

空间引力波探测航天器平台系统前沿研究进展

吴树范^{1,2}, 孙笑云^{1,2}, 张倩云^{1,2}, 向煜^{1,2}

(1. 上海市引力波探测前沿科学研究基地, 上海 200240; 2. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘要: 高精度航天器平台系统是空间引力波探测任务成功实施的重要载体, 在空间引力波探测任务中发挥着重要的作用。针对高精度航天器平台系统研究的前沿进展, 以惯性传感器参考基准、微推力执行机构、航天器平台无拖曳控制技术 & 航天器系统编队设计与控制为出发点, 结合本专刊内发表的主要研究内容及国内外空间引力波探测航天器平台系统近期相关研究进展, 形成涵盖国内外前沿研究热点的概括与综述, 总结空间引力波探测航天器平台系统设计的主要研究问题。从航天器系统角度出发, 提出涵盖关键载荷、轨道及姿态控制策略及编队构型设计的探测航天器平台系统发展的展望。

关键词: 空间引力波探测; 航天器平台与系统; 空间惯性传感器; 无拖曳控制; 编队构型

中图分类号: TN95

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)03-0233-14

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230095

引用格式: 吴树范, 孙笑云, 张倩云, 等. 空间引力波探测航天器平台系统前沿研究进展[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(3): 233-246.

Reference format: WU S F, SUN X Y, ZHANG Q Y, et al. Advances in frontier research of space gravitational wave detection spacecraft platform system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(3): 233-246.

引言

引力波探测任务旨在验证广义相对论, 揭示宇宙起源并探索空间科学的深层次机理^[1]。引力波是宇宙中一类极微弱的信号, 用于探测引力波的航天器平台系统需具备超高精度的在轨运行、跟踪及信号放大的能力^[2]。因此, 空间引力波信号得以成功探测的前提是作为探测载体的航天器平台系统需满足相应的超高精度需求, 进而针对平台系统强鲁棒性、高精度跟踪控制及稳定编队构型等方面的研究成为空间引力波探测这一特殊应用背景下的研究热点, 并逐渐成为一系列针对高精度航天器平台系统研制及闭环设计的前沿科学问题。

本文主要讨论当前在国内与国际已有较多实践的空间引力波探测任务, 概述并分析用于空间引力波探测的航天器平台系统关键研究内容, 梳理主要科学问题并展望未来针对该特定探测背景下的航天器系统平台发展前景。

首先, 回顾空间引力波探测的任务背景。首次发现并验证引力波存在的LIGO (Laser Interferometer Gravitational-wave Observatory) 计划属于地面引力波探测项目, 引力波信号的来源为一对名为GW150914的

恒星质量黑洞^[6]。针对引力波探测这一任务的实施, 本专刊内提出一种借助于噪声更微弱、引力梯度更小, 干扰水平更低的月基引力波探测手段的构想, 将引力波信号的探测频段拓展至0.1~5 Hz。而空间引力波探测任务, 实际上相当于用于高频引力波探测的LIGO计划或月基引力波探测构想的延伸。有别于已成功探测到引力波信号的地面引力波探测任务, 空间引力波探测主要着眼于探测难度更大、需求精度更高的低频段空间引力波探测^[3]。以中山大学“天琴计划”(TianQin Project)^[4]及中国科学院“太极计划”(TaiJi Project)^[5]为例, 其引力波探测频段范围下探至 10^{-3} ~0.1 Hz。空间引力波探测任务以欧洲航天局(European Space Agency, ESA)及美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的合作项目激光干涉空间天线(Laser Interferometer Space Antenna, LISA)为代表^[7], 其试验验证项目, 被命名为“LISA 探路者”(LISA Pathfinder), 已获得引力基准系统和空间激光干涉两项关键探测科学问题的成功验证^[8]。近年来, 随着ESA与NASA在LISA项目中合作的结束, ESA利用LISA Pathfinder项目中获取的成功验证, 提出了eLISA(也称NGO)计划, 缩短原有LISA

收稿日期: 2023-04-01 修回日期: 2023-06-12

基金项目: 科技部国家重点研发计划(2020YFC2200800, 2021YFC2202600, 2022YFC2204800)

任务中预定的探测臂长并改变编队跟踪策略及激光干涉测量手段,以此减轻系统对于光学链路需求^[9]。

在中国,对空间引力波探测正在积极开展研究和试验。2019年8月发射的“太极一号”是中国首颗发射入轨的空间引力波探测技术实验卫星,隶属于中国科学院空间科学战略性先导科技专项,是“太极计划”激光干涉测距系统的首发任务,用于验证空间引力波探测技术路线的可行性,目前已对检验质量激光干涉仪、加速度计参考传感器及单自由度无拖曳控制等关键技术进行了在轨测试,在轨性能超出预期^[10];未来也将逐步开展双星绕日激光测距系统、地面测试论证及300万km三星长基线编队运行,用于率先实现中低频段引力波信号的空间探测,激光干涉测距系统验证指标达到 $8 \text{ pm}/\sqrt{\text{Hz}}$,无拖曳闭环控制残余加速度达到 $10^{-15} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级^[11]。由罗俊院士于2014年提出的“天琴计划”^[12]是中国首个空间引力波探测计划。它采用地球轨道三星编队进行空间引力波探测,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,通过激光测距精确测量引力波造成的星间距离变化。“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 $10^{-9} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级^[13]。

然后,本文将LISA Pathfinder试验验证任务及LISA/eLISA任务,来分析探测航天器的基本构造及轨道构型,梳理空间引力波探测航天器平台系统的一般构成。本文的主要内容在于整理引力波探测航天器系统平台在研制及闭环系统设计中遇到的关键技术问题,基于对硬件系统-数字系统的研究,挖掘引力波探测航天器系统平台面临的特殊需求,及其在系统闭环控制方案设计时,应予以考虑的特殊问题。同时,也根据本专刊内涵盖的文章研究范围,对关键载荷或机构硬件系统研制与单星平台-多星系统闭环控制两个方面展开描述。在硬件系统研制方面,介绍以空间惯性传感器(引力基准)及其交流执行机的研制进展,介绍关键执行机构即场效应微牛级推进器为平台主要执行器的研制及测试结果;在闭环系统及控制系统设计方面,描述航天器平台控制策略、控制架构及主要进展,以及探测航天器编队的轨道构型、设计及控制技术的研究进展。在此基础上,给出探测航天器平台前沿技术的研究展望。

该文第1节描述主要空间引力波探测任务航天器系统平台结构与构型,航天器编队系统构型及单颗无拖曳卫星多物理实体结构,并围绕典型空间引力波探测任务对航天器系统结构构型进行详细描述;第2节描述

主要技术问题及对应进展,分别就空间惯性传感器关键载荷、微推力器、单颗航天器无拖曳控制及三星编队系统的研制进展与试验结果进行分别描述;第3节对前沿技术开展展望,针对闭环控制、指标确立与分解及健康管理等方面进行叙述,第4节给出总结。

1 典型空间引力波探测航天器系统结构与构型

本节给出了空间引力波探测航天器系统结构与单航天器的几种典型构型,随后围绕LISA Pathfinder试验验证任务、LISA/eLISA任务及国内成功开启实施的“天琴”“太极”计划,开展典型引力波探测航天器系统平台结构与构型的描述。

1.1 空间引力波探测航天器系统结构及构型概述

空间引力波探测任务的实质是通过3颗探测航天器形成的大尺度正三角形编队,基于激光干涉测量航天器编队因引力波信号引起的臂长变化,3颗探测航天器需构成严格的正三角形编队,并基于单星无拖曳控制、多星编队保持等手段实现空间正三角形编队构型的动力学稳定。现有的空间引力波探测任务或任务规划中,航天器系统空间正三角形编队结构可被大致分为3类:①共轨星座方式;②三角平动点方式;③相对绕飞方式。共轨星座方式相对简单,探测航天器均匀分布在同一条圆轨道上,以卫星星座的形式围绕共同的中心引力体运动;相对绕飞形式下,探测航天器均匀分布在原参考轨道附近的相对绕飞圆上,编队随绕飞圆旋转,周期与参考轨道保持一致;三角平动点方式下,3颗航天器位于平面圆型限制性三体的L₃、L₄、L₅平动点附近。图1给出了3种航天器系统编队结构的示意图。

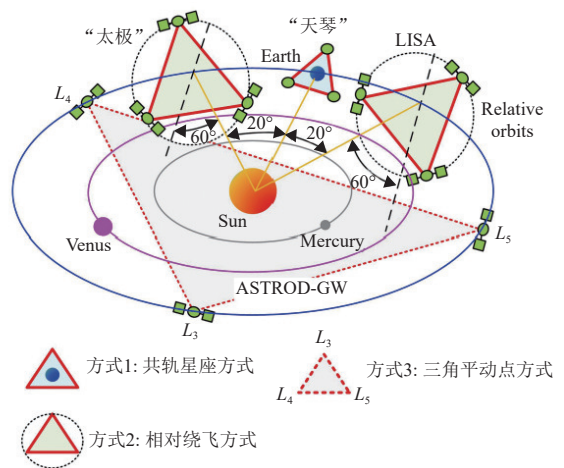


图1 空间引力波探测航天器编队构型示意图^[59]

Fig. 1 Diagram of detection spacecraft formation structure for space gravitational wave detection^[59]

单星航天器系统构型则遵循无拖曳控制策略及原理, 本质上为航天器外壳与内部两枚检验质量的多体构型。通常地, 由于正三角形大尺度编队构型下, 激光干涉测量通常在同一个臂长下的两个检验质量间进行, 因此, 单颗航天器中的两颗检验质量布置方式为夹角 60° , 典型的单航天器内部构型如图2所示。

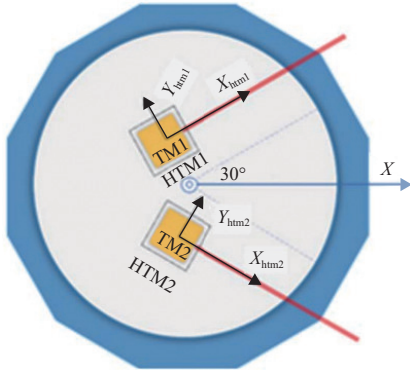


图2 空间引力波探测航天器构型示意图^[35]

Fig. 2 Configuration diagram of space gravitational wave detection spacecraft structure^[35]

1.2 LISA探测航天器系统

LISA探测系统将由3个航天器SC1、SC2、SC3组成, 以准等边三角形的形式飞行, 在地球轨道上位于地球后约 20° 位置运行^[14]。该面向太阳的准等边三角形轨道的标称边长为250万km。考虑轨道摄动, 三角形编队构型的内角在 59° 和 61° 之间周期性变化, 星座中心跟随地球的平均距离为 6×10^7 km。编队构型的示意图见图3。

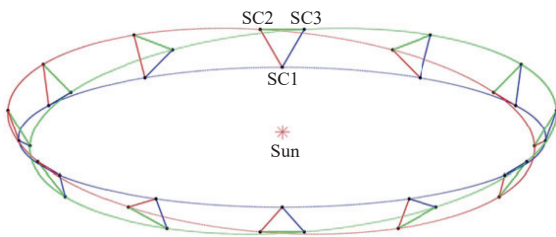


图3 LISA空间引力波探测器构型示意图^[15]

Fig. 3 Schematic diagram of LISA space gravitational wave detector configuration^[15]

对于探测航天器正三角形编队的每个航天器, 其内部关键载荷系统为一用于引力波探测的科学模块。科学模块主要由夹角 60° 的一对移动光学组件构成, 光学组件包括用于发射激光信号的望远镜及用于激光干涉测量的光学平台, 以及一个用于提供惯性基准、部分自由度运行于纯引力轨道的静电悬浮系统(或称为空间惯性传感器)构成。每个航天器的内部构造都遵循几何与质量对称分布的原则, 使航天器具有良好的平衡与稳定, 且其整体质量中心接近于航天器外壳自

身的质心^[16]。

显而易见, 利用绕日轨道的稳定近正三角形编队构型实现引力波信号的成功探测, 其关键步骤可分为如下3步:

1) 静电悬浮控制提供的稳定惯性基准。由空间惯性传感器提供的静电力用于抵消外界扰动等杂散力作用, 使得惯性传感器内部检验质量(在图中表达为TM1及TM2)运行于纯引力轨道下。

2) 由场效应微牛级别推进系统及精确跟踪控制策略实现的航天器平台向纯引力轨道稳定参考基准的快速、精确跟踪。这一航天器向检验质量的非接触跟踪控制策略被特殊命名为无拖曳控制, 而静电悬浮控制及航天器无拖曳控制共同构成的多体动力学控制系统一般也被称为无拖曳控制系统。

3) 移动光学组件的精密激光测量。这一环节涉及光学组件的激光测距系统, 其原理为通过稳定构型的长基线编队, 将航天器无拖曳运动经大尺度编队臂长放大, 并基于高精度激光干涉测距系统进行待探测信号的量测。在量测过程中, 需要保证高精度激光干涉测距系统处于稳定对准测量状态, 这一环节涉及了激光测距系统以及长基线编队的轨道设计、轨道摄动分析及编队控制、姿轨耦合控制问题, 该系统层面的顶层闭环设计也成为探测任务能否成功实施的最关键因素之一。

上述3个实施引力波探测的环节就是引力波探测平台系统设计中最为关键的科学问题和前沿技术, 是有别于其他深空探测航天器平台的设计特点, 并可归纳为强鲁棒性悬浮, 高精度跟踪及超稳定编队, 最终实现微弱引力波信号下航天器轻微扰动的观测及激光测量回路的放大。

1.3 LISA Pathfinder试验验证探测系统

作为LISA任务关键科学问题的先行验证计划, LISA Pathfinder是ESA“Cosmic Vision”科学项目计划的一个组成部分^[20]。LISA Pathfinder任务的目的是为LISA任务所需的关键技术进行飞行测试。LISA测试包(LISA Test Package, LTP)、微推进技术和无拖曳姿态控制系统(Drag Free Attitude Control System, DFACS)构成了用于LISA Pathfinder任务演示验证的主要技术载荷^[21]。同时, 该任务还对NASA提供的扰动抑制系统(Disturbance Reduction System, DRS)进行飞行演示验证^[22]。该任务主要包含四大要素: ①先进科学卫星平台的系统设计、集成、测试和验证; ②用于科学卫星的微推进和无拖曳控制技术; ③科学有效载荷(LTP和DRS); ④发射、任务操作和地面设备^[40]。

LISA Pathfinder包括一个推进舱和一个科学卫星舱,两者组合在一起发射,其构型如图4所示。科学卫星舱携带包括LTP在内的所有科学实验载荷。推进舱将科学卫星从绕地轨道送入科学观测轨道。所有电源调节、姿轨控系统(Attitude and Orbit Control System, AOCS)和数据处理等分系统都包含在科学卫星舱,用于在所有任务阶段控制航天器。在到达科学观测轨道前,推进舱与科学卫星舱相分离,推进舱的有限数量的硬件(模块结构、推进剂罐和推进器)被丢弃^[23]。

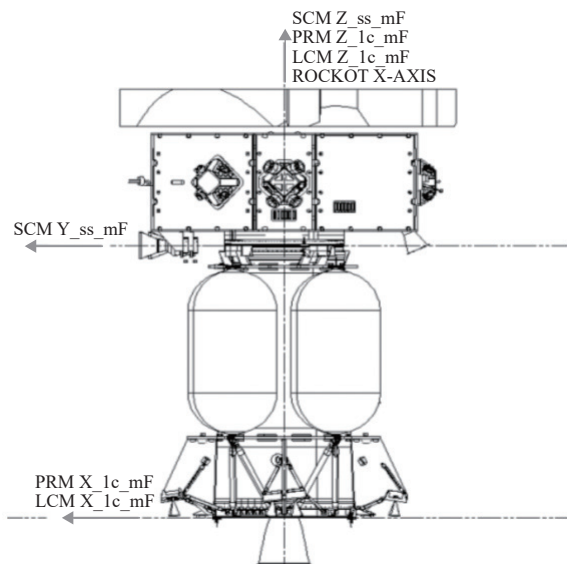


图4 LISA Pathfinder探测航天器示意图
Fig. 4 Diagram of LISA Pathfinder spacecraft

作为LISA项目三星编队系统中一个臂长的验证手段,LISA Pathfinder除不涉及编队构型与控制及轨道设计的部分,对引言中提出的几项关键科学问题均进行了验证,其验证的主要载荷LTP,即航天器平台中的科学探测模块,包括了惯性传感器子系统,光学组件子系统,数据与诊断子系统,结构与热控子系统及地面支持系统^[24],每个子系统具备的验证作用及设备如图5所示。

相比于LISA项目,LISA Pathfinder试验验证的性质、对单个臂长的模拟及先驱作用决定了内部科学载荷的结构形式与LISA等任务的科学载荷不同,且不具备三星近等边三角形编队验证的能力。LTP的设计如图6所示,两枚检验质量及其构成的惯性传感器设备实现平行对置,其实施静电悬浮控制的自由度与实施无拖曳控制的自由度均伴随着不同科学探测模式的改变而发生变化,且与LISA航天器载荷中的敏感轴选取有所不同^[25]。

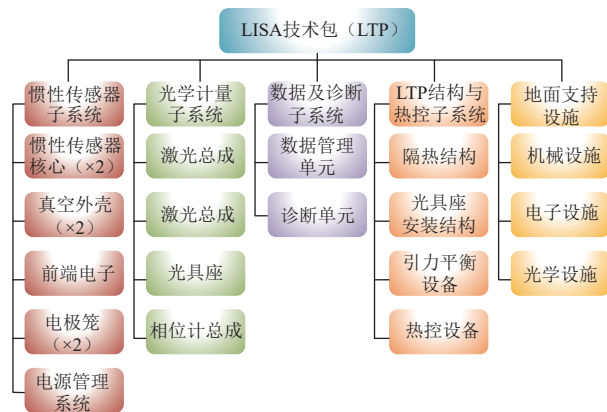


图5 LISA技术包子系统构成示意图
Fig. 5 Diagram of LISA technology package subsystem construction

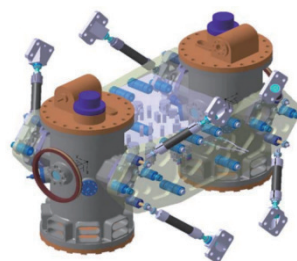


图6 LTP示意图
Fig. 6 Diagram of LTP

由图6可见,LTP的作用在于验证三星编队系统中一个臂长的相关动力学特性、控制策略及硬件研制的有效性,将大尺度编队下百万km级别的臂长做等效缩短转换,并封装在一套科学试验载荷中。

1.4 eLISA/NGO探测航天器系统

eLISA/NGO探测任务是起源于LISA项目的一项空间引力波探测任务,是ESA结束与NASA在LISA任务的合作后,独立规划开发的探测任务,其探测航天器系统沿用了LISA的类似构型及构造设计,即具备对称科学载荷的无拖曳航天器,每个航天器内一对夹角 60° 的光学组件及绕日地球轨道的近等边三角形编队构型^[26]。所不同的是,eLISA可视为LISA任务的简化版本,但仍然具有实现LISA大部分科学目标的能力。与LISA相比,其探测航天器系统的主要不同如下:

1) 3颗航天器编队的拓扑结构不同。在LISA中,3颗航天器的编队跟踪问题由位于星座中心的虚拟引领者实现,即3颗航天器向位于地球轨道上的虚拟引领者实现一致跟踪;而在eLISA中,3颗航天器被划分为一颗主航天器及两颗跟随航天器,跟随航天器实现向主航天器的一致跟踪。

2) 编队的激光测量不同。在eLISA中,仅在与母航天器相连的两个臂上开展激光干涉测量,而两个跟随航天器之间不再进行激光干涉测量。此举主要出于

节省成本及重量的考量, 利用该简化的激光测量方式, 仍然可能实现原有探测目标。

3) 臂长不同。百万km的长基线编队对航天器系统编队构型、轨道设计及闭环系统精度均提出了过高的要求, eLISA将臂长缩短至1 km, 减轻对激光测量及光学系统的要求, 简化对远距离航天器的跟踪设计, 并减少到达最终航天器轨道所需的推进剂质量。

除上述简化外, 来自LISA Pathfinder的试验验证结果也将在eLISA任务中得到整合^[27]。

图7给出了eLISA等效应变噪声, 红色实线曲线由数值仿真获得, 蓝色虚线曲线则由经验公式绘制, 绿色虚线曲线为LISA灵敏度。如图所示, 在实现上述简化后, 尽管在低频段范围内, LISA灵敏度高于eLISA, 但在频段达到0.1 Hz后, eLISA能够获得与LISA相似的探测灵敏度。

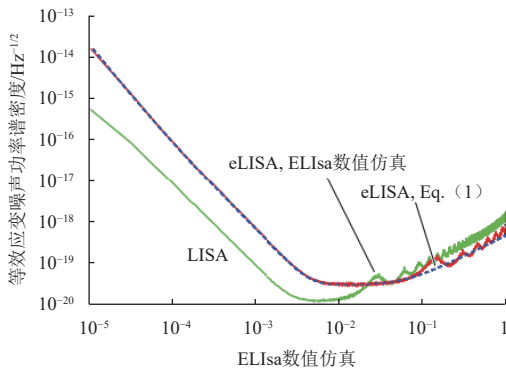


图7 eLISA等效应变噪声^[27]
Fig. 7 ELISA equivalent-strain noise^[27]

1.5 “天琴”计划探测航天器系统

作为中国首个空间引力波探测计划, “天琴”计划为运行于地心轨道的正三角形编队空间引力波探测项目。与LISA计划的相对绕飞形式不同, 天琴计划采取共轨星座的空间正三角形编队机制, 利用圆轨道运动速度恒定规律, 形成稳定编队构型^[53]。其单星科学载荷布置与设计与LISA项目具有类似之处^[17], 并将内部检验质量残余加速度频域指标暂定为 $1 \times 10^{-15} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} / \sqrt{\text{Hz}}$ 。图8则给出“天琴计划”航天器编队构型及在轨运行示意图^[18]。值得注意的是, 天琴航天器编队为环绕地球运行的等边三角形星座, 星座的引导中心与地球中心重合。每颗航天器的地心距离为 10^5 km , 由星座构成的探测平面的法线指向暂定参考源RX J0806.3+1527 (也称为HM Cancri或HM Cnc), 为银河系中一对超紧凑白矮星双星^[19]。2019年12月20日, “天琴一号”技术试验卫星已发射升空, 其相比于“天琴计划”, 单星内部

惯性参考简化为1个长方体惯性基准, 旨在对无拖曳控制技术进行了在轨试验, 并已实现探测频段内纳米级别的无拖曳控制精度^[19]。

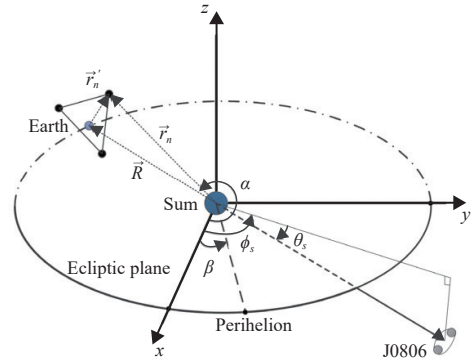


图8 “天琴”空间引力波探测器构型示意图^[18]
Fig. 8 Schematic diagram of Tian-Qin space gravitational wave detector configuration^[18]

1.6 “太极”计划探测航天器系统

“太极”计划是中国首个提出并付诸实施的空间低频段引力波探测计划, 其试验星“太极一号”已于2019年8月31日成功发射, 绕地球轨道验证技术路线的可行性, 其在轨残余加速度指标已实现至 $10^{-9} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2} / \sqrt{\text{Hz}}$ 量级。与采取共轨星座编队机理, 绕飞于地心轨道的天琴计划不同, 太极计划采取了与LISA/eLISA相同的相对绕飞方案, 即其编队质心运行于落后地球越 20° 的日心公转轨道上, 编队平面与黄道面夹角为 60° 。编队臂长确定为300万km, 与LISA计划最终确定的250万km类似, 故二者敏感探测频段与科学探测目标大致重合^[11]。

值得注意的是, 其采取的相对绕飞方案与“天琴”计划的共轨星座机理相比在轨道稳定性方面存在一定优势。尽管共轨星座方案在发射及测控方面存在优势, 但由于受到月球引力、外热流等因素影响, 其轨道编队稳定性及整星热控水平都较差; 从而相对绕飞机制下, 其长周期稳定性高、编队呼吸角小, 因此也成为太极计划选取的编队机制。

同样与“天琴”计划及LISA计划的规划类似, “太极”计划也存在先行的试验验证计划, 即“太极一号”与“太极二号”。单星绕地轨道的“太极一号”已实现太极计划内部分关键科学技术的先行验证, 如激光干涉、惯性基准及单星无拖曳控制技术; 而“太极二号”则采取双星绕日的方案, 与地面测试任务同步开展, 进一步提高惯性传感器及激光干涉仪量测精度^[52]。值得注意的是, “太极二号”的双星绕日方案即可实现大部分关键技术的在轨验证, 其作为关键技术验证卫星的意义相比其他类似试验验证卫星更加重大。

2 空间引力波探测航天器平台系统关键技术问题

依据前节的描述,针对空间引力波探测航天器平台系统的设计,显然在编队构型、无拖曳控制两个闭环系统设计层面及对应的关键载荷或机构硬件层面,存在有别于其它深空探测任务下航天器系统设计的关键技术问题。本节将根据硬件系统及闭环控制系统的特点,从惯性传感器关键载荷、微推力器、无拖曳控制系统、以及轨道设计与编队控制系统等方面,结合当前进展以及本专刊内呈现的研究内容,对这些关键技术问题展开分析。

2.1 空间惯性传感器硬件研制及测试问题

空间惯性传感器是空间引力波探测任务的关键载荷之一,具有高精度、小量程、多自由度实时测量等优点,在空间引力波探测项目中被广泛应用,如欧空局LISA计划、日本分赫兹干涉引力波天文台(DECIGO)计划^[28]、中国“天琴”计划和“太极”计划。目前空间引力波探测领域使用的高精度惯性传感器大多由机械敏感探头、电容位移传感器和静电反馈控制电路等结构组成。

NASA和ESA等太空机构在20世纪90年代联合推出LISA计划,同时启动关键技术验证卫星LISA Pathfinder的研究,这两项探测任务成为国外开展空间惯性传感器研究的目标载体。法国航天技术研究所ONERA长期从事高精度静电加速度计的研究,其研究成果成为LISA计划中的惯性传感器概念和配置来源^[29,44]。从2000年到2018年陆续发射的重力测量卫星CHAMP、GRACE、GOCE、GRACE Follow On搭载的静电加速度计均由ONERA研制^[1],其分辨率从 $10^{-9} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 逐渐提升到 $10^{-12} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级,形成了较为成熟的空间惯性传感器技术^[30]。意大利University of Trento在ONERA的基础上进一步提升了精度指标,采用紫外放电技术代替金丝导电技术以降低干扰噪声,并通过交流静电反馈控制保证检验质量的零电位^[31]。同时设计了高精密度地面二级扭摆系统,以开展空间惯性传感器的地面测试工作,该系统在地面环境下能测量评价 $10^{-14} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 级别的扰动加速度^[10]。此外,为了降低惯性传感器的噪声水平,国外其他研究团队也开展了一系列研究。英国Imperial College London在University of Trento的研究基础上对LISA Pathfinder在轨表面特性展开研究,对检验质量的表面放电过程进行了模拟,设计了可在低噪音影响下连续放电也可在高放电速率下间歇放电的充电管理装置(CMD)^[32]。

F Giberta, M Nofrariasa等^[33]在LISA Pathfinder上开展了热诊断实验,分析了不同热效应对LTP性能的影响。

中国空间引力波探测研究起步较晚,目前对空间惯性传感器的研究主要是基于空间引力波探测项目“天琴”计划和“太极”计划。中山大学研究团队提出了基于空间惯性传感器、微推力器与无拖曳控制一体化的空间惯性基准体系,并在“天琴”计划首颗技术验证试验卫星“天琴一号”上成功进行了在轨验证。华中科技大学引力中心通过十几年探索,掌握了空间静电加速度计敏感探测结构研制与装配的完整工艺,建立了基于嵌入式模型(EMC)方法的加速度计仿真软件与半实物测量评估系统^[7],并提出在线匹配传感电路桥路调谐新方法,将电容位移传感器在0.03 Hz处的电容分辨率提高到 $1.6\times 10^{-19} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 。团队还为“天琴一号”卫星提供了核心载荷惯性传感器和无拖曳控制算法,经过在轨验证,其分辨率达到了 $10^{-12} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级,且实现了 $10^{-11} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}/\sqrt{\text{Hz}}$ 量级的扰动加速度测量水平^[8]。兰州空间技术物理研究所依托于“太极”计划,针对静电式悬浮惯性传感器开展了一系列研究,并对惯性传感器的热噪声进行了分析,成功设计出惯性传感器原理样机并搭载于“太极一号”卫星进行验证^[34]。中国科学院研究团队基于“太极一号”实验卫星,研制了一套具备搭载条件的空间惯性传感器结构工程化样机,并搭建了地面测试系统对其关键指标进行测试研究^[35]。清华大学研究团队基于静电陀螺、MEMS加速计驱动控制在空间惯性传感器电容传感和静电力控制电路等方面做了大量研究,设计了星载硅微静电悬浮加速度计,并成功研制出了原理样机^[36]。上海交通大学研究团队基于参加欧洲航天局LISA Pathfinder项目的研究基础^[40,48-50],开展了空间引力波探测关键技术的研究^[17,19-20, 23-24, 36, 39, 47, 51]。该团队牵头承担了国家“引力波探测”重大专项中的惯性传感器控制理论与方法子课题研究,重点研究传感器低噪声多自由度控制方法^[20,39,47],并设计研制了一套如图9所示的用于验证惯性传感器交流执行器电路设计的原理样机设备^[39],并参与了无拖曳控制和卫星编队控制技术的相关研究^[17,19,23-24, 36, 51]。

针对空间惯性传感器硬件设计可行性、有效性及正确性的评估也是空间惯性传感器硬件系统研制的核心技术问题。以静电加速度计作为基本测量原理的空间惯性传感器,其测量精度要求很高,通常使用的基于气浮测试平台的地面验证系统因噪声量级过大而无法满足要求。华中科技大学研究团队提出一种基于扭摆悬挂的地面测试系统,将惯性传感器位移传感模式视为异类受扰近似二阶系统,针对六自由度惯性传感

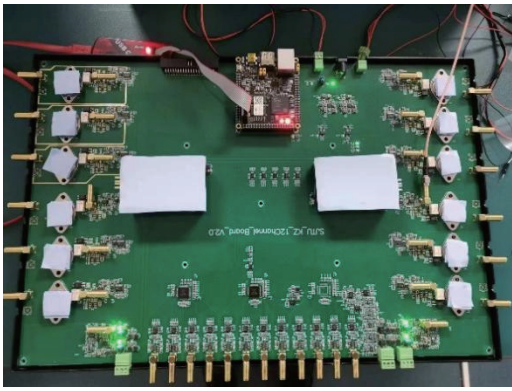


图9 上海交通大学研制的空间惯性传感器交流执行机原理样机
Fig. 9 Prototype of the principle of space inertial sensor AC actuator developed by Shanghai Jiao Tong University

器的两个自由度（一对平动及转动）进行地面验证测试，并已形成一种较为成熟的测试流程^[45]。他们所提出的另一种基于高压悬浮的测试方法，则利用近千伏纵向电压平衡惯性传感器检验质量重力，模拟纯引力环境并确保额外扰动量级低于测量信号量级，可同时实现空间惯性传感器检验质量6个自由度位移传感功能的同时测试^[46]，为超高精度测试平台的设计与搭建提供了设计思路。

2.2 微推力器研制、测试及相关控制问题

微推力器是无拖曳控制的核心执行机构，其性能指标要求产生微牛级别的连续可调推力来抵消航天器平台受到的微小扰动，并且在工作频段内推力噪声和推力分辨率必须达到亚微牛级，以满足任务需求。目前常用的微推力器主要有冷气微推力器、离子微推力器、场发射微推力器和胶体推力器。

以LISA Pathfinder任务为例，其微推力器系统（Micro-Propulsion System, MPS）由场发射微型电子推进子系统（Field Emission Electric Propulsion, FEED）及胶体微推进子系统（COLLOID）构成^[51]，两种微推进子系统应用于不同的工作场景，其中FEED主要应用于无拖曳控制阶段，当FEED存在故障或在科学模式下控制带宽不能满足控制需求时，COLLOID子系统将配合或代替FEED提供故障重构与容错控制能力，实现控制带宽的提高与控制效能的分配^[38]。

FEED子系统是实现无拖曳控制的主要执行机构^[37]，为航天器提供推力以进行平移或旋转操作。LISA Pathfinder无拖曳控制算法将使用FEED推进器来控制航天器的姿态和轨迹，并在任务的演示阶段最大限度地减少干扰。FEED子系统由3个狭缝场发射微推力器集群组件（Slit FEED Cluster Assemblies, FCA）构成。每个FCA由4个场发射微推力器推进器组件组成^[51]，

也包括了推进器集群结构和热控设备。图10给出了FCA布局及坐标参考系统。

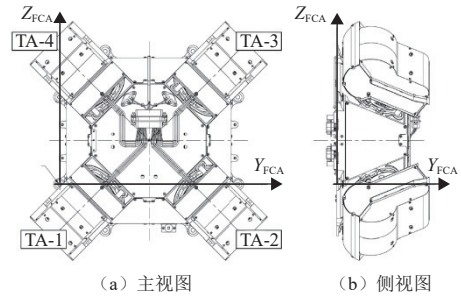


图10 FCA坐标参考系统及命名

Fig. 10 FCA coordinate reference system and naming

在空间引力波探测航天器设计中，微推力器组的几何布局需予以特别关注。除了考虑故障诊断和容错冗余度约束外，推进器安装的位置及方向的约束也应予以优化。本专刊内涉及空间引力波探测卫星微推进器组布局鲁棒优化设计的相关研究即考虑了引力波探测卫星的结构特殊性，提出了空间引力波探测卫星微推进器组布局优化设计方法。该方法以微推进器组配置矩阵的条件数作为评价标准，分别优化设计出科学模式与非科学模式下基于不同约束时对布局配置误差鲁棒性最强的推进器组布局结果，并利用数值仿真分析验证所设计的微推进器组布局方案的鲁棒性。

按微推力器类型区分，LISA提出的任务提议中将适用于空间引力波探测任务的微推力器类型分为冷气推力器、胶体场发射推力器、离子推力器和会切场霍尔推力器。其中，哈尔滨工业大学于达仁团队^[55]针对会切场推力器及其在空间引力波探测任务背景下的应用进行了大量研究。围绕推力器的微型化问题，针对会切场霍尔推力器在不同运行工况下出现的显著连续运行性能退化问题，对相应退化情况进行评估，构建了基于阳极溅射物扩散的通道壁面沉积模型，建立了通道沉积速率与阳极溅射速率之间的对应关系。此外，对钨丝阴极的失效问题进行了针对性探讨，为阴极与推力器相对位置的合理选取提供了理论依据。

同时，微推力设备的硬件测试及基于硬件设计的闭环控制手段，也获得了相应进展。在与LISA任务类似的轨道平面内构建的三星编队航天器平台模拟系统中，本专刊内“考虑微推力器输出特性的引力波探测卫星分数阶PID控制”这篇文章提出了一种考虑微推进器输出特性的引力波探测卫星闭环控制方案，针对离子推进器工作中出现的非预期电击穿（打火）导致的推力瞬时波动及低频扰动，基于离子推进器输出特性，采用非线性PID控制，以保证在引力波探测超低带宽要

求下, 系统对外部扰动及内部噪音具备抑制能力, 同时满足引力波探测对卫星平台超“静精稳”的多重指标要求。

2.3 无拖曳控制及抗干扰容错控制问题

无拖曳控制问题涉及控制策略与控制方法两个层面。目前的研究基本围绕两类不同的研究对象或动力学系统:

1) 卫星多体系统的姿态稳定与控制, 考虑卫星处于科学探测模式, 即卫星处于惯性坐标系内, 仅考虑探测卫星与内部惯性传感器载荷构成的多体二阶动力学系统, 来研究多体姿态控制问题。这类研究多基于 LISA Pathfinder 试验验证任务, 用于考察卫星跟踪惯性基准的灵敏度或惯性传感器敏感轴或非敏感轴的位移精度。控制系统的设计需以频率分离理论为前提, 即认为卫星姿态控制与惯性传感器静电悬浮控制通道基于频率分离理论实现自然解耦。

2) 卫星无拖曳控制系统的轨道控制, 即卫星处于地心或日心轨道内, 考察轨道平面内2或3个位移自由度的轨道跟踪控制。近年来, 更为精确的控制方法则认为航天器与内部检验质量构成内编队控制系统, 即需要考虑轨道一致性跟踪时检验质量及航天器外壳质心偏移带来的跟踪惯性, 引入C-W方程对跟踪指令进行修正。值得注意的是, 现有研究成果仍然以频率分离理论为前提来设计线性控制器, 并已获得较高精度的控制效果。

针对无拖曳控制概念的理解, 也分为两种观点:

1) 认为无拖曳控制为惯性传感器科学探测模式下敏感轴控制通道的闭环设计。文献[40]给出了用于 LISA Pathfinder 任务的一类解耦控制策略, 分别设计了基于定量反馈理论的卫星姿态及惯性传感器无拖曳及静电悬浮控制器。其控制结构示意图如图11所示。本专刊中“基于卡尔曼滤波的输出调节自适应无拖曳控制”一文的研究成果展示了基于该控制架构设计的一类输

出调节无拖曳控制器, 考虑部分通道信息整体丢失的情况, 用卡尔曼滤波实现丢失信息通道的快速估计, 将输出调节问题转化为全状态反馈的自适应控制问题, 来解决无拖曳控制通道内存在的参数不确定性问题。

2) 认为无拖曳控制为一类航天器-科学载荷姿态和轨道多体控制问题, 其动力学模型要考虑轨道构型与摄动。文献[41]给出一种基于轨道动力学的无拖曳航天器频率分离鲁棒控制方法, 将航天器摄动与检验质量的运动共同纳入敏感轴误差变量的构建中, 在二维轨道平面中验证了悬浮控制通道和无拖曳控制通道的频域输出响应。文献[42]考虑一类内编队构型的无拖曳航天器控制系统设计问题, 将检验质量及航天器外壳视为独立的三星内编队系统, 将无拖曳控制问题转化为考虑轨道跟踪的编队一致性跟踪控制问题, 并基于C-W方程来修正轨道跟踪指令, 其结构示意图如图12所示。

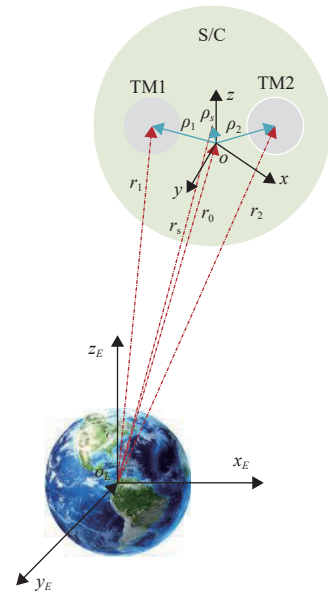


图 12 基于内编队的无拖曳控制系统结构
Fig. 12 Inner formation-based DFACS structure

在抗干扰与故障检测、识别及可重构 (FDIR) 控制方面, 目前主要有以下研究方向:

1) 基于鲁棒控制方法的无拖曳控制技术。当前的无拖曳控制研究目标大多满足残余加速度及闭环位移扰动性能指标, 鲁棒控制方法在无拖曳控制中拥有较多的应用及验证。文献[43]针对双质量块无拖曳卫星模型复杂、控制自由度多且精度要求高的问题, 提出了一种基于频域约束规范的GS/T混合灵敏度 H_{∞} 鲁棒控制器快速设计方法, 降低了无拖曳控制系统设计的复杂度, 给出了进一步减小加速度噪声的工程改进思路。专刊内也有针对三轴位移无拖曳控制模式下的双

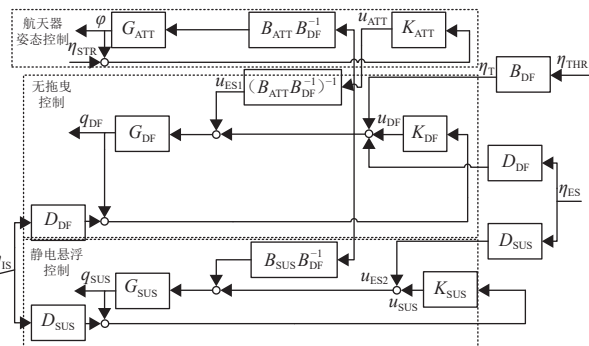


图 11 LISA Pathfinder 无拖曳控制系统结构
Fig. 11 LISA Pathfinder DFACS structure

检验质量无拖曳控制卫星鲁棒控制方案的相关成果, 利用已分解的各自由度无拖曳控制指标确定灵敏度函数, 基于各通道解耦的无拖曳控制系统近似线性动力学模型设计鲁棒控制器, 实现纳米量级的敏感轴位移控制精度。同时, 考虑无拖曳系统动力学模型存在的非线性, 传统线性鲁棒控制方法难以解决系统内部存在的刚度耦合及有界外界扰动问题, 为在非线性系统下为无拖曳控制系统提供强鲁棒性, 文献[19]在考虑部分状态反馈的非线性无拖曳系统中, 利用Lyapunov函数构造线性矩阵不等式组 (Linear Matrix Inequalities, LMIs), 基于LMIs的可行解为非线性控制器提供鲁棒反馈增益补偿, 数值仿真验证其在敏感轴自由度下相比线性 H_∞ 控制方案具备更高的鲁棒性与有界扰动的抑制能力, 如图13所示。

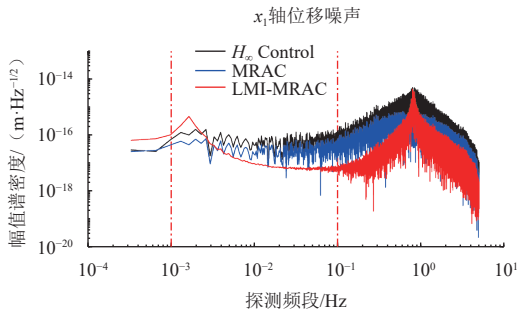


图 13 基于LMIs改进的非线性鲁棒无拖曳控制系统敏感轴数值仿真结果^[19]

Fig. 13 Simulation results on the sensitive axis of the LMIs-based nonlinear robust drag-free control system^[19]

2) 考虑低噪声控制需求的故障观测及反馈控制方案。文献[38]通过将干扰扩展为系统状态, 建立基于干扰观测的无拖曳卫星动力学模型, 来设计混合 H_2/H_∞ 最优控制器, 并采用线性矩阵不等式 (LMI) 方法给出求解控制器的条件, 开展控制器的稳定性分析。文献[37]采用嵌入式模型控制方法 (Embedded Model Control, EMC) 对GOCE卫星的无拖曳控制系统进行了设计, 将航天器的轨道及姿态指向的模型包

含在控制器中, 用来观测系统的各个运动状态, 同时采用扰动观测器对外部扰动进行估计, 控制效果具有良好的鲁棒性。

3) 引力波探测系统内的抗干扰控制。探测系统内存在的噪声与扰动需要进行详细分析与分类, 本专辑内有篇文章从“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出发, 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; 以电磁力噪声为例开展了详细的建模工作, 设计了仿真系统并进行了计算, 验证了航天器设计方案的工程可行性。同时, 还对超静超稳航天器面临的微振动问题进行了研究, 提出了一种将微振动诱发指向测量误差和附加力矩误差引入指向测量控制系统的建模仿真方法, 基于准零刚度悬吊法对指向测量系统进行了微振动试验, 为引力波探测超精超稳航天器平台提供一定的指导意义。针对惯性传感器的静电悬浮控制问题, 本专刊内的“空间惯性传感器数据驱动自适应非对称约束控制”一文研究设计了一种基于采样数字控制的惯性传感器静电悬浮控制方案, 基于离散采样数据的迭代实现控制器及扰动估计器的输出, 并取得较好的控制效果。

4) 基于多执行器故障分配算法的故障检测、识别与可重构容错控制技术。LISA Pathfinder项目中针对FEOP系统多发故障提出一种基于模型状态阈值检测、识别与控制分配重构的容错控制方案, 其故障检测环节的结构流程如图14所示。文献[48]从上述故障检测及隔离策略出发, 提出一种具备故障检测、识别、隔离及容错能力的控制方案, 针对无拖曳控制系统提出两种控制策略, 一是基于对航天器二次分离后去章动和去自旋动态行为的评估, 采取基于伪逆法的故障检测及隔离算法对故障进行识别和分离; 二是根据故障识别结果对控制器参数进行重新整定, 使标称控制器具备容错能力。该文献为具有冗余执行器输入及多响应输出的无拖曳控制系统提供了一类通用的故障诊

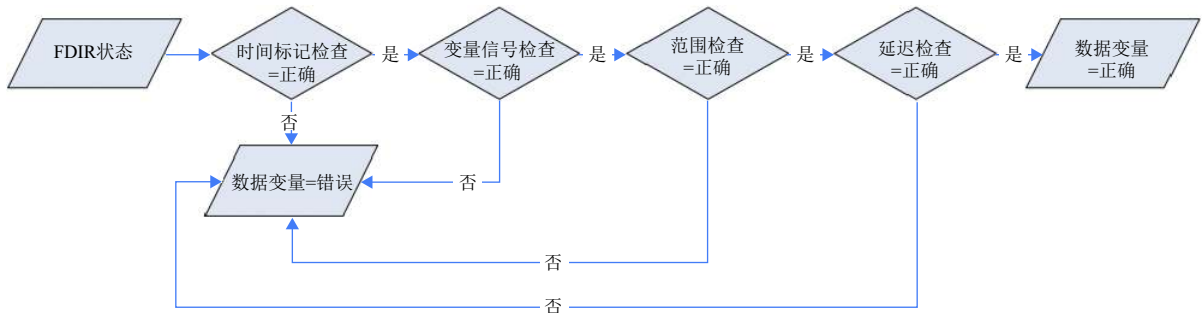


图 14 故障检测: 数据有效性的鉴定

Fig. 14 Fault detection: identification of data validity

断、隔离及容错控制框架。文献[36]则在惯性传感器的无拖曳控制通道提出一种基于序列迭代的可重构故障估计及容错控制方法，基于迭代序列实现故障的收敛估计，消除了一般故障估计器存在的稳态误差，提高故障估计精度及容错能力，其针对无拖曳控制系统执行器偏执故障的容错控制数值仿真结果如图15所示。

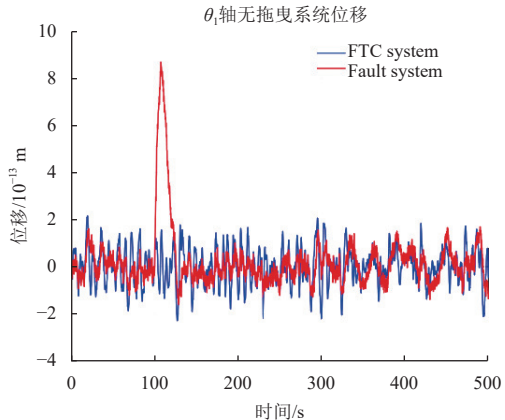


图 15 基于序列迭代的无拖曳系统容错控制结果^[36]
Fig. 15 Results of sequence iteration-based fault tolerant drag-free control system^[36]

2.4 轨道设计及编队控制问题

无拖曳控制系统的轨道设计及编队控制问题是确保光子子系统得以实现长时间稳定对准的关键，也是能否探测到引力波信号的最重要环节。无拖曳航天器在运行过程中，需要长期保证轨道构型的稳定，同时需保证多体耦合动力学环境下多星多回路的一致性精确跟踪控制。针对引力波探测任务的轨道设计及编队控制，其控制问题可细分为如下3点：

1) 甚长基线编队的动力学演化机制及摄动影响机理。为了保证探测器相对测距精度，编队构形误差必须控制在1%以内。考虑到空间近正三角编队尺度较大，受天体引力作用机理影响，维持稳定编队构型的难度极大。为研究编队稳定问题，需要建立多源摄动影响下的编队系统高保真相对运动模型，并明确动力学演化机制及摄动机理。本专辑内的一项研究开展了空间引力波探测器的稳定构型优化设计，考虑日地月引力场对编队构型的影响，在日心坐标系下，将地球、月球和3颗航天器视为一个编队进行研究。分析构型稳定性的表征，确定优化的目标函数和待优化的变量。然后，使用遗传算法对航天器轨道构型进行优化设计，使得地球、月球和3颗航天器在不进行轨道控制的前提下尽可能长时间的保持稳定的构型。

2) 考虑多源摄动和复杂多约束的高稳定编队构形设计技术。由于大尺度编队臂长和呼吸角在多源摄动作用下演化规律十分复杂，编队构型的设计需主动利

用多源摄动以顺应轨道自然特性。同时，个体之间运动需要满足运动一致性等多个约束，而且控制代价又要相对均衡。本专辑内有一项研究内容涉及了基于二阶 CW 方程的引力波探测编队构形设计，利用摄动法得到了二阶 CW 方程的近似解析解，并以此为基础证明了完美空间圆形绕飞轨道的不存在性，分析了基于 CW 方程所设计的标称构形的发散原因。同时，基于二阶 CW 方程与能量匹配周期条件以航天器相位角为优化变量构建了编队构形优化模型，建立了基于全局优化算法和模式搜索算法的多约束构形优化方法，以太极任务为背景对优化结果进行仿真验证，实现了编队臂长平均误差的最小化。

3) 无拖曳航天器高精度编队控制。在空间引力探测方案中，无拖曳航天器编队是由多颗卫星和多个检验质量组成的空间多体系统，系统本身具有高自由度和固有非线性，精确建模难度大，传统无拖曳航天器控制研究大多将无拖曳控制回路、检验质量块静电悬浮控制回路和航天器姿态指向控制回路进行解耦，并忽略各回路之间的耦合，开展基于时域或频域的经典鲁棒控制。此外，空间引力波探测所需的高精度编队目标对传统编队控制技术提出了挑战。因此，需要进行无拖曳航天器的精确动力学建模，分析各回路之间的非线性耦合行为，面向不同任务阶段开展多种复杂约束下高精度编队智能控制与任务模式平滑切换控制研究。文献[32]首次提出了一种基于内-外编队的9实体无拖曳航天器编队控制系统，将内部惯性传感器及航天器视为总计9个物理实体设计拓扑结构，并实现航天器与惯性传感器检验质量的一致性控制。其结构如图16所示。

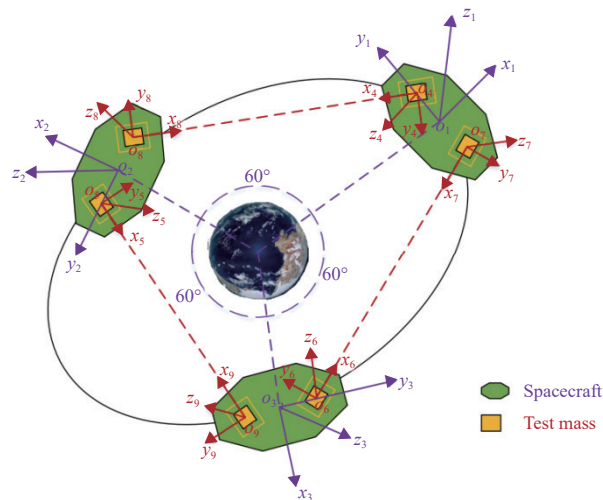


图 16 无拖曳航天器系统编队构型^[32]
Fig. 16 Formation configuration for the drag-free spacecraft^[32]

3 前沿技术展望

基于以上分析与述评,本文对航天器平台系统的研究给予部分前沿技术的展望。

1) 基于数字采样控制的空间惯性传感器静电悬浮控制方法。针对空间惯性传感器硬件在环控制问题,传统基于连续时间系统的控制方法往往不能通过硬件数字系统直接实现。因此,数字采样控制在硬件在环控制层面具有较为广阔的应用前景。基于离散的状态或输出数据迭代结果来设计当前时刻控制输入,并基于异步采样控制思想,面对通信延迟、通信带宽限制等问题,提出基于异步采样的数字控制方案,能减少控制能量消耗,减轻通信负担。

2) 多指标、大系统性能指标分配与分解。当前,探测航天器系统除基本的姿态控制外还应有航天器长基线构型与编队保持、对日指向的航天器姿轨耦合机制及无拖曳控制系统内部静电悬浮控制系统、执行机开环电压-静电力转换关系的复杂交叉耦合,需对全系统、多变量、复杂状态进行性能指标的分解和分配。同时,为实现更高的探测精度,对系统内部耦合及扰动、噪声的分析需要进一步细化,需考虑其对航天器系统动力学引入的复杂非线性乃至随机性。亟需探讨的是现有基于频域性能指标确立或分解与非线性航天器系统动力学的适用性、合理性及可行性,需建立一套不基于近似线性系统的指标分解体系,并探讨非线性非正常时变系统下初始条件对系统性能构成的影响。引力波探测任务是实际的工程问题,控制方案的设计都需根据性能指标的构建与分解进行,探讨空间引力波探测任务的精细指标分解将一直是重要且迫切的研究问题。

3) 基于健康管理与风险防控的非线性无拖曳控制系统执行机自适应控制分配与多故障检测、隔离与可重构容错控制。LISA Pathfinder任务中已针对状态阈值提出了故障检测与隔离方法,也针对复杂多发执行机故障设计了冗余推进器的控制分配方案^[48-49,54]。健康管理及风险防控是空间引力波探测任务的重要实际需求,在复杂故障隔离与诊断技术、可重构容错控制技术以及多执行器自适应控制分配与补偿技术层面也应随空间探测任务复杂度的提高与探测需求的提升而提出适于工程实现的设计方案。

4) 全流程数值仿真与地面实验验证。研究大尺度航天器编队轨道和多星多自由度耦合动力学多时间尺度高保真模拟技术,搭建多星多检验质量分布式仿真架构,研制编队精确控制全流程数值仿真平台;研制微重力环境下的无拖曳航天器编队模拟系统,提出复

杂空间环境模拟方法,发展天地动力学相似准则,设计探测航天器编队系统的动力学与控制地面模拟实验方案,验证相应理论和数值结果,是未来实现大尺度空间引力波探测任务的必由之路。

4 结束语

本文以空间引力波探测航天器系统平台为对象,对其核心技术和研究进展,也结合本专辑内的相关研究成果,进行了综合分析、梳理和述评。首先对国际上已经开展和正在开展的几个空间引力波探测计划的探测航天器系统的构成和关键技术问题和特点进行了综合介绍,旨在展示该领域的国际前沿状态。然后,围绕空间引力波探测航天器平台系统的关键技术问题展开了详细的分析和讨论,针对空间惯性传感器研制与测试、微推力器组的优化与试验、无拖曳控制系统以及三星编队高稳定构型及高精度一致跟踪控制等问题展开描述与分析,呈现当前的国际国内前沿研究进展和主要问题,并在此基础上给出了作者对前沿研究技术的展望,为未来开展空间引力波探测任务及探测航天器平台系统的研制提供建议与参考。

参 考 文 献

- [1] 万小波,张晓敏,黎明. 天琴计划轨道构型长期漂移特性分析[J]. 中国空间科学技术 2017, 37(3): 110-116.
WAN X B, ZHANG X M, LI M. Analysis of long-period drift characteristics for orbit configuration of the Tianqin Mission[J]. Chinese Space Science and Technology, 2017, 37(3): 110-6 (in Chinese).
- [2] SWEETSER T H. An end-to-end trajectory description of the LISA mission[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2005, 22(10): S429.
- [3] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector[J]. *Class Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 19-25.
- [4] HU W R, WU Y L. The Taiji Program in Space for gravitational wave physics and the nature of gravity[J]. *National Science Review*, 2017, 4(5): 685-686.
- [5] XIA Y, LI G, HEINZEL G, RUEDIGER A, et al. Orbit design for the Laser Interferometer Space Antenna (LISA)[J]. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 2010, 53(1): 179-186.
- [6] CHIHANG Y, HAO Z. Formation flight design for a LISA-like gravitational wave observatory via Cascade optimization[J]. *Astrodynamics*, 2019, 3(2): 155-171.
- [7] STEBBINS R T. Rightsizing LISA[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2009, 26(9): 094014.
- [8] YE B B, ZHANG X F, ZHOU M Y, et al. Optimizing orbits for TianQin[J]. *International Journal of Modern Physics D*, 2019, 28(9): 1950121.
- [9] SEOANE P, AODIA S. Low-frequency gravitational-wave science with eLISA/NGO[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2012(29):

- 124016.
- [10] HU X C, LI X H. Fundamentals of the orbit and response for TianQin[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2018(35): 095008.
- [11] 李卓. “太极”空间引力波探测编队飞行轨道优化设计与分析[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院国家空间科学中心), 2020.
- [12] JOFFE E, WEALTHY D, FERNANDEZ I, et al. LISA: heliocentric formation design for the laser interferometer space antenna mission[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67(11): 3868-3879.
- [13] 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, 43(2): 28-35.
- ZHOU K, GOU X Y, XUE D T. An overview on drag-free control for gravitational gradiometry satellites[J]. *Aerospace Control and Application*, 2017, 43(2): 28-35.
- [14] 张永合, 梁旭文, 张健, 等. 无阻力双星串行编队相对位置有限时间控制[J]. *宇航学报*, 2015, 36(8): 923-931.
- ZHANG Y H, LIANG X W, ZHANG J, et al. Finite-time relative position control for drag-free dual-satellite serial-formation[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(8): 923-931.
- [15] VIDANO S, NOVARA C, et al. The LISA DFACS: a nonlinear model for the spacecraft dynamics[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020(107): 106313.
- [16] 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.
- [17] 孙笑云, 沈强, 吴树范. 基于改进Kinky Inference的输出调节自适应无拖曳控制[EB/OL]. [2023-05-23]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0504>.
- SUN X Y, SHEN Q, WU SHU F. Output regulation adaptive drag-free control with enhanced Kinky Inference[J]. [2023-05-23]. <http://doi:10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0504>.
- [18] 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]. *Science China(Physics, Mechanics & Astronomy)*, 2020, 50(7): 112-122.
- [19] 孙笑云, 吴树范, 沈强. 基于LMI的输出跟踪自适应鲁棒无拖曳控制[EB/OL]. [2023-05-23]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20220726.0941.004.html>.
- [20] SUN X Y, WU S F, SHEN Q. LMI based Output Tracking Robust Drag-free Control with Model Reference Adaptive Scheme[EB/OL]. [2023-05-23]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.v.20220726.0941.004.html>.
- [21] 付海清, 吴树范, 刘梅林, 等. 基于干扰观测器的空间惯性传感器自适应控制[EB/OL]. [2023-05-23]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0734>.
- FU H Q, WU S F, LIU M L, et al. Disturbance-observer based adaptive control for space inertial sensor[EB/OL]. [2023-05-23]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0734>.
- [22] 王运永. 引力波探测[M]. 北京: 科学出版社, 2020: 7-210.
- [23] 罗子人, 白姗, 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.
- [24] 王楠. 深空引力波探测的无拖曳控制技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
- [25] 吴树范, 王楠, 龚德仁. 引力波探测科学任务关键技术[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2020, 7(2): 118-127.
- WU S F, WANG N, GONG D R. Key technologies for space science gravitational wave detection[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(2): 118-127.
- [26] CANUTO E, BONA B, CALAFIORE G, et al. Drag free control for the European satellite GOCE. Part I: modeling[C]//Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control. [S. l.]: IEEE, 2002.
- [27] 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.
- [28] CANUTO E. Drag-free and attitude control for the GOCE satellite[J]. *Automatica*, 2008, 44(7): 1766-1780.
- [29] 邓剑峰, 蔡志鸣, 陈琨, 等. 无拖曳控制技术研究及在我国空间引力波探测中的应用[J]. *中国光学*, 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.
- [30] CANUTO E. Stochastic modelling and prediction for spacecraft drag-free control[C]//Proceedings of the ISCIE International Symposium on Stochastic Systems Theory and its Applications. [S. l.]: ISCIE, 2016.
- [31] CANUTO E, BONA B, CALAFIORE G, et al. Drag free control for the European satellite GOCE. Part II: digital control[C]//Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, 2002. [S. l.]: IEEE, 2002.
- [32] GATH P, SCHULTE H R, WEISE D, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA science mode[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. [S. l.]: AIAA, 2007.
- [33] ZHANG Y, LIU Y, et al. Attitude-Orbit coupled control of gravitational wave detection spacecraft with communication delays[J]. *Sensors*, 2023(23): 3233.
- [34] 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 spaceborne gravitational wave detection program “Taiji” and “Taiji-1” satellite mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(1): 3-10.
- [35] 罗俊, 艾凌皓, 等. 天琴计划简介[J]. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(Z1): 1-19.
- LUO J, AI L H, et al. A brief introduction to the TianQin project[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni*, 2021, 60(Z1): 1-19.
- [36] 李洪银, 叶小容, 刘佳恒, 等. 天琴无拖曳控制研究的关键问题[J]. *中山大学学报(自然科学版)*, 2021, 60(Z1): 213-224.
- [37] SUN X, SHEN Q, WU S, et al. Partial State Feedback MRAC based reconfigurable Fault-Tolerant control of Drag-Free satellite with bounded estimation error[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2023: 3276342.
- [38] CANUTO E, MOLANO A, MASSOTTI L. Drag-free control of the GOCE satellite: noise and observer design[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 18(2): 501-509.
- [39] MA Z, WANG J. A controller design method for drag-free spacecraft multiple loops with frequency domain constraints[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022: 3224410.

- [40] ZHANG Q, LIU M, WU S. Design and test of the actuation circuit of the inertial sensor for space gravitational wave detection based on hardware-in-the-loop simulation[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2023(40): 115001.
- [41] WU S, FERTIN D. Spacecraft drag-free attitude control system design with quantitative feedback theory[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(12): 668-682.
- [42] ANTONUCCI F, ARMANO M, AUDLEY H, et al. The LISA pathfinder mission[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2012, 29(12): 124014.
- [43] WANG E, QIU S, LIU M, et al. Event-triggered adaptive terminal sliding mode tracking control for drag-free spacecraft inner-formation with full state constraints[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022(124): 107524.
- [44] LIAN X B, ZHANG J X, LU L, et al. Frequency separation control for Drag-Free satellite with Frequency-Domain constraints[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(6): 4085-4096.
- [45] MCNAMARA P, VITALE S, DANZMANN K, et al. Lisa pathfinder[J]. *Classical and quantum gravity*, 2008, 25(11): 114034.
- [46] BAI Y, LI Z, HU M, et al. Attitude-orbit coupled control of gravitational wave detection spacecraft with communication delays[J]. *Sensors*, 2017(17): 1943-1948.
- [47] 王铖锐, 白彦峥, 蔡林, 等. 高精度静电惯性传感器[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2023, 53(5): 26-42.
WANG C R, BAI Y Z, CAI L, et al. High precision electrostatic inertial sensor[J]. *Scientia Sinica(Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2023, 53(5): 26-42.
- [48] 吴树范, 张倩云, 刘梅林, 等. 空间引力波探测惯性传感器关键技术与进展[EB/OL]. [2023-05-29]. https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=3uoqIhG8C45S0n9fL2suRadTyEVI2pW9UrhTDCdPD67yVpHYCr17kxk6S9to59rNmVniwt00a_hqAcNW-5Hi3MGv-tuQjePX&uniplatform=NZKPT.
- [49] WU S, GIULICCHI L, FENAL T, et al. Attitude control of LISA pathfinder spacecraft with micro-newton FEED thrusters under multiple failures[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [50] WU S, GIULICCHI L, FENAL T, et al. Attitude stabilization of LISA pathfinder spacecraft using colloidal Micro-Newton thrusters[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S. l.]: AIAA, 2011.
- [51] GIULICCHI L, WU S, FENAL T. Attitude and orbit control systems for Lisa pathfinder spacecraft[J]. *Aerospace Science And Technology*, 2013, 24(24): 283-294.
- [52] CAO X, WU S, GONG D, Study on spacecraft Ultra-stable platform control for Tai Chi mission based on LTV-MPC, ICGNC[C]//Proceedings of Advances in Guidance, Navigation and Control. Harbin, China: [s. n.], 2022.
- [53] 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 spaceborne gravitational wave detection program “Taiji” and “Taiji-1” satellite mission *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(1): 3-10.
- [54] 刘培栋, 党朝辉. 空间引力波探测正三角形编队动力学机理与控制方法[J]. *指挥与控制学报*, 2021, 7(3): 275-286.
LIU P D, DANG C H. Triangular Formation Dynamics and Optimal Control for Space-based Gravitational-Wave Observatory[J]. *Journal of Command and Control*, 2021, 7(3): 275-286.
- [55] 王尚胜. 面向空间引力波探测的微型会切场推力器性能退化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
LIU P D, DANG C H. Triangular formation dynamics and optimal control for space-based gravitational-wave observatory[J]. *Journal of Command and Control*, 2021, 7(3): 275-286.

作者简介:

吴树范(1964-), 男, 讲席教授, 主要研究方向: 卫星总体设计、无拖曳控制、航天器导航制导与控制。

通信地址: 上海交通大学航空航天学院(200240)

电话: (021)34208597

E-mail: shufan.wu@sjtu.edu.cn

孙笑云(1995-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 无拖曳控制、航天器姿态轨道控制。

通信地址: 上海交通大学航空航天学院(200240)

电话: (021)34208255

E-mail: sunxiaoyun@sjtu.edu.cn

Advances in Frontier Research of Space Gravitational Wave Detection Spacecraft Platform System

WU Shufan^{1,2}, SUN Xiaoyun^{1,2}, ZHANG Qianyun^{1,2}, XIANG Yu^{1,2}

(1. Shanghai Gravitational Wave Detection Frontier Scientific Research Base, Shanghai 200240, China;

2. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The high precision spacecraft platform system is an important carrier and plays a significant role in the successful implementation of a space gravitational wave detection mission. In this paper, frontier researches on high-precision spacecraft platform systems were reviewed and summarized. The inertial sensor reference of spacecraft platform, micro-thrust actuator, drag-free attitude control technology of spacecraft platform, formation design and control of spacecraft system were discussed. The recent relevant research progress of spacecraft platform system used for space gravitational wave detection was summarized and discussed, covering both domestic and international frontier research hotspots, focusing on key research issues of space gravitational wave detection spacecraft platform system design. A prospect on the development of spacecraft platform system was proposed, including key payloads, orbit and attitude control strategies, formation configuration design, etc

Keywords: space gravitational wave detection; spacecraft platforms and systems; space inertial sensor; drag-free control; formation configuration

Highlights:

- The research progress of spacecraft system platform structure, dynamics, closed-loop system and key payloads in space gravitational wave detection missions is reviewed.
- Key technical issues in the development of space gravitational wave detection spacecraft system platform is summarized.
- The prospect of the development of spacecraft system platform is proposed in terms of key payload, orbit and attitude control strategy and formation configuration.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]