声。其中星间干涉仪活动部件光程波动噪声来自于超前指向机构的光程波动。星间干涉仪TTL耦合光程波动噪声与望远镜波前误差、口径、出射激光指向静差、出射激光指向抖动有关, 同时出射激光指向又受超前指向机构和卫星姿态的影响。星间干涉仪热致光程波动噪声来自于热致背向链路 (Backlink) 光纤延迟非对称、望远镜形变、光学平台基座形变、光学平台部件参数等变化问题带来的光程波动。

星上温度波动^[23]对干涉仪造成的影响会引入光程测量噪声, 因此在设计阶段应尽可能的调整工程参数使得在科学测量频段内温度能够保持稳定。参数包括光学平台总光程、热膨胀系数, 光学平台上部件总光程、热膨胀系数、折射率、折射率温度变化系数、望远镜总光程、热膨胀系数等实际工程指标, 结合航天器的设计建立整星温度场模型, 集成温度场对光程测量噪声的干扰模型, 可得到热致光程波动噪声模型, 作为开展后续验证与优化工作的基础。

2.1.2 星内干涉仪距离测量噪声分解

星内干涉仪测距噪声在检验质量干涉仪测量检验质量相对于光学平台距离变化时产生, 此时测量的是本地发射的部分激光与作为本振的参考激光之间的拍频信号。

星内干涉仪读出噪声分解可类比于星间干涉仪读

出噪声的分解, 见图5。星内干涉仪测量噪声主要来自于相位计检相噪声, 星内热致光程波动噪声较星间热致光程波动噪声而言不包含热致望远镜形变带来的噪声。此外, 星内干涉仪活动部件光程波动噪声可分解为检验质量转动光程波动噪声和检验质量平动光程波动噪声。

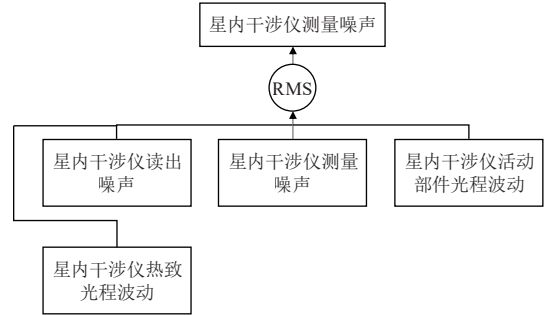


图 5 星内干涉仪测量噪声分解
Fig. 5 In-satellite interferometer measurement noise decomposition

2.2 干扰抑制系统

为了实现检验质量尽可能不受干扰的运动, 需要传感器、执行器和控制律共同设计, 通过控制律将传感器和执行器结合在一起, 以满足科学探测期间的干扰和指向需求。每套干扰抑制系统^[24]包含两台GRS、一套微推进器和一套无拖曳控制系统, 见图6。存放检验质量的GRS是实现检验质量尽可能不受干扰运动的核心, 它用于提供感知和驱动检验质量相对航天器的位置和方向。微牛顿推进器用于控制航天器的位置和方向。无拖曳控制系统通过控制算法生成控制律用于无拖曳操作并实现将激光光束指向远处航天器。

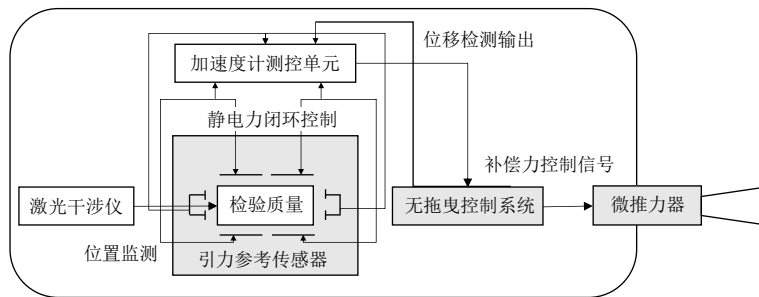


图 6 干扰抑制系统
Fig. 6 Disturbance reduction system

每个科学航天器上的两个测试质量分别对应一台 GRS, 它的敏感轴方向是指平行于本地望远镜的视轴, 指向远端航天器检验质量的方向。干扰抑制系统让航天器沿敏感轴方向跟随检验质量运动, 保证检验质量在敏感轴方向的自由悬浮。同时在静电力闭环中控制检验质量的平动和转动, 与敏感轴方向存在轴间耦合。因此, 可以将干扰抑制系统的噪声^[25]分解为敏

感轴方向检验质量残余加速度噪声和轴间耦合检验质量残余加速度噪声, 见图7。

由于轴间耦合检验质量残余加速度噪声非常微弱, 不再继续分解。分析可知敏感轴方向检验质量残余加速度噪声受到电磁、引力、结构、光电、高能物理等影响^[26-27], 可进一步分解如图8所示。

自引力噪声包括最接近检验质量的GRS自引力波

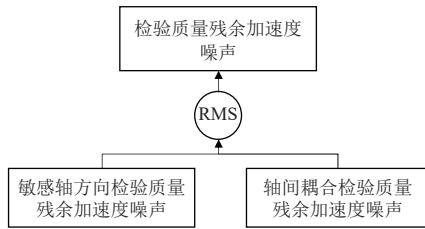


图7 检验质量残余加速度噪声分解

Fig. 7 Test mass residual acceleration noise decomposition

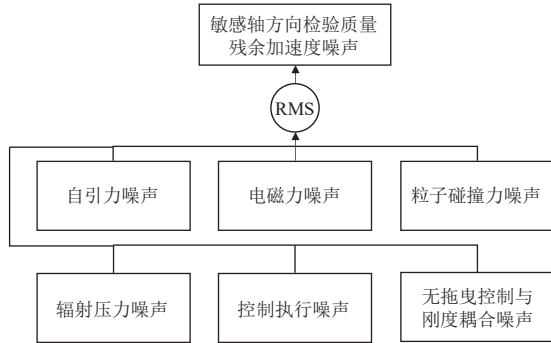


图8 敏感轴方向检验质量残余加速度噪声分解

Fig. 8 Sensitive axis orientation residual acceleration noise decomposition

动以及其它航天器部分自引力波动产生的噪声。粒子碰撞力噪声包括银河射线碰撞、辐射计效应、残余气体碰撞、出气效应带来的噪声；辐射压力噪声分解为热辐射压噪声以及激光功率不稳定性导致的噪声；控制执行噪声包括驱动信号数字分辨噪声和电极笼热形变噪声；无拖曳控制与刚度耦合噪声由自引力刚度耦合噪声、磁刚度耦合噪声、直流偏置刚度耦合噪声和检验质量充电刚度耦合噪声组成。

电磁力噪声可分解为波动磁力噪声、涡流阻尼噪声、磁杂质噪声、直流偏置噪声、直流偏置与检验质量充电噪声、波动电场噪声、奈奎斯特噪声与直流偏置噪声、洛伦兹力噪声等。航天器在检验质量处的磁场、磁场梯度、磁场波动、磁场梯度波动，GRS真空腔在检验质量处磁场梯度等，可作为后续电磁力噪声模型构建时指标参数。

3 电磁力模型建立与仿真

完成系统噪声分解后，结合航天器平台与有效载荷的设计，构建各噪声项模型，自底向上得到整星的灵敏度模型。受航天器系统影响，太极任务需要整个系统具有极为洁净的电、磁环境，在多物理场的全链路模型中磁场占据着重要的地位。本文以电磁力噪声部分模型为例，根据物理学理论，建立电磁力噪声分解后各噪声项的解析模型，组合得到电场磁场对检验质量残余加速度噪声的干扰模型。明确模型的指标参数，根据现有的工程技术能力赋予参数变量初值，设

计仿真系统验证当前指标是否能够满足航天器系统要求。

3.1 电磁力噪声模型

电磁力是指处于电场磁场中的带电粒子受到的作用力。“太极计划”航天器在深空会受到星际磁场^[28]以及航天器自身所带电磁装置电场磁场的干扰，产生电磁力噪声^[29-32]。电磁力总噪声为以下各噪声项的数值之和，电磁力各噪声项的模型参数见表1。

表1 电磁力模型参数表^[1,29-30]

Table 1 Electromagnetic force model parameters

参数	含义	初值	单位
物理常数			
μ_0	真空磁导率	$1.256\ 6 \times 10^{-6}$	T·m/A
q_e	基本电荷量	$1.602\ 2 \times 10^{-19}$	C
k_B	玻尔兹曼常数	$1.380\ 6 \times 10^{-23}$	J/K
仿真参数			
f	频率点数组	$10^{-5} \sim 10^1$	Hz
检验质量参数			
χ	检验质量的总磁化率	3×10^{-6}	1
χ_0	检验质量的杂质磁化率	9×10^{-7}	1
$\delta\chi_0$	检验质量的杂质磁损失角	0.01	rad
m	检验质量的质量	1.95	kg
$ m_0 $	检验质量的剩磁矩	2×10^{-8}	A·m ²
$\delta m_0 $	检验质量的剩磁矩波动	0	A·m ² /√Hz
V	检验质量的体积	$9.733\ 6 \times 10^{-5}$	m ³
σ	检验质量的电导率	4.1×10^7	S/m
a	检验质量的边长	0.046	m
Q_0	检验质量的电荷量	$1.602\ 2 \times 10^{-12}$	C
δ_C	耗散角	1×10^{-5}	rad
v_r	检验质量相对航天器运动速度	1×10^{-3}	m/s
电极笼参数			
B	检验质量处磁感应强度	10^{-5} [0.57 0.57 0.57]	T
δB	检验质量处磁感应强度波动	$10^{-7} \sim 10^{-5}$	T/√Hz
∇B	检验质量处磁感应强度梯度	10^{-5} [0.866 0.866 0.866]	T/m
$\delta\nabla B_x$	检验质量处磁感应强度x分量梯度的波动	$10^{-8} \sim 10^{-6}$	T/m/√Hz
∇B_x	检验质量处磁感应强度x分量的梯度	10^{-5} [0.5 0.5 0.5]	T/m
T	电极笼内平均温度	290	K
C_x	x方向单个电极电容	1.15×10^{-12}	F
C_g	单个接地电极电容	3.477×10^{-12}	F
E_{dc}	气隙中直流电场偏置	50	V/m
D_E	电极笼内电场差	5	V/m
d_x	x方向电极与检验质量的间隙距离	0.004	m
其他			
λ	每秒入射到检验质量上的粒子数	99.948 7	1/s
δE	波动电场	$10^{-3} \sim 10^4$	V/m/√Hz

注：表中参数数值参考自文献，部分根据工程实际进行适应性修改

3.1.1 波动磁力

当磁场、磁场梯度或者磁矩发生波动时, 磁力也会发生波动, 波动磁力的计算公式如式(2)所示

$$\Delta F_{B_x} = \frac{\chi V}{\mu_0} (\delta \mathbf{B} |\nabla \mathbf{B}_x| + \delta \nabla \mathbf{B}_x |\mathbf{B}|) + |\mathbf{m}_0| \delta \nabla \mathbf{B}_x + \delta |\mathbf{m}_0| |\nabla \mathbf{B}_x| \quad (2)$$

其中: χ 表示检验质量的总磁化率; μ_0 表示真空磁导率; $|\mathbf{m}_0|$ 表示检验质量的剩磁矩, 则 $\delta |\mathbf{m}_0|$ 表示其波动; \mathbf{B} 表示检验质量处的磁感应强度, 则 $\delta \mathbf{B}$ 表示其波动; $\nabla \mathbf{B}_x$ 表示检验质量处磁感应强度 x 分量的梯度, 则 $\delta \nabla \mathbf{B}_x$ 表示其波动。将波动磁力除以检验质量的质量 m 可得到检验质量的加速度波动, 如(3)式

$$\Delta a_{B_x} = \frac{\delta F_{B_x}}{m} \quad (3)$$

3.1.2 直流偏置

检验质量上累积非零电荷、检验质量与电极笼不同区域功能不同都可能造成直流偏置的产生。由外部源产生的电场可产生刚度, 为了保持足够低的刚度, 需要限制在直流情况下的最大电场, 避免混合电介质损耗带来的热噪声, 并且最小化检验质量充电带来的力。热噪声幅值谱密度 (Amplitude Spectral Density, ASD) 如式(4)

$$S_{\text{Dbias}} = \frac{1}{m} \sqrt{\frac{8k_B T}{2\pi f C_x} \left(\frac{C_x C_g}{2C_x + C_g} \right)^2 \delta_C E_{\text{dc}}^2} \quad (4)$$

其中: f 为探测频段; k_B 为玻尔兹曼常数; T 表示电极笼内的平均温度; E_{dc} 表示气隙中的直流电场偏置; δ_C 为检验质量的耗散角; C_x 为 x 方向单个电极电容; C_g 表示单个接地电极电容。

3.1.3 直流偏置与检验质量充电

在电极之间的间隙中存在电场的情况下, 给检验质量充电时, 检验质量上的电荷就会产生力, 该力的 ASD 如式(5)

$$S_{\text{TMC}} = \frac{\sqrt{2}}{m} C_x D_E \frac{q_e}{2C_x + C_g} \frac{\sqrt{\lambda}}{2\pi f} \quad (5)$$

其中: D_E 表示电极笼内电场差; λ 表示每秒入射到检验质量上的粒子数。

3.1.4 波动电场

电荷与低频波动电压相互作用会产生波动力。波动电荷与直流电压相互作用产生波动力。泄露到电极笼中的任何波动电压都会产生低频力。

$$\delta a_{\text{FEF}} = \frac{1}{m} \frac{C_x}{2C_x + C_g} Q_0 \delta E \quad (6)$$

其中: Q_0 表示检验质量的电荷量; δE 表示波动电场。

3.1.5 奈奎斯特噪声与直流偏置

奈奎斯特噪声是由于热搅动导致检验质量内部的电荷载体达到平衡状态时的电子噪声。检验质量上累积的电荷会产生直流偏置, 该直流偏置会将奈奎斯特噪声转换为布朗噪声。噪声的 ASD 如式(7)所示, 其中 d_x 表示电极与检验质量的间隙距离。

$$S_{\text{Nyquist}} = \sqrt{\frac{8k_B T}{|2\pi f| m^2} \frac{C_x}{2C_x + C_g} \delta_C \frac{Q_0^2}{d_x^2}} \quad (7)$$

3.1.6 洛伦兹力 (Lorentz Force)

洛伦兹力指运动电荷在磁场中所受到的力。航天器在轨道上运行, 会穿过行星际磁场, 如果检验质量上带自由电荷, 就会产生洛伦兹力

$$S_{\text{LF}} = \left(\frac{Q_0}{m} \right) v_r \delta \mathbf{B} \quad (8)$$

其中, v_r 表示检验质量相对航天器运动速度。

3.1.7 磁杂质

在足够稳定的温度下, 多畴铁磁性材料的低频磁化噪声通常是由磁粘性引起的热噪声带来的。由于畴壁的热激活运动, 这种现象相当于在检验质量的初始线性磁化率中存在与频率无关的损耗角。如果检验质量中包含磁杂质, 就会对总磁化率产生影响, 进而影响对应的 ASD。

$$S_{\text{MI}} = |\nabla \mathbf{B}| \sqrt{\frac{4k_B T V}{2\pi f} \frac{1}{\pi} 2\delta\chi_0 \frac{\chi_0}{\mu_0}} \quad (9)$$

其中: $\nabla \mathbf{B}$ 为检验质量处磁感应强度梯度; χ_0 表示检验质量的杂质磁化率; $\delta\chi_0$ 为检验质量的杂质磁损失角。

3.1.8 涡流阻尼

涡流会造成布朗运动, 涡流引力的耗散带来了阻尼。当测试质量在非均匀场中移动时, 其内部会产生感应电流。产生的电流又被电阻率耗散, 从而通过从测试质量中吸收能量来阻碍测试质量的运动。根据标准波动耗散公式, 可以得到以下加速度 ASD 的预测结果。其中: a 表示检验质量的边长; σ 表示检验质量的电导率。

$$S_{\text{ECD}} = \sqrt{k_B T \frac{8\pi}{15} \left(\frac{a}{2} \right)^5 \sigma (\nabla_x \mathbf{B}_x)^2} \quad (10)$$

3.2 仿真系统设计与验证

由于空间引力波探测系统极高的灵敏度要求, 航天器系统的微弱噪声变得不可忽视, 且噪声存在来源多、耦合度高、传递复杂等特点, 需建立全链路噪声模型, 同时构建多物理场全链路噪声仿真系统, 通过

仿真计算验证航天器初步方案中的设计是否可以满足系统灵敏度要求。基于赋予的模型指标参数的初值,即为设计变量分配的指标,在仿真系统中计算得到各

级噪声项的仿真值,与预先分配的噪声指标进行比较,验证初始方案的可行性。仿真系统设计框图如图9所示。

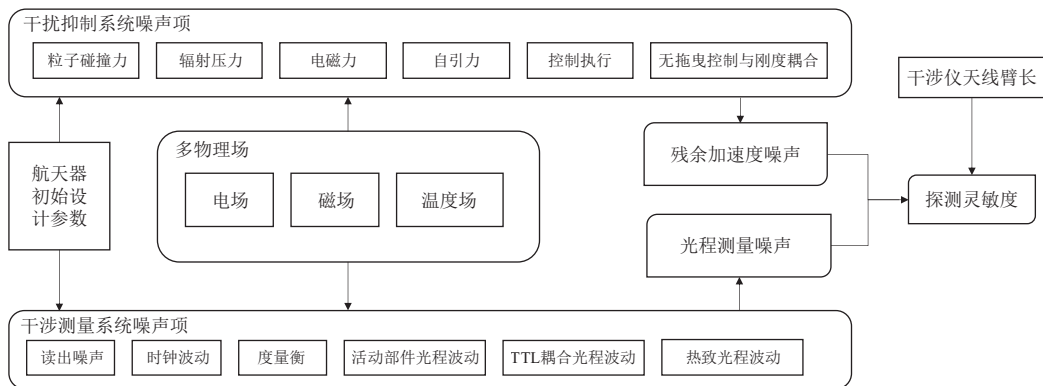


图9 仿真系统框图

Fig. 9 Simulation system block diagram

多物理场全链路噪声仿真系统,模拟航天器在受到磁场、电场和温度场的影响的情况下,完成科学观测时产生的噪声大小和系统探测灵敏度的计算。航天器干涉测量与干扰抑制两大系统,分别产生光程测量噪声与残余加速度噪声,都以航天器初始设计变量作为参数,体现着各噪声项之间的耦合关系。初始设计参数作为仿真系统的输入,如检验质量的质量、边长、激光器的激光波长、望远镜出射激光功率等。明确输入后,即可在全链路噪声模型中进行各项噪声的仿真计算,得到残余加速度噪声和光程测量噪声值,结合空间引力波探测航天器的干涉仪天线臂长度,获得系统的探测灵敏度。

本文以干扰抑制系统中的电磁力噪声为例进行了仿真计算。结合工程实际给电磁力噪声模型变量赋值,如表1所示,给定检验质量的杂质磁化率、检验质量的杂质磁损失角、检验质量的质量等变量的初值。运行仿真系统的电磁力噪声模块,得到当前方案下的电磁力总噪声值约为 $1.95 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$,具体的各项噪声值如表2所示,灵敏度曲线如图10所示。该仿真结果表明电磁力总噪声值小于顶层加速度噪声指标要求的 $3 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$,并留有充足余量供其它噪声项分配,说明当前航天器设计方案是可行的。

4 结束语

本文针对空间引力波探测“太极计划”的任务目标与顶层需求,进行噪声分解,得到光程测量噪声和残余加速度噪声各20余项。根据电磁力噪声的分解结果,建立各噪声项的解析模型并整合,通过仿真系统

表2 电磁力噪声仿真结果表 (1 mHz处)

Table 2 Electromagnetic noise simulation result (at 1 mHz)

噪声	值
波动磁力噪声	$0.957 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
直流偏置噪声	$0.118 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
直流偏置与检验质量充电噪声	$0.184 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
波动电场噪声	$0.182 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
奈奎斯特噪声与直流偏置噪声	$0.664 \text{ zm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
洛伦兹力噪声	$0.288 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
磁杂质噪声	$16.0 \text{ am} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
涡流阻尼噪声	$0.210 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$
总计	$1.95 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$

注: $1 \text{ fm} = 1 \times 10^{-15} \text{ m}$, $1 \text{ am} = 1 \times 10^{-18}$, $1 \text{ zm} = 1 \times 10^{-21} \text{ m}$

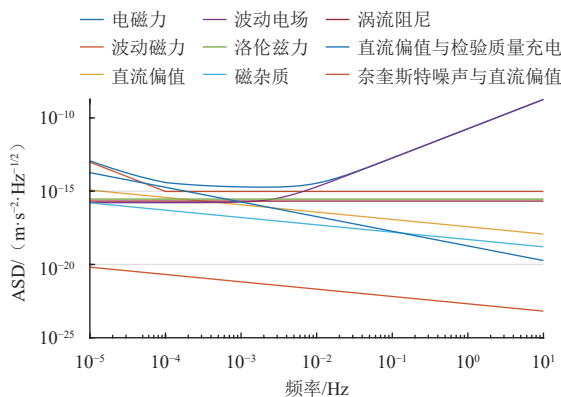


图10 电磁力噪声灵敏度曲线

Fig. 10 Electromagnetic field noise sensitivity curve

进行计算验证,得到电磁力总噪声计算结果为 $1.95 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ 。该结果表明,采用现有工程技术

水平可以实现的参数指标、或者按照关键技术路线图发展后的参数指标,如表1所示,电磁力部分可以满足引力波探测航天器系统要求。

在后续工作中,结合航天器平台和有效载荷的设计构建整星电场磁场模型,与本文电场磁场对检验质量残余加速度的干扰模型集成可得到整星级电磁力噪声模型。构建整星电场磁场模型将进一步明确航天器的设计变量并完成指标体系的构建,如通过检验质量周围分系统单机的布局设计实现检验质量处的磁场强度、磁场强度波动等指标。参考电磁力噪声模型框架,可快速实现其它噪声项的建模与仿真计算工作,完成全链路噪声模型和指标体系的构建。最后,在拥有整星级噪声模型的基础上开展指标体系优化工作,以达到探测科学目标的任务需求。

参 考 文 献

- [1] AMARO-SEOANE P, AUDLEY H, BABAK S, et al. Laser interferometer space antenna[J]. ArXiv preprint, 2017, 1702: 00786.
- [2] NI W T. ASTROD-GW: overview and progress[J]. *International Journal of Modern Physics D*, 2013, 22(1): 1341004.
- [3] KAWAMURA S, NAKAMURA T, ANDO M, et al. The Japanese space gravitational wave antenna—DECIGO[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2006, 23(8): S125.
- [4] HARRY G M, FRITSCHEL P, SHADDOCK D A, et al. Laser interferometry for the big bang observer[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2006, 23(15): 4887.
- [5] GONG Y, LUO J, WANG B. Concepts and status of Chinese space gravitational wave detection projects[J]. *Nature Astronomy*, 2021, 5(9): 881-889.
- [6] 罗俊, 艾凌皓, 艾艳丽等. 天琴计划简介[J]. 中山大学学报(自然科学版), 2021, 60(1-2): 1-19.
LUO J, AI L H, AI Y L, et al. A brief introduction to the TianQin project[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(1-2): 1-19.
- [7] 罗子人, 张敏, 靳刚, 等. 中国空间引力波探测“太极计划”及“太极1号”在轨测试[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(1): 3-10.
LUO Z R, ZHANG M, JIN G, et al. Introduction of Chinese Space-Borne Gravitational Wave detection program “Taiji” and “Taiji-1” satellite mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(1): 3-10.
- [8] The Taiji Scientific Collaboration. China’s first step towards probing the expanding universe and the nature of gravity using a space borne gravitational wave antenna[J]. *Communications Physics*, 2021, 4(1): 34-38.
- [9] LUO Z, ZHANG M, WU Y. Recent status of Taiji program in China[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2022, 42(4): 536-538.
- [10] 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 JC, ZHANG XF, 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.
- [11] Taiji Scientific Collaboration. The pilot of Taiji program—from the ground to Taiji-2[J]. *International Journal of Modern Physics A*, 2021, 36(11n12): 2102001.
- [12] 罗子人, 白嫻, 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 S, BIAN X, et al. Gravitational wave detection by space laser interferometry[J]. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(4): 415-447.
- [13] LUO Z, WANG Y, WU Y, et al. The Taiji program: a concise overview[J]. *Progress of Theoretical and Experimental Physics*, 2021(5): 05A108.
- [14] ROBSON T, CORNISH N J, LIU C. The construction and use of LISA sensitivity curves[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2019, 36(10): 105011.
- [15] FOLKNER W M, HECHLER F, SWEETSER T H, et al. LISA orbit selection and stability[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 1997, 14(6): 1405.
- [16] SMITH T L, CALDWELL R R. LISA for cosmologists: calculating the signal-to-noise ratio for stochastic and deterministic sources[J]. *Physical Review D*, 2019, 100(10): 104055.
- [17] LUO Z, GUO Z K, JIN G, et al. A brief analysis to Taiji: science and technology[J]. *Results in Physics*, 2019, 16: 102918.
- [18] BARKE S. Inter-spacecraft frequency distribution[D]. Germany: Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover, 2015.
- [19] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Sensor noise in LISA pathfinder: an extensive in-flight review of the angular and longitudinal interferometric measurement system[J]. *Physical Review D*, 2022, 106(8): 082001.
- [20] OTTO M, HEINZEL G, DANZMANN K. TDI and clock noise removal for the split interferometry configuration of LISA[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2012, 29(20): 205003.
- [21] TINTO M, ESTABROOK F B, ARMSTRONG J W. Time-delay interferometry for LISA[J]. *Physical Review D*, 2002, 65(8): 082003.
- [22] PRINCE T A, TINTO M, LARSON S L, et al. LISA optimal sensitivity[J]. *Physical Review D*, 2002, 66(12): 122002.
- [23] PEABODY H, MERKOWITZ S. LISA thermal design[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2005, 22(10): S403.
- [24] 邓剑峰, 蔡志鸣, 陈琨, 等. 无拖曳控制技术研究和在我国空间引力波探测中的应用[J]. *中国光学(中英文)*, 2019, 12(3): 503-514.
DENG J F, CAI Z M, CHEN K, et al. Drag-free control and its application in China’s space gravitational wave detection[J]. *Chinese Optics*, 2019, 12(3): 503-514.
- [25] SCHUMAKER B L. Disturbance reduction requirements for LISA[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2003, 20(10): S239.
- [26] ARMANO M, AUDLEY H, AUGER G, et al. Charge-induced force noise on free-falling test masses: results from LISA pathfinder[J]. *Physical review letters*, 2017, 118(17): 171101.
- [27] 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.
- [28] 王赤, 张贤国, 徐欣锋, 等. 中国月球及深空空间环境探测[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(2): 105-118.
WANG C, ZHANG X G, XU X F, et al. The lunar and deep space environment exploration in China[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(2): 105-118.
- [29] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Spacecraft and

- interplanetary contributions to the magnetic environment on-board LISA Pathfinder[J]. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2020, 494(2): 3014-3027.
- [30] ARMANO M, AUDLEY H, AUGER G, et al. Disentangling the magnetic force noise contribution in LISA Pathfinder[C]//Proceedings of Journal of Physics: Conference Series. [S. l.]: IOP Publishing, 2015, 610(1): 012024.
- [31] SHAUL D N A, ARAÚJO H M, ROCHESTER G K, et al. Charge management for LISA and LISA Pathfinder[J]. *International Journal of Modern Physics D*, 2008, 17(7): 993-1003.
- [32] BORTOLUZZI D, CARBONE L, CAVALLERI A, et al. Measuring random force noise for LISA aboard the LISA pathfinder mission[J].

Classical and Quantum Gravity, 2004, 21(5): S573.

作者简介:

方子若(2000-), 女, 硕士, 主要研究方向: 科学卫星总体技术。

通信地址: 中国科学院微小卫星创新研究院(201306)

电话: 13335697282

E-mail: fziruo@mail.ustc.edu.cn

蔡志鸣(1984-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 科学卫星总体技术。

本文通信作者。

通信地址: 中国科学院微小卫星创新研究院(201306)

电话: 18616501916

E-mail: caizm@microsat.com

Gravitational Wave Detection Spacecraft Noise Decomposition and Electromagnetic Force Noise Simulation

FANG Ziruo^{1,2}, SHI Xingjian^{1,2}, CHEN Kun^{1,2}, CHEN Wen^{1,2}, CAI Zhiming¹

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

2. University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

Abstract: To address the sensitivity challenges inherent in gravitational wave detection instruments, this study unequivocally established the paramount indicators for both interferometer measurement noise and the proof mass residual acceleration noise within “Taiji Project” spacecraft. System noise was meticulously decomposed, revealing 26 distinct categories of interferometer measurement noise and 21 categories of residual acceleration noise. A comprehensive modelling approach was undertaken with specific focus on electromagnetic force noise. Through the design of a dedicated simulation system and subsequent calculations, the engineering viability of the spacecraft design proposal was verified. The simulation indicated that total electromagnetic force noise, calculated using parameters attainable with present-day engineering technology or parameters projected from the key technological roadmap, could satisfactorily meet the demanding requirements of gravitational wave detection missions. The findings of this research not only offer a robust framework for simulation and calculation of future noise variables, but also lay the groundwork for refining the indicator system of spacecraft design.

Keywords: gravitational wave detection; electromagnetic force; noise model; specification system; Taiji project

Highlights:

- Obtained a total of more than 40 items of interferometer measurement noise and residual acceleration noise through decomposition.
- Completed electromagnetic force noise modeling containing more than 30 indicators.
- Set up a simulation system, and obtained the total noise value of electromagnetic force under the current scheme—about $1.95 \text{ fm} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ ($1.95 \times 10^{-15} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$).

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]