

天琴无拖曳控制研究的关键问题*

李洪银^{1,2}, 叶小容¹, 刘佳恒¹, 张德轩¹, 单莹¹, 高鑫¹

1. “天琴计划”教育部重点实验室, 中山大学天琴中心 & 物理与天文学院, 天琴前沿科学中心, 国家航天局引力波研究中心, 广东 珠海 519082
2. 华中科技大学物理学院, 湖北 武汉 430074

摘要: 无拖曳控制技术利用微推进器产生的推力来补偿航天器受到的非保守力使其跟随检验质量运动, 是获得超低微重力水平卫星平台的重要途径, 是空间基础物理、微重力测量、地球科学和卫星导航等实验研究的关键技术之一。本文阐述了无拖曳控制的发展历程和基本工作原理, 对无拖曳控制系统的组成和控制算法进行了讨论, 最后简要介绍了天琴引力波探测任务卫星无拖曳控制系统的结构, 并针对天琴无拖曳控制系统的研究提出了关键问题以及对未来研究方向的展望。

关键词: 无拖曳控制; 控制算法; 解耦控制; 工作模式; 在轨辨识

中图分类号: V448.21 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579(2021)01-0213-12

Key issues in the research on drag-free control for TianQin

LI Hongyin^{1,2}, YE Xiaorong¹, LIU Jiaheng¹, ZHANG Dexuan¹, SHAN Ying¹, GAO Xin¹

1. MOE Key Laboratory of TianQin Mission, TianQin Research Center for Gravitational Physics & School of Physics and Astronomy, Frontiers Science Center for TianQin, CNSA Research Center for Gravitational Waves, Sun Yat-sen University (Zhuhai Campus), Zhuhai 519082, China
2. School of Physics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China

Abstract: Drag-free control technology is to use the thrust generated by the micro-thruster to compensate the non-conservative force on the spacecraft to make it follow the free falling test mass, which is an important way to obtain the ultra-low microgravity level satellite environment, and is one of the key technologies for experimental research in fundamental space physics, microgravity measurement, earth science and space navigation. This paper describes the development history and basic working principle of drag-free control, discusses the composition and control algorithm of the drag-free control system, and finally briefly introduces the structure of the drag-free control system of the TianQin gravitational wave detection mission, and raises key issues and the prospect of future research direction for the research of the TianQin drag-free control system.

Key words: drag-free control; control algorithm; decoupled control; mode of operation; in-orbit identification

* 收稿日期: 2020-11-11 录用日期: 2020-12-26 网络首发日期: 2021-01-13

基金项目: 广东省基础与应用基础重大项目(2019B030302001); 国家自然科学基金重点专项(2020YFC220007)

作者简介: 李洪银(1983年生), 男; 研究方向: 无拖曳卫星/惯性传感器设计、控制与仿真;

E-mail: hongyin1983li@hust.edu.cn

1 无拖曳控制历史概述

航天器在运行时会受到外部环境和自身运动的扰动,而空间基础物理实验中的引力波探测、等效原理检验、短程线效应和坐标系拖曳效应的测量,以及高精度卫星重力测量都需要超静超稳航天器平台的支持。无拖曳控制技术可以利用空间检验质量块作为追踪点,补偿航天器与检验质量块之间的受摄差,进而达成超静超稳的目标。无拖曳控制技术应用领域广泛,其在广义相对论空间实验验证、地球重力场测量与连续监测、地球海洋科学卫星和深空导航等研究领域举足轻重。

1959年,Pugh G提出将无拖曳概念与在轨航天器控制相联系,提出了无拖曳航天器的构型和一些可能的应用场景^[1],1964年Lange B^[2]第一次提出无拖曳(Drag-free)卫星的概念:卫星以一个沿测地线运动的质点(检验质量)为引导,运行于一个无扰动的轨道上,以这种方式飞行的卫星可以用来进行精确的测地学(Geodesy)测量,也可以用来验证广义相对论对时空关系的预言。

第一次使用无拖曳技术的任务是1972年发射的美国海军卫星“TRIAD I”^[3],由Stanford大学Debra D等开发该卫星的扰动补偿系统“DISturbance Compensation System”在三个自由度上补偿卫星所受的扰动,使卫星运行在一个纯引力轨道上。此次任务的主要目的是消除卫星所受的扰动,目的是提高卫星定轨精度,为导航卫星作技术储备。继“TRIAD I”卫星后,美国海军又相继发射了TIP II (Transit Improvement Program II)和TIP III等TRANSIT导航定位系统的组网试验卫星^[4],旨在改善美国海军导航卫星系统TRANSIT的星历预测精度,而TRANSIT系统正是GPS(Global Positioning System)全球定位系统的前身。

无拖曳卫星的发展大体分为两个阶段,以上是20世纪60~70年代第一代无拖曳卫星的代表性任务。这一阶段的特点是:内部检验质量一般只采用球体;传感器采用电容传感;推进系统采用冷气推进方式。随着技术与需求的发展,从20世纪80年代至今是无拖曳卫星发展的第二阶段。新一代无拖曳卫星采用一个以上的检验质量以减小检验质量各个自由度之间的测量与控制耦合,并采用更先进和更高精度的位移传感器和微推进器,其控制精度得到大幅度提升,能够提供更好的微重力环境,构成控制系统的各个环路之间耦合以

及卫星的运行模式都更为复杂,应用领域也更为广泛。表1列出了应用无拖曳控制技术的重要空间任务及其指标,根据其时间线可以看出,随着控制指标的不断提高,无拖曳控制技术也正在向着多维度、高精度的方向迅速发展。

GP-B(Gravity Probe B)^[5]是第二代无拖曳卫星的第一个任务。于2004年4月20日发射,由NASA负责,主要目标是验证广义相对论预言的短程线效应(Geodetic Effect)和通过测量陀螺自转轴在地球引力场运动中发生的相对于惯性系的漂移,来验证坐标系拖曳效应(Frame-Dragging Effect)。GP-B卫星的控制系统,使用两个独立的PID控制器来分别控制卫星俯仰、滚动、偏航,以及检验质量的三轴平移;使用速率陀螺、星载望远镜以及星敏感器的输出作为测量信号。对于平动控制,将测量得到的值输入到PID控制器中用于计算所要求的控制力。该卫星的无拖曳控制目标精度为沿轨道方向加速度噪声 $< 10^{-9} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ ^[6],实际惯性空间运行时,残余加速度噪声精度在 $< 0.01 \text{ mHz}$ 到 10 mHz 达到了 $4 \times 10^{-11} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ ^[7]。

STEP(The Satellite Test of the Equivalence Principle)卫星任务^[8]是由美国斯坦福大学提出,尚未正式立项,目标是通过对比4组不同组成成分的检验质量在无拖曳情况下的运动之间的比较进行广义相对论的基础等效原理(EP)的验证^[9],将其实验极限由目前的 10^{-13} 精度提高到 10^{-18} 精度^[10]。

MICROSCOPE(MICRO - Satellite with Drag Control for the Observation of the Equivalence Principle)^[11]是法国科学家于2016年发射的一颗无拖曳卫星,其科学目标和STEP类似,也是为了验证基础等效原理,将其精度从地面验证的 10^{-13} 量级提高到 10^{-15} 。实验通过无拖曳控制两个检验质量在同一轨道运动,使用冷气推进器补偿卫星和检验质量之间的受摄差。

作为广义相对论的重大预言的引力波得到LIGO证实后,空间引力波探测计划成为研究热点。LISA是ESA提出的激光干涉仪空间天线任务,由三颗卫星形成三角形编队,测量银河系内致密双星系统、黑洞分裂和吞噬产生的引力波。LISA-Pathfinder^[12]是欧空局在2015年发射验证卫星,其目的是为LISA计划的关键技术提供在轨验证,卫星采用的是位移反馈模式无拖曳,实现了目前最

表 1 应用无拖曳控制技术的重要空间任务及其指标

Table 1 Important space missions and indicators using drag-free control

空间任务	年份	轨道	惯性参考 (数量、形状)	传感器	推进器	无拖曳性能指标/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ @1mHz)
TRIAD	1972	地心轨道	1、球形	电容	冷气	—
GP-B	2004	极地轨道	4、球形	SQUID	He 气	$\sim 10^{-9}$
GOCE	2009	太阳同步轨道	1×6、长方体	三对电容加速度计	离子	2×10^{-9}
MICROSCOPE	2016	地心轨道	2×2、准圆筒形	两对电容加速度计	冷气	3×10^{-10}
LISA-Pathfinder	2015	日心轨道	2、立方体	光学/电容	微牛顿冷气	3×10^{-13}
天琴一号	2019	地心轨道	1、长方体	电容	冷气	3×10^{-13}
LISA	推进中	日心轨道	2×3、立方体	光学/电容	微牛顿冷气	$\sim 10^{-13}$
太极	推进中	日心轨道	2×3、立方体	光学/电容	微牛顿冷气	$\sim 10^{-13}$
天琴	推进中	地心轨道	2×3、立方体	光学/电容	微牛顿冷气	$\sim 10^{-14}$

高水平的卫星自由落体状态, 无拖曳性能指标达到了 $3 \times 10^{-14} \text{m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ 。LISA-Pathfinder 的控制系统采用了 $H\infty$ 回路成型技术, 对分解为多个单自由度的线性系统进行直接基于噪声源频域特性的控制器设计, 并对设计得出的高阶控制器进行了适当的降阶处理和离散化转换。检验质量运动测量任务中, 被控对象和控制环路的所有参数、传递函数都经过了精确的在轨测量与标定, 为控制系统达到最佳工作状态提供了前提条件。

天琴计划 (TianQin Project)^[13] 是国内首个空间引力波探测计划, 由罗俊院士于 2014 年提出的地球轨道三颗星编队的空间引力波探测计划^[14], 对卫星本体进行高精度无拖曳控制以抑制太阳风、太阳光压等外部干扰, 卫星之间以激光精确测量由引力波造成的距离变化^[15]。天琴暂定检验质量残余加速度谱密度指标为 $1 \times 10^{-15} \text{m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ ^[16]。天琴一号技术试验卫星于 2019 年 12 月 20 日成功发射, 对无拖曳控制技术进行了在轨试验, 卫星无拖曳控制水平达到 $1 \times 10^{-9} \text{m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$ 的量级。

太极计划 (Taiji Program in Space)^[17] 是由中国科学院提出和支持的引力波探测计划。微重力技术实验卫星“太极一号”作为太极计划的验证卫星已经发射升空^[18], 对空间微重力条件下超高精度控制和测量技术进行在轨试验验证。

空间引力波探测卫星对使用无拖曳控制的检验质量残余加速度噪声指标要求极高, 这无疑对无拖曳控制的精度是一项极具挑战性的发展任务, 也对未来无拖曳控制技术的发展指出了明确的方向。除了空间基础物理实验外, 无拖曳控制技术

还常用于地球重力场探测任务中。其中包括梯度法测重力场的 GOCE 卫星以及低低跟踪法测量时变重力场的 NGGM。

GOCE 卫星是第一颗使用电推进在地球低轨道飞行的无拖曳卫星^[19], 卫星使用加速度计反馈模式实现飞行方向的无拖曳。由静电重力梯度仪 (EGG) 提供六个轴向的加速度的测量值, GPS 接收机提供卫星质心的位置和速度, 只在飞行方向进行了加速度计模式的无拖曳控制。GOCE 卫星的姿态控制系统使用磁力矩器作为执行机构, 整个卫星的控制器设计采用无拖曳控制技术^[20], Canuto E 等在任务规划初期就对其无拖曳开展了基于离散扰动状态预测的控制器设计研究^[21]。

本节介绍了无拖曳卫星的历史以及历次太空任务的主要目的, 并列举了各个无拖曳回路使用的传感器与执行器, 给出了各自的无拖曳水平指标。接下来将针对无拖曳控制的原理与关键技术展开综述。

2 无拖曳控制的原理

卫星在轨无拖曳技术是在卫星中间放置检验质量, 卫星包围检验质量且不与其接触、作用, 此时自由释放的检验质量处于完全纯引力飞行状态, 即可以作为纯引力轨道基准, 卫星受到外部非保守力作用时, 相对于检验质量产生位移, 控制系统根据卫星与检验质量之间的相对位移测量值利用微推进器对卫星与检验质量之间的受摄差进行补偿, 使得卫星跟踪既定基准^[22]。无拖曳卫星原理如图 1 所示, 当推进器的推力和外界扰动大小相等、方向相反时, 卫星平台与检验质量同步

运动, 此状态称为“无拖曳”。

目前, 广义上的无拖曳控制可以分为位移模式和加速度计模式^[23], 位移模式图 1 (a) 和加速度计模式图 1 (b) 原理分别如下所示, 其中位移模式为卫星跟踪检验质量直接实现无拖曳; 而加速度计模式需要先在检验质量上施加静电力, 控制检验质量和卫星之间的位移, 此时检验质量处于加速度计模式, 静电力等于卫星所受的非保守加速度。然后再将静电加速度作为反馈量输给无拖曳控制器, 给出反推力, 实现对非保守加速度的补偿。在理想情况下两者没有差异, 都可以实现对卫星平台的良好补偿。但是加速度计模式需要在检验质量上施加静电力, 尽管推进器的补偿使总体非保守加速度接近于零, 最小化静电力, 但

是由于静电反馈环路为内环, 所以静电力及其引入的噪声和刚度都成为扰动检验质量的不可消除项。所以加速度计模式使用场景一般为低轨道非保守力较大、变化较快同时卫星存在较大的姿态运动需检验质量跟随快速转动的情况, 如重力卫星 GOCE 与 NGGM^[24]。而位移模式一般使用在基础物理试验任务, 此时在检验质量的科学测量自由度上不施加静电力, 以最大程度减小检验质量所受扰动。检验质量非无拖曳自由度控制、卫星姿态控制与无拖曳控制紧密相关, 因此一般都在同一个控制器框架联合设计 (简称为无拖曳与姿态控制: DFAC), 以保证各个自由度之间的耦合得到约束, 并在同一个控制计算机上实施以保证各环路信号延时的一致^[25]。

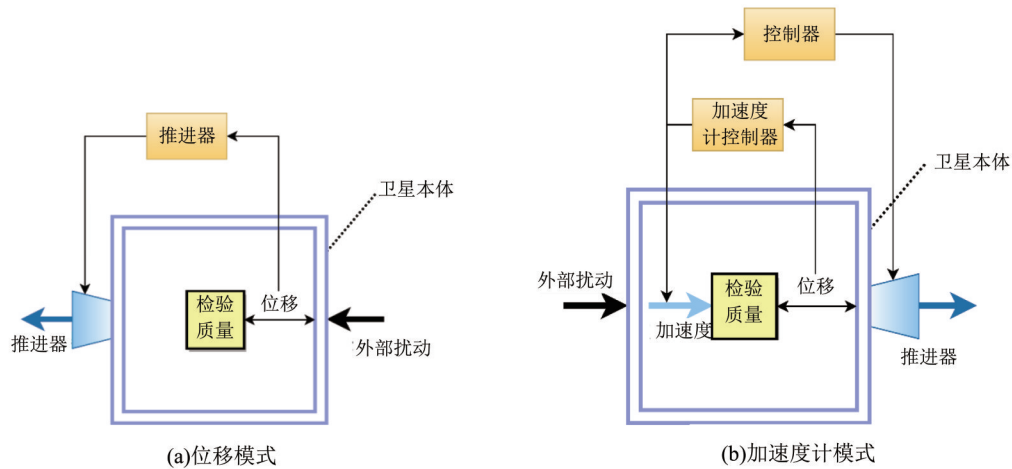


图 1 无拖曳控制原理图

Fig. 1 Drag-free control principle diagram

从实现无拖曳控制的角度上看, 位移模式相较于加速度计模式更为直接, 但加速度模式下检验质量可以不处于卫星质心, 对于重力梯度测量尤为重要。因此需要根据不同的背景对无拖曳控制的模式进行选取。例如, 引力波探测 (LISA、TianQin)、等效原理检验 (MICROSCOPE)、短线性效应和坐标系拖曳效应的测量 (GP-B) 等需要更低噪声水平的空间基础物理实验选用位移模式; 而加速度计模式常用于如 GOCE 以及下一代重力卫星等^[26]。两种模式也可以根据卫星状态的切换需要和不同轴的控制需求进行灵活的组合与切换。

3 无拖曳控制系统及其算法研究综述

上一节介绍了无拖曳控制的基本原理, 本节

将重点介绍几个典型的无拖曳控制器所使用的控制器结构及其算法。无拖曳控制的性能极限取决于传感器的性能和执行机构的性能。无拖曳算法将决定实际控制性能是否可以接近性能极限。

GP-B 卫星中使用超稳静电悬浮陀螺仪进行广义相对论的实验测试, 无拖曳控制系统的作用是最小化陀螺仪上的干扰及噪声加速度。卫星上的无拖曳闭环控制系统实现方式分为两种^[27]。

主无拖曳模式: 在这种模式下, 陀螺的悬浮系统处于待机模式, 陀螺转子在卫星飞行时处于自由漂浮状态, 为无拖曳位移模式。如图 2 (a) 所示, GSS (Gyroscope Suspension System 陀螺仪静电悬浮系统) 通过接口控制器 K1 将陀螺转子位置信息传递给 ATC (Attitude and Translation Control 姿态和平动控制) 系统, 再通过 ATC 系统调整航

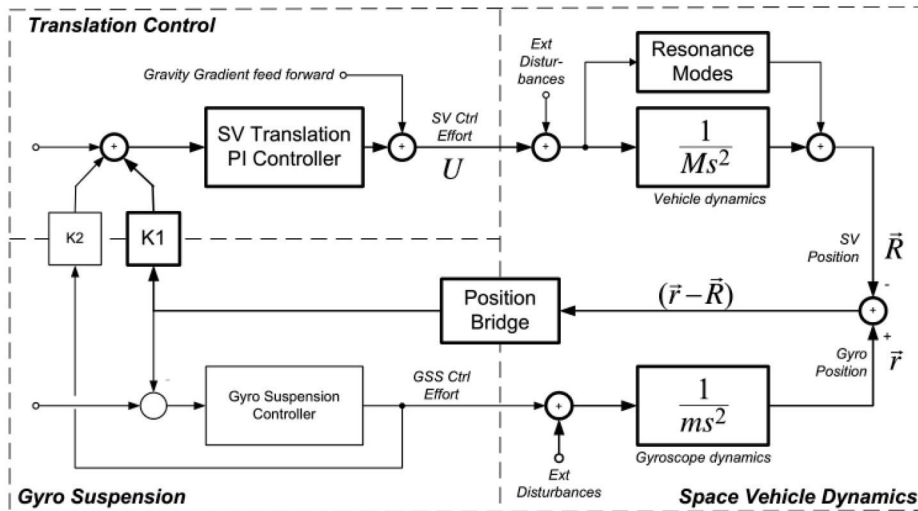
天器惯性位置 R 相对于陀螺仪惯性位置 r 。此模式下的控制器采用三轴 PID 控制器实现, 在航天器转动频率上具有足够的增益, 以满足其 $1 \times 10^{-11} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ 的残余加速度要求。

备用无拖曳模式: 在这种模式下, 陀螺仪由 GSS 系统使用静电悬浮方式控制, 无拖曳系统控制卫星飞行, 以最大限度地减小悬浮力, 为加速度计模式。如图 2 (b) 所示, GSS 通过接口增益 $K2$ 将转子控制力信息传递给 ATC 系统, ATC 系统通过平移控制命令 U 将在标准检验质量上测量的控制力 u 驱动至零, 在接口的平移控制侧消除加速度计偏差。在接近空间飞行器的低频横摇速率下, U 到 u 的传递函数是一个简单的常数, 原则上只需要一个简单的积分控制就可以使 u 最小化。控制器

的实现结构与无悬浮无拖曳模式相同, 但系数不同。重力梯度前馈用于补偿已知的大扰动加速度。

LISA-Pathfinder 的无拖曳姿态控制系统 (DFACS) 负责卫星姿态、无拖曳与检验质量的悬浮控制。DFACS 的主要目标是屏蔽惯性传感器内部两个检验质量的所有外部干扰, 在 1~30 mHz 的频带内实现两个检验质量之间的残余差分加速度小于 $3 \times 10^{-14} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{Hz}^{-1/2}$, 在卫星处于科学模式下时 DFACS 控制 15 个自由度: 卫星姿态 (3); 检验质量 TM1 (6); 检验质量 TM2 (6), 通过定义解耦矩阵将高度耦合的系统 (15DOF) 解耦, 使得单个控制回路可以设计为单输入单输出 (SISO) 控制回路^[28], 整个 DFACS 结构如图 3 所示。DFACS

(a)主无拖曳模式



(b)备用无拖曳模式

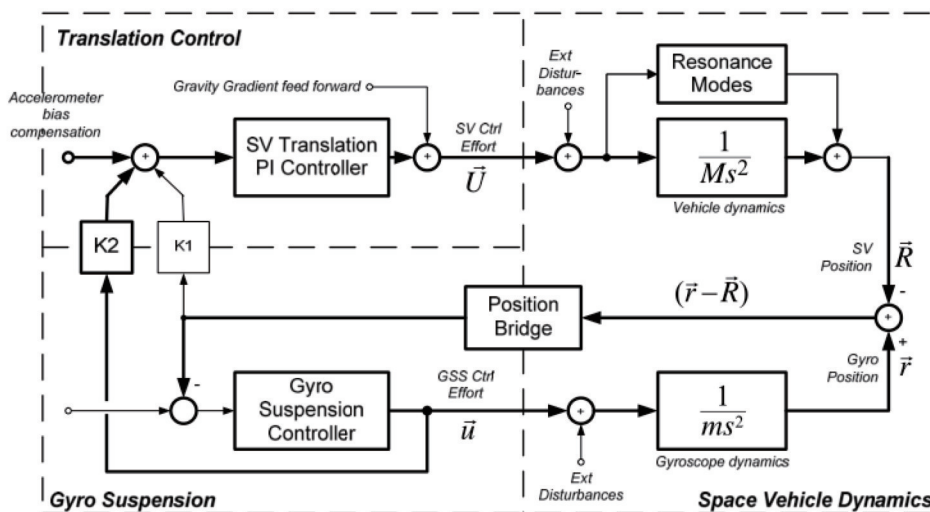


图 2 GP-B 无拖曳控制系统结构图^[27]

Fig. 2 GP-B drag-free control system structure diagram^[27]

的设计过程, 首先将被控对象分解为 15 个单输入单输出系统 (SISO), 实现各个自由度之间的解耦^[29]。然后使用各个自由度的噪声源和控制需求的频域曲线来推导对本自由度的闭环频域特性的需求, 不同的控制回路可以根据其指标要求在控制带宽上分开, 以最小化回路之间的交叉耦合, 需求包含了灵敏度函数和补灵敏度函数的范围^[30]。控制算法使用 H_∞ 回路成型技术^[31], 直接针对 S/T 混合灵敏度进行回路成型, 并根据实际控制对象将标准 S/T 混合灵敏度加权方案扩展为 GS/T 方案, 通过使用 (频率相关的) 加权函数来界定作为闭环系统中对干扰抑制度量的灵敏度函数 S 和对指定噪声抑制度量的互补灵敏度函数 T , 加权函数定义了灵敏度函数的截止频率和斜率, 也因此定义了控制器的带宽。在 2018 年的 LPF 的报告中显示^[32], 这种解耦控制设计满足了总体残余加速度指标的要求。

GOCE 卫星是第一颗使用电推进在地球低轨道飞行的无拖曳卫星, 卫星使用加速度计反馈模式实现飞行方向的无拖曳。GOCE 卫星的姿态控制系统使用磁力矩器作为执行机构, 卫星的无拖曳与姿态控制器联合设计。Canuto 等在任务规划初期就对其无拖曳开展了基于离散扰动状态预测的控制器设计研究。使用 EMC 控制策略设计了无拖曳与姿态控制系统。EMC 从经典的“状态观测+状态反馈”结构出发, 在此基础上增加“扰动观测+扰动反馈”结构, 提出了模型嵌入控制理论 (简称 EMC: Embedded Model Control)^[33]。通过加入外界环境状态量的预测与反馈, 强调将系统模型与

外界扰动模型同时嵌入到数字控制器内部, 使用模型误差作为扰动模型的输入, 对扰动模型状态及系统输入扰动进行预测, 再联合预测得到的输入和实际系统输入, 将其作为系统模型的输入, 对可控状态进行预测, 从而使嵌入模型状态始终跟随实际被控系统状态。在此基础上控制器将利用嵌入式模型 EM 输出的预测全状态对系统进行状态反馈和扰动补偿。设计好 EMC 控制结构后, 通过分别对观测器和闭环的零极点进行配置以调节控制器带宽及其频域性能, 同时对系统的闭环分析确认其满足所需的控制目标。

本节介绍了典型的无拖曳控制算法, 通过几个例子可以总结出控制算法设计的基本步骤: 建立包含所有噪声源和扰动源完善的数值仿真模型, 选择控制器的结构, 以闭环频域特性为目标调节控制器的参数, 使用数值仿真评估控制器是否达到设计指标并优化。

4 天琴无拖曳控制系统结构

天琴卫星在科学模式下有 15 个主要自由度需要控制。无拖曳控制回路包含: 检验质量分别指向另外两颗星的敏感轴 $X1$ 、 $X2$, 检验质量 1 垂直于干涉臂平面的轴 $Z1$ (图 4), 共三个自由度, 在此自由度上卫星在微推进器作用下跟随检验质量。检验质量剩余的自由度由静电力控制, 共 9 个自由度, 始终保持检验质量在极板中心位置, 此回路控制器称为悬浮控制器。卫星的三个转动自由度需始终指向另外两颗卫星, 以实现干涉激光的对准, 此部分由姿态控制器负责。三个控制器虽然

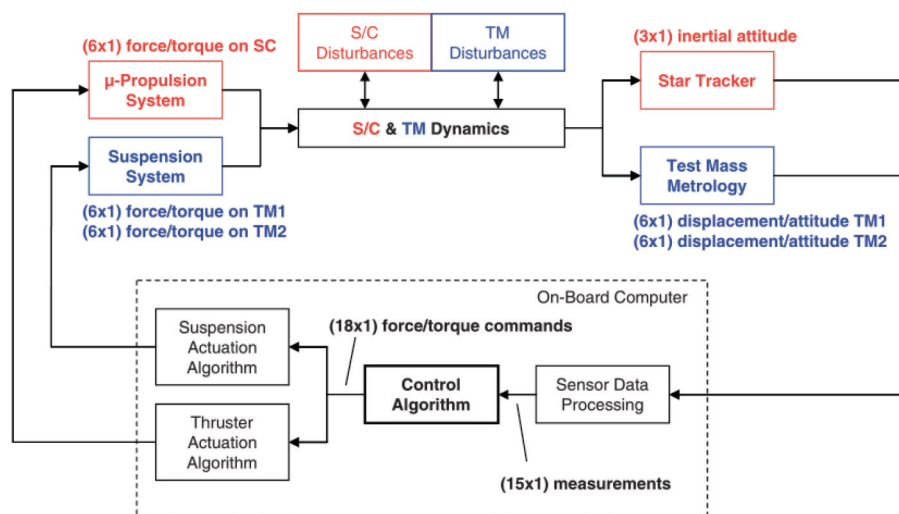


图3 LPF-DFACS 功能架构^[28]

Fig. 3 LISA-Pathfinder DFACS functional architecture^[28]

在功能上有所区分, 但是由于检验质量并非分布在卫星的中心, 因此不管是卫星的转动还是平动都会对检验质量的各个自由度产生耦合。因此三个控制器需在同一个框架内设计、部署以获得频域上性能的妥协和时域上延时的可控。

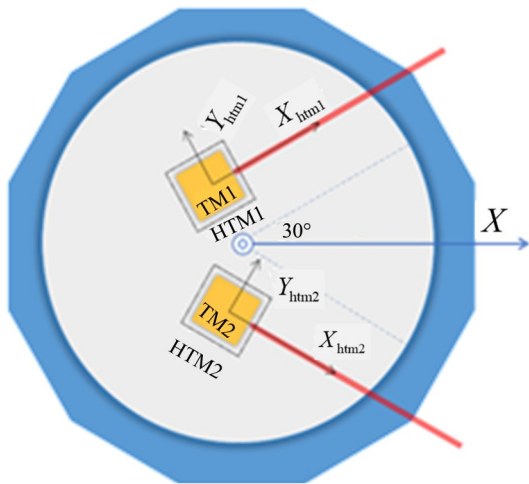


图 4 天琴卫星无拖曳控制系统结构示意图

Fig. 4 TianQin satellite drag-free control system structure

用作控制器设计的简化线性模型如下式:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\boldsymbol{\varphi}} \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_{DF} \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_{SUS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{O} & \boldsymbol{E} & \boldsymbol{O} & \boldsymbol{O} \\ \boldsymbol{B}_{DF1} & \boldsymbol{B}_{DF2} & \boldsymbol{E} & \boldsymbol{O} \\ \boldsymbol{B}_{SUS1} & \boldsymbol{B}_{SUS2} & \boldsymbol{O} & \boldsymbol{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{a}_{SC} \\ \boldsymbol{\alpha}_{SC} \\ \boldsymbol{a}_{DF} \\ \boldsymbol{a}_{SUS} \end{bmatrix}$$

式中: $\boldsymbol{\varphi}$ 为卫星三个转动自由度, \boldsymbol{q}_{DF} 为三个无拖曳自由度, \boldsymbol{q}_{SUS} 为九个静电悬浮自由度, \boldsymbol{a}_{SC} 为卫星归一化力之和 (扰动与执行加速度之和), $\boldsymbol{\alpha}_{SC}$ 为卫星归一化力矩和, \boldsymbol{a}_{DF} 为检验质量无拖曳自由度归一化力/力矩之和; \boldsymbol{a}_{SUS} 为检验质量悬浮自由度归一化力/力矩之和。由上式可见, 姿态、无拖曳与悬浮环路的控制输入分别通过: 单位矩阵 \boldsymbol{E} 、 \boldsymbol{B}_{DF1} 和单位矩阵 \boldsymbol{E} , 意味着姿态控制器和悬浮控制器都可以简单分解为单输入单输出的回路, 而无拖曳控制器则需要使用 $\boldsymbol{B}_{DF1}^{-1}$ 实现自由度解耦。式中耦合矩阵 $\boldsymbol{B}_{DF2}/\boldsymbol{B}_{SUS2}$ 描述从卫星姿态回路向无拖曳与悬浮回路自由度的耦合, \boldsymbol{B}_{SUS1} 描述了从无拖曳回路向悬浮回路的耦合。将上式关系绘制为输入输出耦合图, 如图 5 所示。

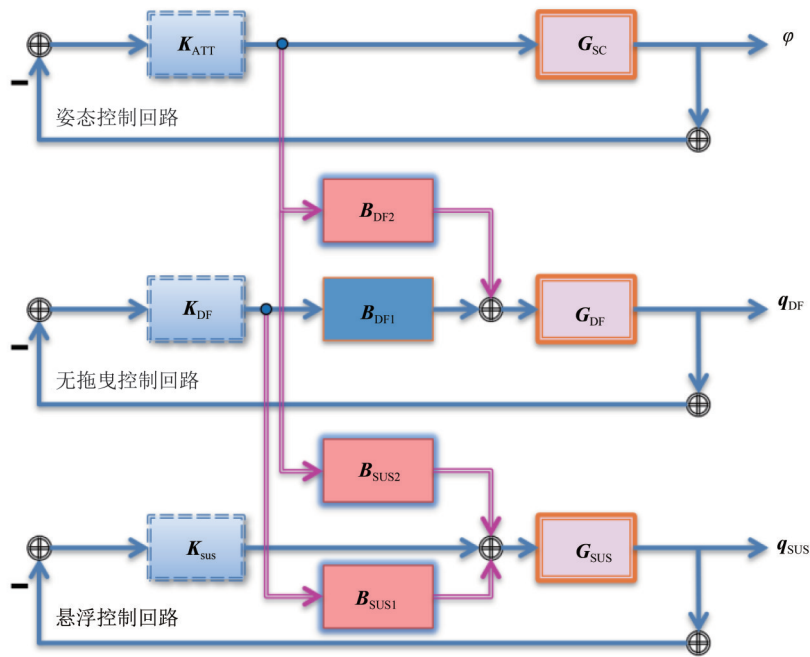


图 5 无拖曳卫星控制系统多回路耦合示意图

Fig. 5 Drag-free satellite control system multi-loop coupling schematic diagram

由图 5 可见系统可以简化为 15 个自由度的单输入单输出 (SISO) 控制回路, 每个回路被控对象简化为二阶积分。每个自由度控制算法的设计需基于各个自由度的环境扰动、耦合扰动、噪声计算对回路传函的需求, 可使用 H_{∞} 回路成型或者基于频域法的“状态估计+反馈”算法对控制器进

行具体设计。详细结果将在未来工作中报告。

5 天琴无拖曳控制研究关键问题与展望

科学测量模式是卫星最终长时间工作模式,

此模式下需要保持作用在检验质量上的扰动在超低的水平下,因此需设计更多的卫星工作模式来配合科学测量,以保证科学模式的平滑切换、故障诊断、故障排除与切回等操作。因此无拖曳控制研究不仅包含上一节所述的最终控制器设计,还应包含以下几个关键问题研究:从发射到科学模式下每个状态的模式定义与控制器设计、检验质量释放流程与释放捕获算法、科学模式参数实时辨识与故障诊断等,下面将综述天琴几种主要工作模式,模式平滑切换以及在轨参数辨识。

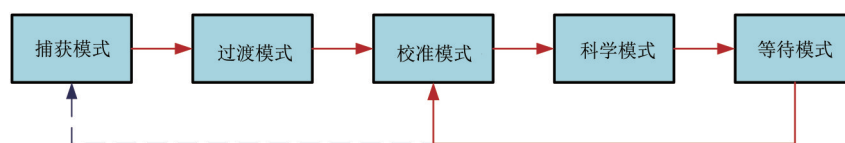


图6 天琴卫星无拖曳控制系统工作模式示意图

Fig. 6 TianQin satellite drag-free control system operating modes

5.1.1 捕获模式 当卫星进入预定轨道完成轨道精密调节后,需首先将检验质量解锁,再使用释放机构将检验质量以很小的初位移和初速度置于自由飞行状态,同时通过静电悬浮机构对检验质量施加力和力矩对其捕获,根据捕获后检验质量的状态来衡量是否可以进入下一模式,此模式下检验质量的所有自由度均通过静电悬浮进行控制,以保证其处于极板中心,此模式的静电悬浮的控制精度相比于科学模式要低,所以也可以称其为粗精度静电悬浮。此模式主要目的是在有限时间内使用静电力对检验质量进行快速控制,防止检验质量与极板相撞。可使用非线性滑模控制,这种控制方法可以在控制器接近饱和的情况下处理释放后检验质量的较大初始偏移量和速度,也可以提高释放过程的鲁棒性。

5.1.2 过渡模式 此模式下检验质量的敏感自由度方向由静电悬浮控制转换为无拖曳控制,其他自由度方向由静电悬浮控制的自由度控制精度提高到科学模式的指标要求。此时检验质量的动力学相对变化不大,所以要将非线性控制算法切换为线性控制算法,但此过程可能会导致控制器饱和,这里就涉及模式的平滑切换问题,此模式为从捕获模式平滑切换到科学模式引入的中间模式。

5.1.3 校准模式 此模式的控制系统结构及控制方法均与过渡模式和科学模式相同,不同之处在于此时要对整个闭环控制系统加入激励信号,激发

5.1 工作模式定义

天琴引力波探测卫星无拖曳控制系统,既要保证引力波探测时间段检验质量残余加速度指标要求,又要考虑检验质量进入科学探测阶段的稳态精度,以及科学探测阶段地面引力波数据提取,最后无拖曳系统退出科学探测阶段后,检验质量在传感器空腔中心悬浮并为下一次的科学探测做准备。依据其主要科学任务,以时间为基线,拟将天琴卫星的在轨无拖曳控制系统工作模式定义为以下几种,如图6。

闭环系统的动力学,将其传感器输出数据发送回地面,对下一步科学模式下的无拖曳系统动力学参数,控制器参数以及仪器参数进行校准。其目的有两点:①提高闭环控制系统性能;②为反演系统动力学提取残余加速度进行科学数据分析做准备,降低系统误差。此模式也可以看作是一种“准科学模式”。

5.1.4 科学模式 科学模式是进行引力波探测最关键的模式,此模式下检验质量敏感自由度方向由无拖曳回路控制,非敏感自由度方向由静电悬浮控制,卫星姿态控制保证其激光链路的对准并保持。整个控制系统没有外部输入信号作用,只受到外部扰动及噪声的作用,控制的最终目标就是要抑制外部环境干扰和测量噪声的作用,使检验质量上的残余加速度达到科学任务指标的要求,这是一项极具挑战性的无拖曳控制任务。

5.1.5 等待模式 此模式下无拖曳系统退出科学模式,所有自由度均由静电悬浮控制以保持其固定在腔体中心为下次科学模式做准备,该模式不同于过渡模式的是不需要控制方法的切换,但控制回路需要从无拖曳切换为静电悬浮,所以也同样需要考虑平滑切换的问题。如果科学探测阶段结束,则将检验质量锁紧,等待下一次探测任务。

表2给出了这些模式下无拖曳控制系统的配置以及针对各种模式下具体要研究的方向。

表 2 无拖曳系统工作模式配置
Table 2 Drag-free system operating modes categories

模式类型	无拖曳控制自由度	静电悬浮控制自由度	研究方向
捕获模式	—	全部 (12)	检验质量释放到捕获的快速控制
过渡模式	$-/x_1, x_2, z_1$ (3)	全部 (12) / 剩余 (9)	控制策略及算法的平滑切换 (正向)
校准模式	x_1, x_2, z_1 (3)	剩余 (9)	系统参数的在轨辨识
科学模式	x_1, x_2, z_1 (3)	剩余 (9)	科学探测下的高精度控制
等待模式	—	全部 (12)	控制策略及算法的平滑切换 (逆向)

5.2 模式平滑切换

其中重点研究的问题在于不同类型的控制技术混合使用时, 工作模式过渡切换之间的转换和约束及其交叉影响。模式转换的主要约束是微推进系统和静电驱动系统的驱动权限, 主要优化目标是转换时间。控制算法从纯粹的悬浮控制转变为无拖曳和悬浮控制的混合, 并且将控制器从非线性滑模控制器切换到线性控制器时, 可能会导致较大的瞬变, 从而可能导致控制器饱和。

为了确保工作模式之间的平滑切换更加顺畅, 一方面可以通过实施控制器初始化方案, 强制在模式转换期间控制器输出保持在相同的电平, 从而确保控制器输出不会给系统带来任何跳变, 另一方面可以通过切回操作, 确保控制器输入上的任何跳变不会直接反馈到控制器, 而是在基于最大速度和最大加速度等预定义约束导出的轨迹上将这种跳变驱动到零。

利用这种切换监督控制的思想, 研究如何使切换过程尽量平滑的技术和方法, 提出切换是否成功的判断准则, 以及逆切换技术。进一步, 分析切换过程对后续高精度控制模式下稳态精度的影响要素, 着力改善最终的稳态精度, 提高检验质量和外卫星的运动稳定性。

5.3 无拖曳系统在轨辨识

空间引力波探测卫星中无拖曳系统校准模式的主要目的是进行在轨辨识, 通过输入激励信号, 调节控制位置设定点来激发系统的动力学, 使用不同的激励频率来得到相对完整的系统响应, 再根据无拖曳系统的输入输出信号, 进行数据分析和参数估计, 从而进行系统的动力学反演以及后续的数据处理。我们将这种无拖曳系统纯动力学参数, 控制器参数以及仪器参数的在轨辨识操作定义为校准模式, 进行这种模式一方面可以了解无拖曳闭环系统的性能, 另一方面还可以利用精

确的辨识参数降低系统误差, 实现对残余加速度噪声更加精确的估计。关于系统参数的校准和标定, LISA-Pathfinder 卫星的研究者们已经做了许多相应的工作, 包含两个方向。

Ziegler T, Fichter W 利用线性参数辨识的方法对无拖曳闭环系统沿敏感轴方向的动力学参数 (刚度)^[34] 以及推进器参数^[35] 进行了在轨辨识, Grynagier A 在此基础上考虑了光学测量系统的仪器参数的辨识^[36], 此研究从被控对象角度出发, 目的在于根据辨识得到的参数值对无拖曳闭环系统的控制性能进行改进。图 7 给出了基于被控对象的在轨辨识结构图。

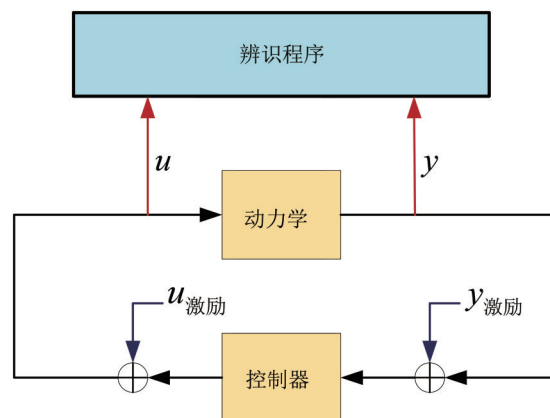


图 7 无拖曳控制系统在轨辨识-被控对象
Fig. 7 On-orbit identification of drag-free control system-controlled object

Nofrarias M^[37], Congedo G^[38] 等从数据分析的角度出发, 利用贝叶斯统计的方法对整个闭环系统的动力学参数, 传感器参数, 控制器参数, 执行机构参数都进行了准确的辨识, 通过反演系统动力学的方法对残余加速度噪声进行了更加精准的拟合。Armano M 等^[39] 在 2018 年的 LPF 报告中给出了在轨校准实验的结果, 讨论了系统动力学参数的辨识对于未来 LISA 任务的重要性。图 8 给

- ence case for STEP [J]. *Advances in Space Research*, 2009, 43(10): 1532-1537.
- [9] THEIL S. Satellite and test mass dynamics modeling and observation for drag-free satellite control of the STEP mission[M]. Shaker Verlag, 2003.
- [10] SUMNER T J, ANDERSON J, BLASER J P, et al. STEP (satellite test of the equivalence principle) [J]. *Advances in Space Research*, 2007, 39(2): 254-258.
- [11] TOUBOUL P, FOULON B, LAFARGUE L. The microscope mission [J]. *Acta Astronautica*, 2002, 50(7): 433-443.
- [12] ARMANO M, AUDLEY H, AUGER G, et al. Sub-Femto-g free fall for space-based gravitational wave observatories: LISA Pathfinder results [J]. *Physical Review Letters*, 2016, 116(23):231101.
- [13] LUO J, MEI J, SHAO C, et al. TianQin mission concept [C]// Twelfth Asia-Pacific International Conference on Gravitation, Astrophysics, and Cosmology. Moscow, 2016:44-48.
- [14] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector [J]. *Classical & Quantum Gravity*, 2016, 33(3):035010.
- [15] MEI J W, SHAO C, WANG Y. Fundamentals of the TianQin mission [C]// Twelfth Asia-Pacific International Conference on Gravitation, Astrophysics, and Cosmology. Moscow, 2016:360-361.
- [16] HU Y M, MEI J, LUO J. Science prospects for space-borne gravitational-wave missions [J]. *National Science Review*, 2017, 4(5):683-684.
- [17] 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*, 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.
- [18] LUO Z, GUO Z K, JIN G, et al. A brief analysis to Taiji: Science and technology [J]. *Results in Physics*, 2020, 16:102918.
- [19] CANUTO E, MASSOTTI L. All-propulsion design of the drag-free and attitude control of the European satellite GOCE [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(2/3): 325-344.
- [20] ANDREIS D, CANUTO E S. Drag-Free and Attitude Control for the GOCE satellite [C]// Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference. Cdc-Ecc '05. IEEE Conference on. IEEE Xplore, 2006:4041-4046.
- [21] CANUTO E, MOLANO A, MASSOTTI L. Drag-free control of the GOCE Satellite: Noise and observer design [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2010, 18(2):501-509.
- [22] 胡明, 李洪银, 周泽兵. 无拖曳控制技术及其应用 [J]. *载人航天*, 2013(2): 61-69.
- HU M, LI H Y, ZHOU Z B. Drag-free Control Technology and Its Applications [J]. *Manned Spaceflight*, 2013(2): 61-69.
- [23] 施梨, 曹喜滨, 张锦绣, 等. 无阻力卫星发展现状 [J]. *宇航学报*, 2010(6): 1511-1520.
- SHI L, CAO X B, ZHANG J X, et al. Survey of Drag-free satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 2010(6): 1511-1520.
- [24] 邹奎, 苟兴宇, 薛大同. 重力梯度测量卫星无拖曳控制技术 [J]. *空间控制技术与应用*, 2017(2): 28-35.
- ZOU K, GOU X Y, XUE D T. An Overview on drag-free control for gravitational gradiometry satellites [J]. *Aerospace Control and Application*, 2017(2): 28-35.
- [25] 刘伟, 高扬. 空间引力波探测中无拖曳控制方法研究 [J]. *中国科学(物理学 力学 天文学)*, 2020, 50(7): 112-122.
- LIU W, GAO Y. Drag-free control methods for space-based gravitational-wave detection [J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2020, 50(7): 112-122.
- [26] 张锦绣, 曹喜滨, 董晓光, 等. Drag-free 卫星编队的发展现状和趋势研究 [J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2010(5): 673-677.
- ZHANG J X, CAO X B, DONG X G, et al. Development status and tendency of drag-free satellite formation flying [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2010(5): 673-677.
- [27] BENCZE W J, DEBRA D B, HERMAN L, et al. On-orbit performance of the Gravity Probe B drag-free translation control system [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2006, 125:425-440.

- [28] FICHTER W, SCHLEICHER A, VITALE S. Drag-free control design with cubic test masses [M]//Lasers, clocks and drag-free control. Astrophysics and Space Science Library (vol 349). Berlin, Heidelberg: Springer, 2008.
- [29] FICHTER W, GATH P, VITALE S, et al. LISA Pathfinder drag-free control and system implications [J]. Classical and Quantum Gravity, 2005, 22(10): S139-S148.
- [30] FICHTER W, SCHLEICHER A, BENNANI S, et al. Closed loop performance and limitations of the LISA Pathfinder drag-free control system [C]//Proceeding of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007, 6732: 1-17.
- [31] GATH P, FICHTER W, KERSTEN M, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA pathfinder mission [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004.
- [32] SCHLEICHER A, ZIEGLER T, SCHUBERT R, et al. In-orbit performance of the LISA Pathfinder drag-free and attitude control system [J]. CEAS Space Journal, 2018, 10(4): 471-485.
- [33] CANUTO E. Embedded model control: outline of the theory [J]. ISA Transactions, 2007, 46(3): 363-377.
- [34] ZIEGLER T, FICHTER W. Test mass stiffness estimation for the LISA Pathfinder drag-free system [C]// AIAA Guidance, Navigation & Control Conference & Exhibit, 2007.
- [35] ZIEGLER T, FICHTER W. Identification Algorithms for Micro-Propulsion System Parameters using drag-free test masses [J]. Space Science Reviews, 2010, 151(s1/s2/s3): 49-60.
- [36] GRYNAGIER A, ZIEGLER T, FICHTER W. Identification of dynamic parameters for a one-axis drag-free gradiometer [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2013, 49(1): 341-355.
- [37] NOFRARIAS M, RÖVER C, HEWITSON M, et al. Bayesian parameter estimation in the second LISA Pathfinder mock data challenge [J]. Physical Review D, 2010, 82(12): 122002(14).
- [38] CONGEDO G, FERRAIOLI L, HUELLER M, et al. Time domain maximum likelihood parameter estimation in LISA Pathfinder data analysis [J]. Physical Review D, 2012, 85(12): 122004(26).
- [39] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Calibrating the system dynamics of LISA Pathfinder [J]. Physical Review D, 2018, 97(12): 122002(14).

(责任编辑 张冰)