



空间引力波探测惯性传感器及其关键技术

王少鑫¹, 郭伟川¹, 赵平安^{1,2}, 王娟¹, 董鹏³, 徐鹏^{1,3}, 罗子人^{1,3}, 齐克奇^{1*}

1. 中国科学院力学研究所, 国家微重力实验室, 引力波实验中心, 北京 100190;

2. 国科大杭州高等研究院物理与光电工程学院, 杭州 310024;

3. 国科大杭州高等研究院基础物理与数学科学学院, 杭州 310024

*联系人, E-mail: qikeqi@imech.ac.cn

收稿日期: 2024-03-28; 接受日期: 2024-05-15; 网络出版日期: 2024-06-24

国家重点研发计划(编号: 2020YFC2200100)和中国科学院微重力重点实验室(编号: NML202302)资助项目

摘要 空间引力波探测任务测量频段为0.1 mHz–1 Hz, 该频段内的波源信息非常丰富. 但受限於引力波微弱的信号强度, 需要惯性基准——测试质量的残余加速度噪声水平低于 $10^{-15} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$. 惯性传感器作为空间引力波探测核心的载荷之一, 一方面通过一系列的功能设置和灵巧设计来屏蔽外界杂散力对测试质量的影响, 另一方面与微推进器构成无拖曳控制系统, 利用电容位移传感器的高精度测量以及多自由度驱动控制来维持测试质量在空间中的高精度free-fall运动, 从而为激光干涉测量提供超稳惯性基准. 为了满足测试质量苛刻的加速度噪声要求, 惯性传感器在构建过程中, 会涉及多种具有不同功能的子系统和关键技术. 本文从空间引力波探测背景出发, 介绍空间惯性传感器的基本工作原理和设计约束, 进而对惯性传感器的相关关键技术进行探讨, 并在最后对惯性传感器的应用和研究进行展望.

关键词 空间引力波探测, 惯性传感器, 电容传感和静电力驱动控制, 电荷管理, 锁紧释放

PACS: 04.30.-w, 04.80.Cc, 04.80.Nn, 07.07.Df

1 引言

引力波是爱因斯坦于1915年广义相对论中预言的一种物质波, 他认为有质量的物体会使其所在的时空发生弯曲^[1]. 将其拓展到宇宙中, 当天体的运动状态发生变化时, 会产生以光速传播的能量辐射, 就如同水面涟漪, 因此将其形象地命名为引力波.

理论上, 当引力波经过空间时, 就会出现在一个方向上的空间被拉长, 另一个方向的空间被压缩的现

象^[2], 如图1所示, 因而可以通过测量两个测试质量之间的距离相对变化来探测引力波应变^[3]. 引力波对时空的扭曲作用非常微弱, 因而很难被探测到, 对相关探测器的灵敏度要求也非常苛刻.

从20世纪60年代开始, 基于共振棒和激光干涉探测器的实验方案相继被提出^[4,5], 以期能为验证广义相对论提供重要的实验证据. 由于共振棒在灵敏度方面存在不足, 逐渐退出了历史舞台, 激光干涉测量成为主流^[6], 如图1所示. 与此同时, 1974年, Hulse-Taylor脉

引用格式: 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. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2024, 54: 270404

Wang S X, Guo W C, Zhao P A, et al. Inertial sensor for space gravitational wave detection and its key technologies (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2024, 54: 270404, doi: [10.1360/SSPMA-2024-0129](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2024-0129)

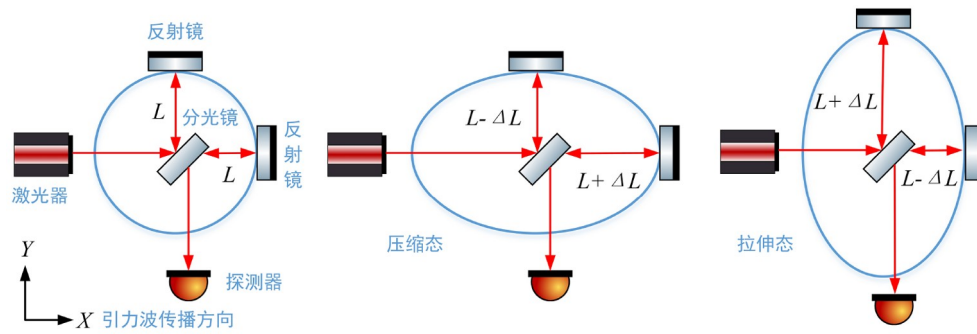


图 1 (网络版彩图)激光干涉测量引力波原理

Figure 1 (Color online) Principle diagram of laser interferometry for measuring gravitational waves.

冲双星被发现, 为引力波的存在提供了间接证据^[7-9], 极大地鼓舞了引力波探测科学实验的进行。

基于激光干涉测量, 21世纪初开始以美国LIGO和意大利法国VIRGO为代表的引力波探测器相继投入使用^[10,11], 如图2所示^[12,13]。经过一系列的技术升级和改造, 最终建成了Advanced LIGO和Advanced VIRGO^[12,14], 并于2015年由Advanced LIGO直接观测到引力波事件, 此次引力波信号由13亿光年外两个黑洞合并产生, 为人类历史上首次直接探测到引力波信号^[15], 此后又有多次引力波信号被直接探测到^[16,17]。

在此之前, 我们观测宇宙主要依赖电磁波(如可见光、射电和X射线等), 而引力波让我们可以直接“听到”宇宙中如双黑洞合并、中子星碰撞等无法通过电磁波直接探测的事件, 从而也为探测宇宙提供了一种全新的方式。

受限于激光臂长和大地脉动的影响, 地面引力波探测器只能对10 Hz以上的波源信号进行探测, 但1 Hz以下的频段却蕴含着更为丰富的宇宙事件信息。空间环境更加稳定, 噪声水平低, 且能够构建长达百万千米级的激光干涉臂, 可以进一步提高引力波探测器的灵敏度水平, 从而能够面向更低频段的引力波事件。所以在20世纪80年代, 空间引力波探测的概念应运而生, 即将探测器发射到深空去探测引力波^[18]。

直到20世纪90年代, 欧空局(ESA)和美国国家航天局(NASA)才率先提出了首个空间引力波探测任务LISA^[19]。并且由欧空局于2015年底发射了技术验证实验卫星LISA Pathfinder (LPF), 如图3所示, 对惯性传感、激光干涉、无拖曳控制等关键技术进行了全面验证并取得了巨大成功, 关键指标几乎能够完全覆盖未

来LISA计划^[20], 为后续的空间引力波探测任务奠定了基础。在此基础上, 又经过近十年的技术更新, LISA计划于2024年初转入正式实施阶段, 并计划在2035年将卫星组发射到太阳轨道进行空间引力波探测。

在LISA计划启动之后, 各技术大国相继提出了一系列中低频段空间引力波探测计划, 如日本发起的DECIGO(Pathfinder)计划^[21,22]以及我国发起的“太极计划”^[23,24]和“天琴计划”^[25,26]等, 相应的探测技术指标如表1所示^[21-27]。

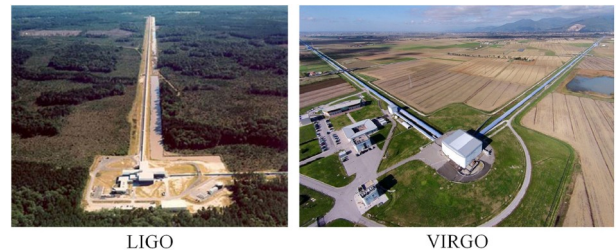


图 2 (网络版彩图) LIGO和VIRGO探测器站点鸟瞰图^[12,13]

Figure 2 (Color online) Aerial view of the LIGO and VIRGO detector sites [12,13].

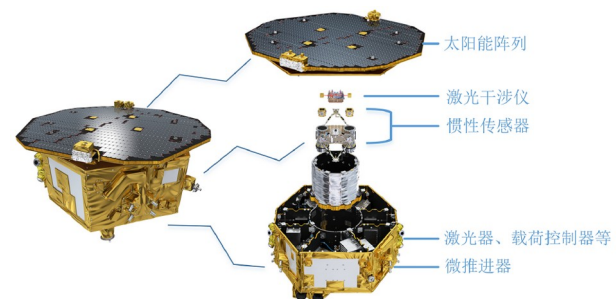


图 3 (网络版彩图) LISA Pathfinder航天器结构组成

Figure 3 (Color online) LISA Pathfinder spacecraft structure composition.

表 1 著名空间引力波探测计划性能指标^[21-27]

Table 1 Performance indicators of famous gravitational wave detection programs [21-27]

任务	臂长	探测频段	测距精度	测试质量噪声	国家(机构)
LISA	2.5×10^6 km	0.1 mHz–1 Hz	$15 \text{ pm/Hz}^{1/2}$	$3 \text{ fm s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$	欧空局
DECIGO(Pathfinder)	1000 km	0.1–10 Hz	$10^{-15} \text{ m/Hz}^{1/2}$	$1 \times 10^{-16} \text{ N/Hz}^{1/2}$	日本
太极计划	3×10^6 km	0.1 mHz–1.0 Hz	$5\text{--}10 \text{ pm/Hz}^{1/2}$	$3 \text{ fm s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$	中国
天琴计划	1.7×10^5 km	0.1 mHz–1.0 Hz	$1 \text{ pm/Hz}^{1/2}$	$1 \text{ fm s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$	中国

其中, 太极计划是由中国科学院于2016年发起的太阳轨道空间引力波探测计划, 探测目标为0.1 mHz–1 Hz频段的引力波.

太极计划由三颗卫星组成等边三角形编队, 臂长300万公里^[28](如图4所示, 分别记为SC1, SC2和SC3). 每颗卫星内部都包含有两个测试质量, 并对作用在测试质量上的太阳光压、宇宙射线等杂散力噪声进行屏蔽, 通过测试质量周围的电容位移传感器和“微牛”级推进器构成的无拖曳控系统使卫星实现相对于两个测试质量的跟随运动. 每个测试质量都作为端面反射镜, 两两之间构成三个等臂长干涉仪, 分别标记为A, B和C. 通过百万公里级外差激光干涉测量系统来测量引力波过境时两个测试质量之间的距离变化, 从而反演出引力波信号.

由于太极计划所涉及平台和载荷技术难度大, 所以分为三个阶段来完成^[24].

第一阶段, 发射低轨单星, 对激光干涉测量、惯性传感器、航天器无拖曳控制等关键技术进行在轨测

试, 以验证空间引力波探测技术路线的可行性. 该部分任务已通过2019年8月31日成功发射的“太极一号”技术试验卫星得到充分验证^[29,30].

第二阶段, 发射太阳轨道双星, 构建大于50万公里的激光干涉臂长, 目标是使激光干涉测距系统指标达到 $10 \text{ pm/Hz}^{1/2}$, 无拖曳控制下测试质量的残余加速度小于 $3 \times 10^{-14} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$.

第三阶段, 预计在2030年左右发射太极三星至预定太阳轨道, 开展空间中低频段引力波信号探测.

本文将主要以空间引力波探测为背景, 介绍空间引力波探测核心器件惯性传感器的主要功能和设计约束, 并在此基础上对其相关的关键技术进行详细总结, 最后对未来空间惯性传感器的应用前景进行展望.

2 惯性传感器

2.1 惯性传感器的基本功能

空间引力波探测惯性传感器(以下简称惯性传感器)是空间引力波探测的核心载荷, 也被称作引力参考传感器^[31], 为激光干涉测量提供惯性基准, 测试质量作为激光干涉系统的终端反射镜, 在此基础上开展激光干涉测量.

惯性传感器的功能是为测试质量提供一个安全稳定的空间环境, 使其能够沿着测地线轨道进行高精度的free-fall运动. 为此, 一方面通过设置各种不同功能的子系统来屏蔽/补偿测试质量本身受到空间环境扰动以及与航天器之间的耦合作用; 另一方面其自身还会与微推进系统协同工作来实现航天器的无拖曳飞行, 抵消/补偿诸如大气阻力、太阳光压等非保守力对测试质量运动产生间接影响.

2.2 惯性传感器的基本组成与工作模式

要实现上述基本功能, 惯性传感器必须包含两个

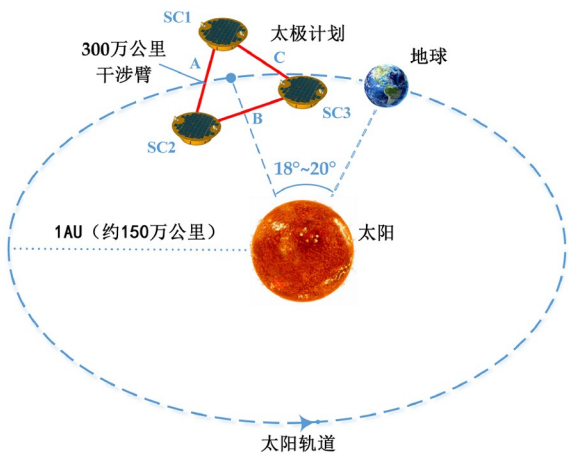


图 4 (网络版彩图)太极计划航天器编队示意图

Figure 4 (Color online) Diagram of the Taiji Project spacecraft formation.

组成部分: 检测单元和控制单元. 其中检测单元又分为测试质量、位置传感器和检测电路, 用于传感测试质量与卫星之间的精确位移变化; 而控制单元主要由控制电路和驱动电路组成, 通过驱动器对测试质量施加驱动力来实现对其多自由度控制, 如图5所示.

对于测试质量位移的精密测量而言, 可通过电容传感、光学传感、磁传感、激光干涉等多种方式来实现^[32-35]. 其中电容传感精度高、易于实现, 且能够通过分频复用技术同时完成测试质量位移测量和驱动控制, 工程集成度高, 因而被广泛应用在空间基础物理实验中^[36,37], 也是空间引力波探测任务的首选.

根据不同的科学目标, 惯性传感器通常设计有两种工作模式, 分别是加速度计模式和惯性参考模式^[38].

在加速度计模式下, 静电力在测量轴上对测试质量进行多自由度闭环控制, 测试质量稳定地悬浮在电极板的中心位置, 此时电极板的静电力大小和方向反映测试质量所受到的加速度大小和方向. 因此, 该模式下的惯性传感器也被称为静电悬浮加速度计.

在惯性参考模式下, 由于航天器受到的非保守力作用, 导致测试质量与电极板发生相对位移, 电容传感器测量该位移并通过无拖曳控制系统控制微推进器产生推力, 使航天器在敏感轴方向保持与测试质量的跟随运动, 实现无拖曳飞行, 进而开启科学测量.

2.3 惯性传感器的技术演化

空间引力波探测所采用的以电容传感为基础的惯性传感器并不是一项全新的技术, 而是从单一模式的静电悬浮加速度计一步一步演化而来的.

早在20世纪90年代, 法国航空航天实验室(ONERA)研制的ASTAR惯性传感器便先后三次搭载哥伦

比亚航天飞机进行实验, 用于监测空间实验室的微重力水平和进行航天实验^[39].

基于ASTRA惯性传感器, ONERA又研制了STAR和SuperSTAR惯性传感器^[40,41]. 以不同的方式搭载在CHAMP, GRACE, GOCE卫星上, 用于研究地球重力场随时间变化, 测量阻力、航天器控制影响以及大气密度波动. 随后又在GRACE研制基础上加入了激光测距系统, 发射了升级版的GRACE-FO卫星^[42], 为地球模型提供高分辨率的月度数据. 此外针对未来星级任务的微小卫星需求, ONERA还研制了一款名为MicroSTAR的小型惯性传感器^[43,44].

从ASTER到STAR, Super STAR, 再到MicroSTAR惯性传感器系统均以零膨胀玻璃材料(Zerodue[®]和ULE[®])为基底, 经过成型、镀膜、刻蚀构成多组电极对, 包围金属材质测试质量, 与前端电子学单元一起通过对测试质量六个自由度的运动控制, 实现对外界加速度扰动的精确分辨, 并且随着技术进步, 分辨水平也在不断提高^[45].

我国太极计划技术试验卫星“太极一号”基于上述器件结构形式开发了惯性传感器, 并加入激光干涉测量和微推进控制系统, 成功实现了国内首次无拖曳控制飞行, 其惯性传感器在轨测量敏感轴方向加速度噪声谱密度达到 $10^{-10} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$ ^[46].

相较于其他空间任务, 引力波探测具有更为严格的噪声水平要求, 因而传统的惯性传感器将不能够满足其需求. 为此欧空局在ONERA惯性传感器技术基础上, 为LISA计划技术试验卫星LISA Pathfinder (LPF)重新设计了惯性传感器, 采用边长为46 mm、质量接近2 kg的金铂合金立方体为测试质量, 并配备一套复杂的锁紧释放机构来规避卫星发射时振动冲击对测试质量的影响. 通过毫米级间距的电容传感器来实现对测试质量的捕获、测量、驱动控制. 运用Hg灯紫外放电技术代替原本的金丝导电技术来对测试质量进行电荷调控^[47]. 在轨测量结果显示, 在频率高于2 mHz时, 其加速度噪声水平达到 $(1.74 \pm 0.01) \times 10^{-15} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$, 在0.2 mHz, 达到 $(3 \pm 1) \times 10^{-15} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$, 并超出了预期^[48]. 以上惯性传感器结构形式及相关技术指标对比如图6^[40,41,44,46,49]和表2所示.

对空间引力波探测而言, 由于LISA Pathfinder惯性传感器在轨成功验证, 以方形大质量测试质量为基础的大间隙、多功能系统结构形式在灵敏度方面优势

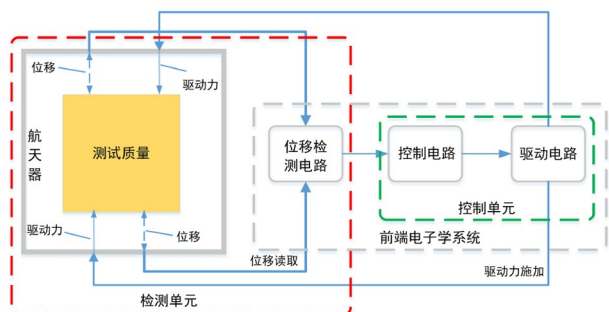


图5 (网络版彩图)惯性传感器基本功能结构

Figure 5 (Color online) Basic functional structure of inertial sensor.

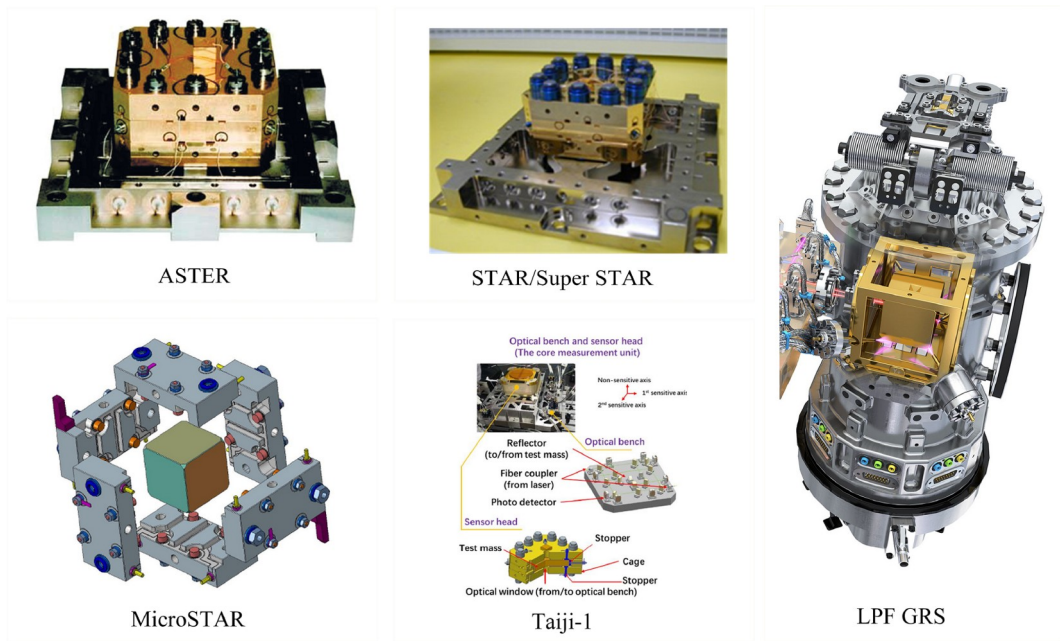


图 6 (网络版彩图)各类型空间惯性传感器的结构形式^[40,41,44,46,49]
Figure 6 (Color online) The structure of various types of space inertial sensors ^[40,41,44,46,49].

表 2 各类惯性传感器性能对比^[40,41,43,44,46,48]
Table 2 Performance comparison of various inertial sensors ^[40,41,43,44,46,48]

惯性传感器名称	搭载卫星	测试质量形式	测试质量材料	测试质量的重量	电极间隙	加速度噪声
ASTAR	Columbia	长方体	钛合金	72 g	75 μm	$10^{-7} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
STAR	CHAMP	长方体	钛合金	72 g	60/75 μm	$3 \times 10^{-8} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
Super-STAR	GRACE	长方体	钛合金	72 g	>75 μm	$3 \times 10^{-8} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
GRIDO	GOCE	长方体	铂铑合金	320 g	400 μm	$3 \times 10^{-12} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
MicroSTAR	微小卫星	立方体	ULE	18 g	300 μm	$1.3 \times 10^{-11} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
Taiji-1 inertial sensor	Taiji-1	长方体	钛合金	70 g	55/70 μm	$10^{-10} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$
GRS	LISA Pathfinder	立方体	金铂合金	1.96 kg	4/3.5/2.9 mm	$3 \times 10^{-14} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$

明显, 将成为主流. 而对于惯性传感器来说, 需要根据不同的任务需求, 并充分平衡考虑相关设计约束, 来进行综合设计.

2.4 惯性传感器的设计约束

由于自由漂浮的测试质量与空间环境、航天器以及前端电子学单元之间的强关联关系, 它们之间的相互作用将对这种高精度的free-fall运动造成影响, 从而影响空间引力波探测灵敏度甚至会淹没微弱的引力波引号^[50], 这些多来源、多物理场、复杂耦合的干扰因

素是惯性传感器设计的基本约束条件, 需通过不同的功能单元设计来降低相关影响.

以空间引力波探测任务“太极计划”为例, 300万公里臂长的太阳轨道三星编队, 在0.1 mHz–1 Hz的测量频段内, 应变 h 振幅谱密度为 $h' = 10^{-21}/\text{Hz}^{1/2}$ 的引力波信号所引起星间激光光程变化为: $\delta L' = Lh' \sim 3 \text{ pm}/\text{Hz}^{1/2}$.

测试质量在敏感轴方向的位移波动会带来激光链路光程的随机波动, 从而对引力波信号的测量产生干扰, 为实现预期的科学探测灵敏度 S_h^{-1} , 测试质量之间的残余加速度功率谱应满足以下条件:

$$S_{\Delta a}^{\frac{1}{2}} \leq (2\pi f)^2 L S_h^{\frac{1}{2}}.$$

即单个惯性传感器的测试质量沿敏感轴方向残余加速度噪声谱密度应满足如下基本指标需求:

$$S_a^{\frac{1}{2}} \leq 3 \times 10^{-15} \sqrt{1 + \left(\frac{0.4 \text{ mHz}}{f}\right)^2} \sqrt{1 + \left(\frac{f}{8 \text{ mHz}}\right)^4} \text{ m/s}^2/\text{Hz}^{\frac{1}{2}}.$$

因此, 相对于局部惯性参考系的残余加速度噪声水平是制约中低频段引力波探测灵敏度水平的关键因素^[51,52].

对于惯性传感器测试质量来说, 其所受到的噪声扰动主要来源于以下两个方面:

- (1) 直接作用在测试质量上产生的加速度扰动;
- (2) 作用在飞船上并通过耦合作用产生的测试质量加速度扰动.

2.4.1 直接作用于测试质量的加速度噪声

直接作用在测试质量上的加速度噪声主要来源于磁^[53,54]、热^[55]、电^[56]三个方面.

其中磁噪声主要受到星际磁场以及本地磁源引起的测试质量扰动. 为了降低这部分影响, 惯性传感器几乎所有部件均需要引入铁磁材料, 同时又需要在核心器件测试质量上采用超低磁化率和剩磁矩的合金材料.

而对于热噪声来说, 主要包含两个方面影响: 一方面是测试质量周围温度漂移, 另一方面是残余气体热运动. 其中温度漂移又是热运动噪声的根本因素, 因而需要重点关注, 为此惯性传感器通常需要置于良好温控环境下, 条件通过卫星平台来提供, 而且至少要达到 $6 \times 10^{-5} \text{ K/Hz}^{1/2}$ ^[57]. 在此基础上为了进一步降低布朗运动、辐射计效应等热噪声影响, 惯性传感器会设置一套真空维持系统, 使测试质量处于 10^{-5} Pa 量级的超高真空度的环境中, 通过降低气体分子浓度来实现抑制热噪声的目的.

惯性传感器主要使用电容传感来实现基本的位置测量和控制, 因此对于电荷噪声来说, 其影响贯穿于整个系统测量过程中. 这部分影响又分为两个方面来考虑: 一方面宇宙射线、高能粒子等透过飞船到达测试质量上使测试质量带电, 这种电荷持续累积就会引起电子学噪声; 另一方面则是前端电子学系统的误差. 对于前者, 惯性传感器专门设置一套电荷管理系统,

通过光电效应放电来控制测试质量的电荷, 使其净电荷累积不超过约 10^{-13} C ^[51]. 对于后者将在下面的小节进行介绍.

2.4.2 前端电子学噪声

惯性传感器对于测试质量的测量和控制都是建立在高稳定性的电子学系统基础上的. 由于施加电压不可避免地存在测量频段内的波动, 从而会引起沿敏感轴方向的力的波动, 进而使之成为一个主要的扰动来源.

为了达到惯性传感器所需的性能, 惯性传感器电容传感和静电力驱动电子学单元所产生的杂散噪声应小于测试质量加速度灵敏度水平 $1/10$ ^[58]. 不同于类似的常规商业电路, 惯性传感器要同时能够实现纳米级的传感精度和接近 100 V 的驱动电压. 而这本身无论是在测量上还是在实验验证上都对设计提出了相当大的技术挑战, 因此在电路设计和电子元件选择方面具有很高的要求. 其中, 电容灵敏度要求为 $1 \text{ aF/Hz}^{1/2}$, 对应于 $2 \text{ nm/Hz}^{1/2}$ 的电容传感精度. 在驱动电路中, 静电力驱动的驱动波形振幅稳定性需达到 $2 \text{ ppm/Hz}^{1/2}$. 这些要求使得电路设计和电子学器件选择都非常困难, 特别是对于 10 mHz 以下频段尤其难以实现, 还会有电子学热噪声的影响.

2.4.3 耦合效应

虽说惯性传感器在正常的工作模式下, 测试质量与外部环境并无任何机械接触. 但是测试质量仍通过引力场、电磁场等各种力场与卫星之间产生耦合作用. 由于这些力场的不均匀性, 就会在测试质量与卫星环境之间产生耦合刚度, 类似于连接在测试质量与外部环境上的软弹簧, 测试质量的残留位移噪声与力场梯度的耦合产生作用于测试质量上的杂散力. 此外, 由于航天器在空间环境中飞行受到太阳光压、粒子撞击等不可避免的因素的影响而与测试质量之间发生了相对位移, 这部分效应也会通过耦合的方式将卫星沿非敏感轴平移和旋转自由度的残余运动转换到沿测试质量敏感轴方向的加速度噪声.

耦合噪声是一个重要而复杂的噪声, 由于其外部来源不可控制, 耦合效应主要通过耦合刚度来表征, 影响耦合刚度的主要因素有引力梯度和电容传感器引起电容梯度, 其中引力梯度影响更为剧烈^[51,59,60], 因而

对于惯性传感器设计而言,从始至终都需要考虑引力梯度的影响.而对于电容梯度来说,其作用表现为电极板和测试质量之间的电位差,相应的影响主要是电荷累积以及材料本身引起的patch field效应,其中电荷累积需要加入电荷管理系统来进行控制,而patch field效应则需要通过控制相关表面材质和避免化学污染来降低影响,其所对应的电位差应控制到 0.1 V ^[51,61].

此外,对于无拖曳控制系统来说,通过控制惯性传感器的耦合刚度设计,无拖曳控制增益要求也会降低,从而使得整个系统设计难度也会下降.

2.4.4 工程实施条件影响

除了受到上述噪声因素的影响外,惯性传感器系统还会受到航天器发射振动冲击等工程实施条件的影响,这些影响在设计过程中不仅是不可避免的,而且还需要充分考虑,许多环节甚至直接关系任务的成败.

航天器发射是一个复杂的过程,涵盖了诸多动力学和振动学相关问题,对于任何空间任务来说,都不可避免地受到航天器发射阶段力学条件的影响.一般情况下,航天器入轨时加速度的范围大约在 $1g\sim 10g$ 之间,由于受到气流的冲击和阻力,从而引起航天器的结构振动,会对航天器的稳定性、结构完整性及载荷传递等产生不利影响.

所以对于超精密的惯性传感器,这个过程会造成测试质量与电极笼的碰撞损坏.因此,需要设置可靠的锁紧机构提供足够的锁紧力在发射阶段及入轨前将测试质量固定在电极笼内.当卫星平台到达指定轨道后,需要将测试质量在电极笼内的指定位置以近乎零初速度释放到空间中,并由静电驱动系统将其捕获.

综上所述,空间引力波探测惯性传感器是在空间加速度计基础上,沿用了电容传感和静电力驱动控制这一经典测量控制方式,并以空间引力波探测检验质量加速度噪声水平为约束,同时综合各类型工程实施条件而设计实施的,涉及电子学、机械学、物理学、光学等各类型的关键技术被广泛应用以满足最终的任务需求.下文将对惯性传感器中所应用的关键工程技术进行详细介绍.

3 惯性传感器的关键技术

惯性传感器是空间引力波探的核心器件,其最终

目的是为激光干涉测量系统提供超高精度的惯性基准.在惯性传感器构建过程中,会受到多种设计约束条件的限制,因而需要设置一系列具有不同功能的子系统.

首先,惯性传感器以电容传感和静电力驱动技术为基础,通过在电极笼和测试质量之间构建差分电容来实现测试质量和航天器之间的位移精确测量,同时运用静电力驱动控制技术完成对测试质量除敏感轴方向的其他自由度的驱动控制.

其次,针对系统杂散力噪声影响,虽然惯性传感器通过系统设计、材料选择、技术补偿等方法降低了绝大多数噪声的影响,但对于来自测试质量表面电荷累积所引起的噪声来说无法通过常规方法有效解决,因而需要设置专门用于控制测试质量表面电荷的电荷管理系统,利用以光电效应为基础的无接触电荷管理技术来平衡测试质量表面电荷,从而有效降低该部分噪声的影响.

再次,惯性传感器还要受到发射以及入轨阶段的一些苛刻的环境条件影响^[62],为了保证将测试质量安全可靠送到空间,就需要设置锁紧释放机构并通过相应的技术在入轨前将测试质量可靠锁定,在入轨后以超低速将其释放并通过静电力系统完成对其捕获.

最后,除上述关键技术外,惯性传感器还基于气体、热、磁、引力等顶层约束条件,设置了维持系统洁净、高真空度的真空维持系统,热、磁测量装置,引力补偿接口等,并运用相应的技术手段来降低这些噪声的影响.下面本文将对上述关键技术研究现状进行系统性的介绍.

3.1 电容传感和静电力驱动控制技术

基于电容传感和静电力驱动控制的技术由于其测量精度高、性能可靠、实现方便,在空间引力波探测^[63,64]、等效原理验证^[65-67]、地球重力场测量^[68]等领域均发挥着重要作用.在空间引力波实验中,惯性传感器测试质量和电极笼构成平行平板电容,通过前端电子学单元读取电容变化来获取二者相对位移,同时通过向电极提供控制电压进而运用静电力控制测试质量^[69,70].此外,前端电子学单元还可以通过对电极施加电压使测试质量绕X轴旋转并测量由此产生的运动进而实现对测试质量电荷的测量^[71].

惯性传感器测试质量是空间引力波探测的核心,

根据不同的任务需要通常设计为40–50 mm的立方体^[24,25,72]. 电极笼是笼式结构, 包围在测试质量周围用于构成差分电容, 设置有12个传感/驱动电极, 形成6对传感电极, 实现对测试质量6个自由度的驱动和控制. 如图7所示.

3.1.1 电容传感技术

电容传感是一种被广泛应用的相对位移测量技术. 该技术多采用感应电桥方案^[73], 测试质量与正对的两个电极构成一对差分电容, 随着测试质量发生位移, 两侧电容值随之发生变化, 通过电容变化可以精确地得到测试质量相对于电极笼发生的位移.

电容传感技术的关键是感应电桥电路, 感应电桥电路和传感器直接相连, 之后设置放大器和解调器, 如图8所示, 通过选择容性元件(C_1 , C_2)和感性元件(L_1 , L_2)使其在一定频率下谐振, 前端电子学单元将该频率的激励信号通过一组电极施加到测试质量上, 因而为了减小该部分驱动力噪声影响激励电极通常设置在非敏感轴上. 测试质量在电极笼内发生位移就会引起变压器初级绕组 L_1 和 L_2 内电流不平衡, 从而在变压器次级绕组 L_s 上产生差分电压. 这个电压被放大, 通过带通滤波提取与激励信号相同频率的成分并进行同步解调, 最后通过模数转换器将模拟信号转换为数字信号输出采集, 可将其作为输入条件为无拖曳控制系统实现航天器的无拖曳飞行.

惯性传感器6个通道分别有一个这样的桥式传感电路, 2个通道组合得到平移和旋转位移, 因此通过运用不同测量通道的线性组合, 就可以识别测试质量在不同条件下的自由度状态.

瑞士联邦理工学院基于差分变压器为LISA计划研制了具有 1×10^{-7} pF/Hz^{1/2}分辨率的电容传感电路^[58] (10 mHz以上频段), 并在LPF任务中成功验证^[70]. 该系统对0.6 V的交流偏置产生aF/Hz^{1/2}的灵敏度, 接近变压器的热噪声极限, 表明传感电桥本底噪声是测量误差的主要来源^[51].

针对电桥主要噪声器件感变压器, 华中科技大学依托天琴计划采用了一种基于变压器桥和调制解调的电容传感方案. 制造了具有较高LQ产品的变压器, 降低前置放大器电流噪声, 开展了相关测试, 实验结果表明, 在1 mHz以上的电容噪声主要受变压器性能的限制, 优于 3×10^{-7} pF/Hz^{1/2}, 对应的测试质量位移噪声为

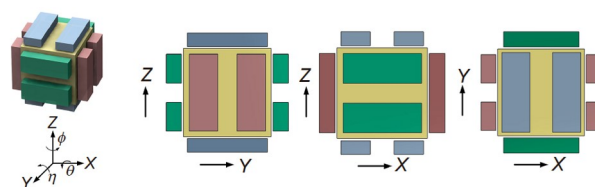


图7 (网络版彩图)测试质量周围电极分布

Figure 7 (Color online) Electrode distribution around test mass.

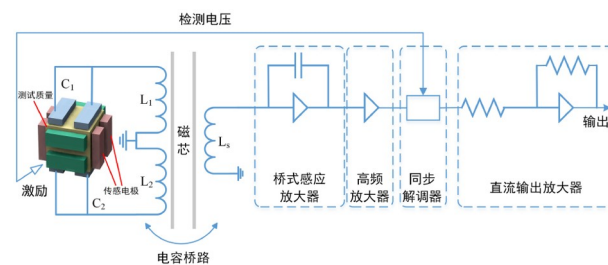


图8 (网络版彩图)电容传感原理图

Figure 8 (Color online) Schematic of capacitive sensing.

小于 $0.74 \text{ nm/Hz}^{1/2}$, 扰动加速度噪声小于 $6.9 \times 10^{-17} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$ ^[74].

3.1.2 静电力驱动控制技术

由于测试质量仅能够在敏感轴方向上实现free-fall运动, 而在非敏感轴方向, 航天器受到外力作用时就会与测试质量之间发生的缓慢漂移, 这些自由度是无法通过微推进器来进行调整的, 因此就需要通过静电驱动控制来对测试质量进行控制, 修订航天器和测试质量之间的位置关系, 其基本工作原理如图9所示.

静电力驱动技术不仅提供了用于力驱动的调幅载波, 还提供了用于检测测试质量电荷量的低频交流电压^[75]. 基于图9中所示电极设置, 运用分频复用技术, 驱动电路与传感电路共享变压器的初级绕组和电极, 将测试质量周围的12个传感电极同时用于驱动. 前端电子学单元通过6个传感通道的信息, 计算测试质量在所有自由度下的位移和旋转, 并提供给无拖曳控制回路, 将反馈电压施加在测试质量的相对或斜对电极上产生静电力, 分别控制TM的平移或旋转, 如图10所示.

对于静电力驱动控制技术来说, 主要考虑的问题是量程、驱动电压、驱动电压稳定性、驱动电压噪声. 量程对应在不同工作模式下惯性传感器的不同功

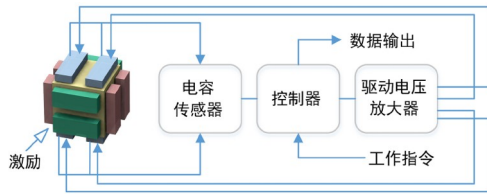


图 9 (网络版彩图)静电力驱动控制原理

Figure 9 (Color online) Scheme of electrostatic drive control.

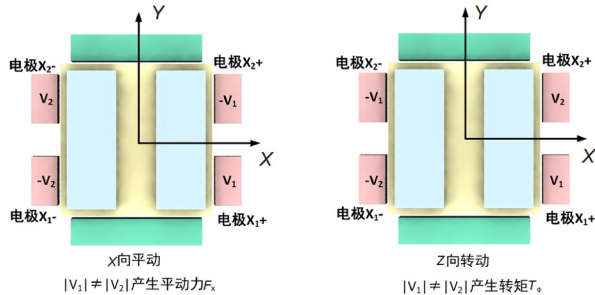


图 10 (网络版彩图)单自由度静电力驱动控制原理

Figure 10 (Color online) Electrostatic drive control principle in single DOF.

能, 包括测试质量释放时的捕获和无拖曳飞行模式下的控制. 驱动电压稳定性和噪声则关系到测试质量的控制精度. 采用交流电压控制, 通过不同的电压频率正弦波, 实现不同自由度之间的有效解耦^[58], 运用PID或者PWM技术来实现至少16位的高精度驱动控制.

3.2 电荷管理技术

由第2节我们知道, 测试质量上的电荷累积对于引力波探测干扰非常大, 因而在高精度惯性传感器工作过程中, 必须对累积电荷进行测量和控制.

目前, 针对测试质量累积电荷进行控制管理的方法主要有两种: 接触式和非接触式.

接触式是通过激光焊接或者粘接等方式将微米级的金丝将测试质量和电极笼外壳连接, 从而使测试质量始终保持稳定的电位, 该方式结构简单, 易于工程实现, 从而被GRACE, GOCE和MICROSCOPE等空间计划广泛采用. 虽然金丝是电荷的良导体, 且自身刚度极低, 但由于是机械连接仍然会引入噪声, 该噪声水平大约为 $10^{-13} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$ 量级^[76], 这对于空间引力波探测并不能满足要求^[72], 因而需要使用非接触式的电荷管理方法.

非接触式的电荷管理方法基于光电效应, 运用紫

外光轰击金属表面产生光电子, 利用光电子来中和测试质量表面的电荷累积从而达到对其进行控制管理的目的. 由于在工作模式下并不能明确测试质量的极性, 因而在电荷管理系统设置时要同时考虑针对测试质量和电极笼进行分别照射, 所对应的接口将不低于2处, 如图11所示.

与导电金丝的方式相比, 紫外放电管技术能够在不引入过多干扰的情况下实现对测试质量的电荷管理, 但是其结构复杂, 不易实现. 该技术最早在GP-B (Gravity Probe B)上应用后便引起了广泛的关注^[77], 被认为是未来高精度惯性传感器电荷管理的主流技术, 随后在LPF再次成功应用^[78]. GP-B和LPF均使用射频汞灯作为光源, 通过光纤法兰将其引入惯性传感器内部, 如图12所示^[79]. 但是射频激发的汞灯开启缓慢,

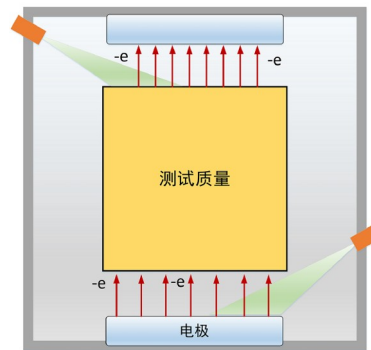
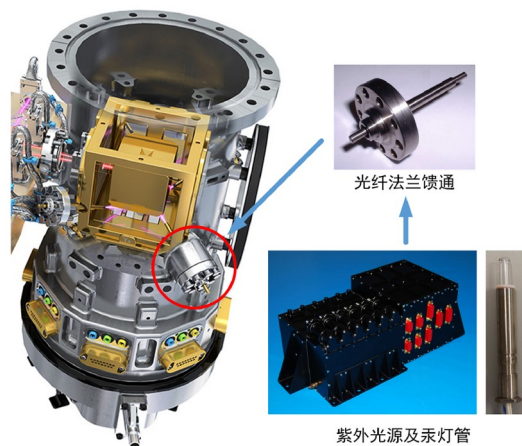


图 11 (网络版彩图)测试质量电荷管理原理

Figure 11 (Color online) The principle of test mass charge management.

图 12 (网络版彩图) LPF电荷管理系统^[79]Figure 12 (Color online) The charge management system of LPF^[79].

动态范围有限, 对温度敏感, 寿命相对较短, 玻璃灯泡易碎, 同时汞灯也是射频干扰和电磁干扰的重要来源, 因而光源需要放置于比较远的区域, 这将会给系统带来不必要的麻烦. 除了汞灯外, 紫外光源还可以通过载流子复合发射光的半导体器件LED来实现, 而且相较于汞灯, LED体积更小、重量更轻、功耗更低、更利于集成, 还可以通过交流电荷传输技术, 在引力波信号波段之外进行电荷管理, 从而减少对科学测量的干扰^[78,80,81].

除此之外, 紫外LED还能够改变强度、脉冲宽度以及每秒的脉冲数. 通过调节这三个参数, 很容易满足动态范围的要求. 因此未来空间引力波探测惯性传感器将主要采用以紫外LED为基础的电荷管理系统.

3.3 锁紧释放技术

由于航天器在发射入轨过程中会受到大气作用而产生振动和冲击, 很多空间装置都会加入入轨锁定和空间释放机构^[82,83]. 以曲柄滑块、齿轮、凸轮、螺母、压杆等机构为基础, 通过电机、熔断、石蜡、形状记忆合金、电磁铁等驱动的非火工装置被广泛用于火箭连接^[84]、空间机械臂^[85]、展开式面阵天线^[86]等相关功能性部件的锁紧释放上, 通常作用主体并非是极其精密的器件, 因而在设计方面可塑性非常强, 选择面也相对较广.

与上述空间应用不同的是, 空间引力波探测任务除了要以足够的力夹持一个接近2 kg重的精密测试质量安全入轨外, 还要以 $\mu\text{m/s}$ 级的残余速度将其进行在轨释放并依靠微牛级静电力对其完成捕获, 因而需要开发专用的装置来实现发射阶段锁定和入轨释放功能, 在此基础上开展科学测量. 与此同时, 还要兼顾结构布局、材料选择等多方面系统设计约束影响^[87,88], 使得其在上受到很大限制, 因此整个研制过程是一项极具挑战性的任务.

3.3.1 锁紧机构

现阶段空间引力波探测测试质量的结构形式多以立方体为主, 便于轴间解耦. 同时也有基于球形测试质量的设计以求降低系统的复杂性^[88]. 但是无论是球形还是立方体测试质量, 工程实施都是通过在其在竖直方向上两端施力夹持来实现对其锁定.

对球形测试质量来说, 斯坦福大学基于GP-B卫星

技术设计了一款以电机齿轮减速系统驱动螺杆的锁紧装置直接夹持测试质量^[89,90], 如图13(a)所示, 用于验证惯性传感技术, 并进行了航空级的自由落体实验, 但未能应用到实际的卫星中.

由于方形测试质量在制造和控制方面都较球形有明显的优势, 因而成为目前空间引力波探测任务所采用的主要结构形式. 为了减少预载对于测试质量的变形影响同时还能够保持受力的均匀性, 测试质量夹持区域被对称地设置在Z+和Z-方向的8个角边缘, 并设计出斜面或者半球面来进行定位, 如图13(d)所示. 在此结构构型基础上最初由Thales Alenia Space Italy为LISA设计了一款靠液压驱动弹簧预紧的锁紧机构^[91], 如图13(b)所示, 通过利用4根驱动锁紧杆的液压油相互连通关系实现预紧力的均匀分配, 实现了对测试质量的可靠锁定, 但是液压的使用给惯性传感器运行区间环境带来一定的风险, 这个方案被取代. 同期As-trium公司推出了另一种以压电电机、齿轮减速器、圆柱凸轮构成的锁紧机构构型. 电机输出力矩经过减速器放大, 带动凸轮旋转输出位移实现顶杆的上下运动来对测试质量进行锁紧^[92], 如图13(c)所示. 该方案将传统机构进行整合, 有效降低了设计难度同时满足材料选择约束, 但是为了输出足够大的扭矩而牺牲系统传动比, 且多依靠摩擦传递, 使得整个机构的效率和稳定性方面有所欠缺, 也未被采纳.

随后, RUAG公司在重复利用了前述机构的部分零部件基础上为LISA设计了一款全新的锁紧机构, 以弥补上述机构所遇到的问题^[93]. 该设计以石蜡驱动器为执行机, 能够缓慢输出位移, 通过由凸轮、多连杆、波纹管、弹簧等组成的机构来实现对测试质量的锁紧. 该方案的特点是在地面将测试质量锁紧,

用摩擦制动器使凸轮无法旋转. 当卫星到达预定轨道后, 石蜡驱动器开始运动, 推动摩擦片使压紧弹簧松弛, 凸轮开始旋转, 慢慢释放测试质量, 结构如图13(d)所示. 除了优选执行机外, 该机构对凸轮曲线进行了优化设计, 在平衡刹车片摩擦力的同时降低解锁过程冲击对后续工作流程的影响. 此外该系统还巧妙运用了上下不同刚度的“刚柔”弹簧组合实现了锁紧力的均匀分布, 此方案最终被LISA-Pathfinder采用, 并成功完成了预定的在轨任务.

太极团队基于LPF锁紧装置, 简化了执行机构, 提出了一种采用压电电机驱动和菱形放大机构输出的结

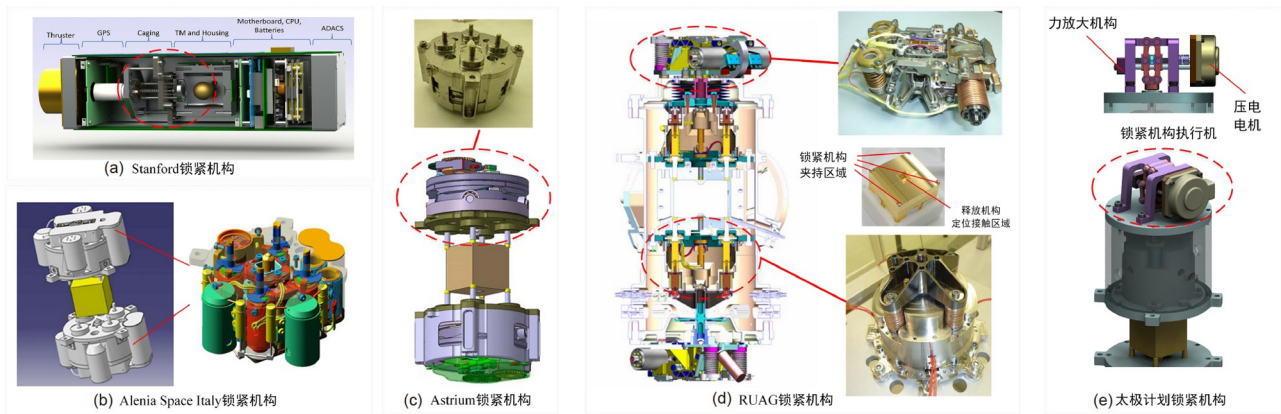


图 13 (网络版彩图)不同类型的惯性传感器锁紧机构^[31,89-93]. (a) 斯坦福大学球形测试质量电机螺杆锁紧机构; (b) Alenia Space Italy液压测试质量锁紧机构; (c) Astrium凸轮减速器测试质量锁紧机构; (d) RUAG石蜡驱动器摩擦轮测试质量锁紧机构以及测试质量夹持结构特征; (e) 太极计划压电电机驱动力放大结构的测试质量锁紧机构

Figure 13 (Color online) Different types of inertial sensor caging mechanisms [31,89-93]. (a) The motor screw caging mechanism by Stanford University for the spherical test mass; (b) hydraulic caging mechanism by Thales Alenia Space Italy; (c) cam and reducer caging mechanism by Astrium; (d) paraffin motor and friction wheel caging mechanism by RUAG; it also shows the test mass structure characteristics for caging and releasing; (e) piezoelectric motor and force amplification structure caging mechanism by Taiji.

构方式, 同样实现了对测试质量的可靠锁定, 并将其应用到阶段性的样机当中, 如图13(e)所示.

因此对于锁紧机构来说, 整个工作流程包括地面锁紧和空间解锁, 功能相对单一, 且不需要在轨重复工作, 因此实现方式是多种多样的, 可根据任务特点和系统级设计决定采用何种方案.

3.3.2 释放机构

测试质量入轨后需依靠微弱的静电力稳定捕获才能开展科学测量, 这就要求测试质量的释放速度处于 $\mu\text{m/s}$ 量级^[94], 因此仅仅靠锁紧机构退回释放无法满足系统的要求. 为了解决这个问题, 需要额外设置一套释放机构与锁紧机构来协同工作.

由于对测试质量释放速度的严苛要求, 单纯通过释放机构释放会因为接触面积大而产生过大的黏附力从而使得其无法被有效捕获, 进而导致任务失败. 为了避免该方面的问题, 一种针对测试质量的分级释放的控制策略被提出并广泛采用, 如图14所示.

首先, 通过释放机构以一个几十牛的力来抓取测试质量, 此时锁紧机构退回并且不再使用. 为了满足抓取和定位功能测试质量上Z+和Z-方向分别做出了金字塔型的凹槽配合释放机构, 如图13(d)所示.

其次, 释放机构将测试质量以超低速进行释放. 为了减小空间环境下材料接触冷焊黏附力的影响, 释放

机构又设置了一级内部释放机构: (1) 抓取手指接过测试质量, 此时内部顶针机构顶针处于缩回状态; (2) 顶针随驱动器向下移动, 接触测试质量; (3) 抓取手指向后退, 使夹持力保持恒定; (4) 回退顶针降低测试质量的夹持力, 最小化残余黏附力, 随后顶针快速缩回; (5) 抓取手指随之缩回, 静电力捕获测试质量.

最后, 释放机构整体退回到初始位置.

RUAG基于上述释放策略为LISA设计了释放机构^[95], 该机构外部结构采用高精度的尺蠖式压电执行器Nxline[®]来驱动用于与锁紧机构交接测试质量并进行定位, 内部结构则是一套由压电堆栈、顶针、碟簧组成的位移机构, 充分利用压电陶瓷精确位移输出以及快速回复的特性, 进一步替代外部结构抓取测试质量, 并在此基础上进行释放. 为了保证机构具有足够精度和可靠性, 还配备有导向结构、位移传感器、力传感器等功能装置, 如图15所示^[96].

与锁紧机构不同的是, 释放机构所释放的测试质量能否被静电力成功捕获进入科学模式的关键因素, 可能需要多次释放才能够达成, 因而其需要具备足够高的可靠性. 为此, 意大利Trento大学在RUAG释放机构基础上开展了大量的针对释放机构的地面测试, 包括系统建模^[97]、地面实验装置构建^[98,99]、统计学分析^[100,101], 以期通过研究黏附力来合理预测该装置的在轨工作性能.

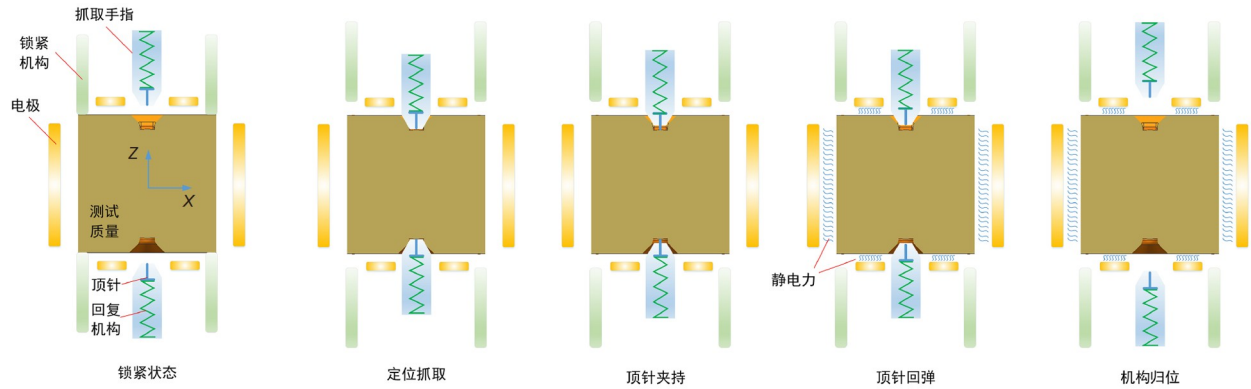


图 14 (网络版彩图)锁紧释放机构交互及分级释放 workflow

Figure 14 (Color online) Caging and releasing mechanism interaction and hierarchical release workflow.

但令人遗憾的是, 即便采取了如此多的分析和实验方法对释放机构性能进行评估, LPF入轨后释放机构仍然没有按照预期的目标释放, 达标率不足30%, 为此不得不手动修改控制策略最终实现了成功释放. 此后针对该问题LPF团队又进行了针对控制策略的在轨拓展研究工作, 取得了不错的效果, 同时在又对初期无法成功释放的问题进行分析和测试, 是由于顶针不对中、释放过程中手指与金字塔型碰撞等原因所导致的^[102,103], 为后续相关任务的研发提供了很好的参照.

3.4 其他方面的技术

除了以上所述的电容传感和静电力驱动控制、电荷管理、锁紧释放等关键技术以外, 空间引力波探测惯性传感器还在测试质量、电极笼、真空度维持系统、自引力补偿以及工作环境监测等方面采取相应的技术措施以满足相应的系统要求, 如图 16 所

示^[47,104,105].

对于测试质量和电极笼来说, 材料选择是首要问题, AuPt(73:27)合金和Mo材料由于其高密度、低磁化率、高热导率等特点被优选作为测试质量和电极笼的基础材料. 通过熔炼、压铸、成型、超精密加工、抛光、镀膜、集成等一系列技术手段形成最终产品.

真空维持系统一方面为各个功能单元提供接口, 另一方面维持测试质量周围的真空度. 对于接口而言, 除了涉及常规的光、机、电问题外, 还涉及第2节所述的自引力问题, 因而LPF在真空系统外部设置相应的接口并通过添加平衡质量来完成引力补偿, 而这个过程需要在惯性传感器与外部其他系统集成前进行. 对于真空度维持而言, 吸气和排气的方式均可实现, LPF

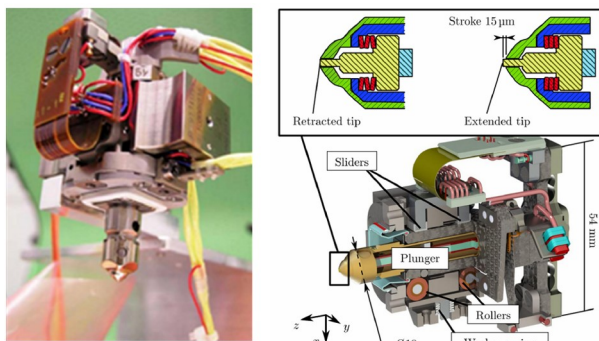


图 15 (网络版彩图)释放机构组成结构^[96]

Figure 15 (Color online) The structure of the release mechanism [96].

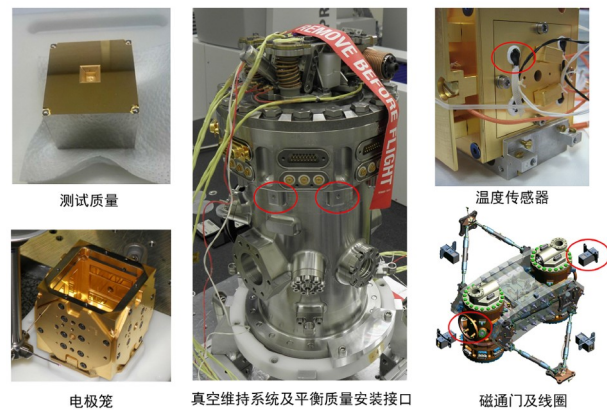


图 16 (网络版彩图) LPF所采取的多种技术手段应用^[47,104,105]

Figure 16 (Color online) The application of various technical means taken by LPF [47,104,105].

选择了后者并将其巧妙地集成到了锁紧机构当中^[93].

除此之外, 在对测试质量周围环境的监测和调控中^[104,105], 基于铂电阻、磁通门等器件为基础的高精度的温度和磁场测量控制单元被广泛应用.

4 惯性传感器的应用和展望

空间引力波探测任务相较于其他微重力环境下的物理实验来说测量灵敏度更高, 而惯性传感器作为空间引力波探测任务中最重要的载荷之一, 其各功能单元技术在实施过程中又得到了充分的拓展和提升, 将在空间应用场景中得到更为广泛的应用以及进一步提高相关应用水平, 表现在以下几方面:

(1) 重力场研究: 探测地球或其他天体的引力变化, 研究重力场分布、地质构造和天体运动等现象;

(2) 航天器姿态控制: 监测航天器的姿态变化, 并通过反馈控制系统实现姿态调整, 进一步实现航天器的无拖曳飞行;

(3) 航天器动力学性能评估: 惯性传感器可以直接评估航天器的加速度、角速度等动力学参数, 从而通过优化设计提高航天器的运行效率和稳定性;

(4) 航天定位和导航: 实现对航天器位置、速度和方向的实时监测. 还可以结合北斗、GPS等其他导航系统进一步提供高精度的导航和定位信息;

(5) 空间环境监测: 用于监测航天器周围和内部的环境条件, 如空间电磁辐射、微重力状态、温度梯度、气体阻尼等.

除了上述应用外, 以LPF惯性传感器的为代表的结构形式和功能设置还将会对未来空间引力波以及基础物理实验带来巨大的影响. 主要体现在以下几个方面:

(1) 高密度的低磁化率合金测试质量将会被更多的空间实验任务所采用, 以进一步提高测量水平;

(2) 能够同时实现高精度、大量程的大间隙电容测量和驱动技术将根据任务形式被广泛应用;

(3) 非接触式电荷管理系统加入使测试质量摆脱了导电连接的束缚, 整体探测能力将进一步提升;

(4) 锁紧释放机构的引入也为不同应用场景下的惯性传感器功能设计选择提供了更大的冗余度.

因此, 基于上述功能性部件的设置, 使得未来惯性传感器的设计更加的灵活, 可根据不同空间任务来进行设计优化, 并且向着小型化、简单化方面发展.

5 小结

本文从空间引力波探测出发, 以我国著名的空间引力波探测太极计划为背景, 详细介绍了核心载荷惯性传感器的工作原理及设计约束, 并在此基础上引申出惯性传感器装置的基本组成及功能设置, 重点针对电容传感和静电力驱动控制、电荷管理系统、锁紧释放机构等不可或缺的系统关键技术进行了梳理, 使其形成一个完整的系统链路. 此外围绕惯性传感器的关键技术, 本文还对其未来的应用拓展进行了展望.

对于空间引力波探测惯性传感器而言, 苛刻的系统探测要求使得其无论是在功能上还是在性能上都远高于以往任何类似空间任务, 虽说所投入工程研制的智慧成本是非常巨大的, 但它对于科学和战略研究方面却有着重大的意义.

现阶段, LISA计划已经宣布进入工程化阶段, 对我国的空间引力波探测计划来说既是机遇, 也是挑战. 未来我国空间引力波探测计划实施: 一方面通过借鉴国外的成功经验为很多关键技术开展节约大量的研究成本, 有利于实现对国际前沿技术的追赶; 另一方面, 还有诸多如控制策略优化、读出噪声压制等需要进一步研究提升的技术细节需要突破, 能够实现多学科的协同工作是完成这方面内容的根本所在.

参考文献

- 1 Einstein A. The field equations of gravitation. Sitzungsber Preuss Akad Wiss Berlin (Math Phys), 1915, 1915: 844–847
- 2 Einstein A. Über Die Allgemeine Relativitätstheorie. Berlin, Heidelberg: Springer, 2009
- 3 Weber J. Detection and generation of gravitational waves. *Phys Rev*, 1960, 117: 306–313
- 4 Gertsenshtein M E, Pustovoit V I. On the detection of low frequency gravitational waves. *Sov Phys JETP*, 1962, 16: 433
- 5 Weiss R, Muehlner D. Electronically Coupled Broadband Gravitational Antenna. Boston: Research Laboratory of Electronics, Massachusetts

Institute of Technology, 1972

- 6 Saulson P R. Fundamentals of Interferometric Gravitational Wave Detectors. Singapore: World Scientific, 1994
- 7 Esposito L W, Harrison E R. Properties of the Hulse-Taylor binary pulsar system. *Astrophys J*, 1975, 196: L1
- 8 Hulse R A, Taylor J H. Discovery of a pulsar in a binary system. *Astrophys J*, 1975, 195: L51–L53
- 9 Weisberg J M, Nice D J, Taylor J H. Timing measurements of the relativistic binary pulsar PSR B1913+16. *Astrophys J*, 2010, 722: 1030–1034
- 10 Sigg D, Collaboration L S. Status of the LIGO detectors. *Class Quantum Grav*, 2006, 23: S51–S56
- 11 Acernese F, Amico P, Arnaud N, et al. Status of VIRGO. *Class Quantum Grav*, 2003, 20: S609–S616
- 12 Harry G M. Advanced LIGO: The next generation of gravitational wave detectors. *Class Quantum Grav*, 2010, 27: 084006
- 13 Accadia T, Acernese F, Antonucci F, et al. Status of the Virgo project. *Class Quantum Grav*, 2011, 28: 114002
- 14 Acernese F, Agathos M, Agatsuma K, et al. Advanced Virgo: A second-generation interferometric gravitational wave detector. *Class Quantum Grav*, 2015, 32: 024001
- 15 Abbott B P, Abbott R, Abbott T D, et al. Observation of gravitational waves from a binary black hole merger. *Phys Rev Lett*, 2016, 116: 061102
- 16 Abbott B P, Abbott R, Abbott T D, et al. GW170817: Observation of gravitational waves from a binary neutron star inspiral. *Phys Rev Lett*, 2017, 119: 161101
- 17 Abbott B P, Abbott R, Abbott T D, et al. GW170814: A three-detector observation of gravitational waves from a binary black hole coalescence. *Phys Rev Lett*, 2017, 119: 141101
- 18 Danzmann K, Prince T, Binetruy P, et al. LISA Assessment Study Report (Yellow Book). ESA's assessment study, 2011, 2: 2–4
- 19 Amaro-Seoane P, Audley H, Babak S, et al. Laser interferometer space antenna. arXiv: [1702.00786](#)
- 20 Antonucci F, Armano M, Audley H, et al. The LISA Pathfinder mission. *Class Quantum Grav*, 2012, 29: 124014
- 21 Kawamura S, Nakamura T, Ando M, et al. The Japanese space gravitational wave antenna—DECIGO. *Class Quantum Grav*, 2006, 23: S125–S131
- 22 Sato S, Kawamura S, Ando M, et al. The status of DECIGO. *J Phys-Conf Ser*, 2017, 840: 012010
- 23 Hu W R, Wu Y L. The Taiji Program in Space for gravitational wave physics and the nature of gravity. *Natl Sci Rev*, 2017, 4: 685–686
- 24 Luo Z, Wang Y, Wu Y, et al. The Taiji program: A concise overview. *Prog Theor Exp Phys*, 2021, 2021(5): 05A108
- 25 Luo J, Chen L S, Duan H Z, et al. TianQin: A space-borne gravitational wave detector. *Class Quantum Grav*, 2016, 33: 035010
- 26 Mei J, Bai Y Z, Bao J, et al. The TianQin project: Current progress on science and technology. *Prog Theor Exp Phys*, 2021, 2021(5): 05A107
- 27 Colpi M, Danzmann K, Hewitson M, et al. LISA definition study report. arXiv: [2402.07571](#)
- 28 Zhong X, Han W B, Luo Z, et al. Exploring the nature of black hole and gravity with an imminent merging binary of supermassive black holes. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2023, 66: 230411
- 29 Wu Y L, Luo Z R, Wang J Y, et al. Taiji program in space for gravitational universe with the first run key technologies test in Taiji-1. *Int J Mod Phys A*, 2021, 36: 2102002
- 30 Luo Z R, Zhang M, Jin G, et al. Introduction of chinese space-borne gravitational wave detection program “Taiji” and “Taiji-1” satellite mission (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2020, 7: 3–10 [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. 深空探测学报, 2020, 7: 3–10]
- 31 Sun K X, Johann U, DeBral D B, et al. LISA gravitational reference sensors. *J Phys-Conf Ser*, 2007, 60: 272–275
- 32 Lauben D, Allen G, Bencze W, et al. Electrostatic sensing and forcing electronics performance for the LISA Pathfinder gravitational reference sensor. *AIP Conf Proc*, 2006, 873: 576–582
- 33 Zoellner A, Hultgren E, Sun K X. Integrated differential optical shadow sensor for modular gravitational reference sensor. arXiv: [1302.1623](#)
- 34 Sumner T J. The STEP and GAUGE missions. *Space Sci Rev*, 2009, 148: 475–487
- 35 Speake C C, Aston S M. An interferometric sensor for satellite drag-free control. *Class Quantum Grav*, 2005, 22: S269–S277
- 36 Hou Z D, Wang Z K, Zhang Y L. Relative measurement for the proof mass flying along a purely gravitational orbit (in Chinese). *Adv Mech*, 2015, 45: 25 [侯振东, 王兆魁, 张育林. 纯引力轨道检验质量的相对测量技术. 力学进展, 2015, 45: 25]
- 37 Wu S F, Zhang Q Y, Liu M L, et al. Key technologies and progress of inertial sensors for space gravitational wave detection (in Chinese). *Chin Space Sci Tech*, 2023, 43: 1–12 [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. 中国空间科学技术, 2023, 43: 1–12]
- 38 Wang S X. Research on the Construction of the Sensitive Structure and Ground Evaluation Method of Space Inertial Sensor (in Chinese).

- Dissertation for Doctoral Degree. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2020 [王少鑫. 空间惯性传感器敏感结构构建及地面评价方法研究. 博士学位论文. 长春: 中国科学院大学, 2020]
- 39 Touboul P, Foulon B. ASTRE accelerometer. Verification tests in drop tower Bremen. Office national D etudes et de recherches aerospaciales ONERA-publications-tp, 1996
- 40 Touboul P, Foulon B, Christophe B, et al. CHAMP, GRACE, GOCE instruments and beyond. In: International Association of Geodesy Symposia. Berlin, Heidelberg: Springer, 2011
- 41 Touboul P, Willemenot E, Foulon B, et al. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: Synergy and evolution. *Boll Geof Teor Appl*, 1999, 40: 321–327
- 42 Kornfeld R P, Arnold B W, Gross M A, et al. GRACE-FO: The Gravity recovery and climate experiment follow-on mission. *J Spacecr Rockets*, 2019, 56: 931–951
- 43 Christophe B, Boulanger D, Foulon B, et al. A new generation of ultra-sensitive electrostatic accelerometers for GRACE Follow-on and towards the next generation gravity missions. *Acta Astronaut*, 2015, 117: 1–7
- 44 Christophe B, Foulon B, Liorzou F, et al. Status of development of the future accelerometers for next generation gravity missions. In: International Symposium on Advancing Geodesy in a Changing World. International Association of Geodesy Symposia. Cham: Springer, 2018
- 45 Rodrigues M, Bergé J, Boulanger D, et al. Space accelerometers for micro and nanosatellites: Fundamental physics and geodesy missions from MICROSCOPE, GOCE and GFO return of experience. In: Proceedings of the Small Satellites, Systems and Services Symposium. Vilamoura, 2022
- 46 Taiji Scientific Collaboration. The pilot of Taiji program—From the ground to Taiji-2. *Int J Mod Phys A*, 2021, 36: 2102001
- 47 Armano M, Audley H, Auger G, et al. The LISA Pathfinder mission. *J Phys-Conf Ser*, 2015, 610: 012005
- 48 Armano M, Audley H, Baird J, et al. Beyond the required LISA free-fall performance: New LISA Pathfinder results down to 20 μHz . *Phys Rev Lett*, 2018, 120: 061101
- 49 Anderson G, Anderson J, Anderson M, et al. Experimental results from the ST7 mission on LISA Pathfinder. *Phys Rev D*, 2018, 98: 102005
- 50 Luo Z R, Bai S, Bian X, et al. Gravitational wave detection by space laser interferometry (in Chinese). *Adv Mech*, 2013, 43: 415–447 [罗子人, 白珊, 边星, 等. 空间激光干涉引力波探测. *力学进展*, 2013, 43: 415–447]
- 51 Schumaker B L. Disturbance reduction requirements for LISA. *Class Quantum Grav*, 2003, 20: S239–S253
- 52 Huang S L, Gong X F, Xu P, et al. Gravitational wave detection in space—A new window in astronomy (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 010404 [黄双林, 龚雪飞, 徐鹏, 等. 空间引力波探测——天文学的一个新窗口. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2017, 47: 010404]
- 53 Hanson J, MacKeiser G, Buchman S, et al. ST-7 gravitational reference sensor: Analysis of magnetic noise sources. *Class Quantum Grav*, 2003, 20: S109–S116
- 54 Canizares P, Chmeissani M, Conchillo A, et al. The LISA Pathfinder DMU and radiation monitor. *Class Quantum Grav*, 2011, 28: 094004
- 55 Bender P L. Proof mass accelerations due to temperature fluctuations. *AIP Conf Proc*, 2006, 873: 143–150
- 56 Antonucci F, Cavalleri A, Dolesi R, et al. Interaction between stray electrostatic fields and a charged free-falling test mass. *Phys Rev Lett*, 2012, 108: 181101
- 57 Armano M, Audley H, Auger G, et al. In-flight thermal experiments for LISA Pathfinder: Simulating temperature noise at the inertial sensors. *J Phys-Conf Ser*, 2015, 610: 012023
- 58 Mance D. Development of Electronic System for Sensing and Actuation of Test Mass of the Inertial Sensor LISA. Dissertation for Doctoral Degree. Zurich: Swiss Federal Institute of Technology, 2012
- 59 Armano M, Audley H, Auger G, et al. Constraints on LISA Pathfinder’s self-gravity: Design requirements, estimates and testing procedures. *Class Quantum Grav*, 2016, 33: 235015
- 60 Merkowitz S M, Haile W B, Conkey S, et al. Self-gravity modelling for LISA. *Class Quantum Grav*, 2005, 22: S395–S402
- 61 Carbone L, Ciani G, Dolesi R, et al. Upper limits to surface-force disturbances on LISA proof masses and the possibility of observing galactic binaries. *Phys Rev D*, 2007, 75: 042001
- 62 Meng G, Zhou X B, Miao J. Mechanical problems in momentous projects of aerospace engineering (in Chinese). *Adv Mech*, 2016, 46: 201606 [孟光, 周徐斌, 苗军. 航天重大工程中的力学问题. *力学进展*, 2016, 46: 201606]
- 63 Armano M, Audley H, Auger G, et al. Sub-femto-g free fall for space-based gravitational wave observatories: LISA Pathfinder results. *Phys Rev*

- Lett, 2016, 116: 231101
- 64 Audley H, Born M, Danzmann K, et al. LISA Pathfinder: First steps to observing gravitational waves from space. *J Phys: Conf Ser*, 2017, 840: 012001
- 65 Bergé J, Touboul P, Rodrigues M. Status of MICROSCOPE, a mission to test the Equivalence Principle in space. *J Phys-Conf Ser*, 2015, 610: 012009
- 66 Sumner T J, Anderson J, Blaser J P, et al. STEP (satellite test of the equivalence principle). *Adv Space Res*, 2007, 39: 254–258
- 67 Bergé J, Touboul P, Rodrigues M, et al. MICROSCOPE: Five months after launch. *J Phys-Conf Ser*, 2017, 840: 012028
- 68 Allasio A, Anselmi A, Catastini G, et al. GOCE mission: Design phases and in-flight experiences. In: *Proceedings of the 33rd Annual AAS Guidance and Control Conference*. Breckenridge, 2010
- 69 Amaro-Seoane P, Audley H, Babak S, et al. Laser interferometer space antenna. arXiv: [1702.00786](#)
- 70 Armano M, Audley H, Auger G, et al. Capacitive sensing of test mass motion with nanometer precision over millimeter-wide sensing gaps for space-borne gravitational reference sensors. *Phys Rev D*, 2017, 96: 062004
- 71 Hueller M. Geodesic Motion of LISA Test Masses: Development and Testing of Drag-Free Positions Sensors. Dissertation for Doctoral Degree. Trento: University of Trento, 2004
- 72 Jennrich O. LISA technology and instrumentation. *Class Quantum Grav*, 2009, 26: 153001
- 73 Josselin V, Touboul P, Kielbasa R. Capacitive detection scheme for space accelerometers applications. *Sens Actuat A-Phys*, 1999, 78: 92–98
- 74 Wang C, Bai Y, Hu M, et al. Development and experimental investigation of a high-precision capacitive displacement transducer of the inertial sensor for TianQin. *Class Quantum Grav*, 2023, 40: 205010
- 75 Ziegler T, Fichter W, Schulte M, et al. Principles, operations, and expected performance of the LISA Pathfinder charge management system. *J Phys-Conf Ser*, 2009, 154: 012009
- 76 Willemenot E, Touboul P, Josselin V. Gradiometer calibration and performance verification: GOCE approach. *Boll Geofis Teor Appl*, 1999, 40: 527–532
- 77 Buchman S, Bencze W, Brumley R, et al. The design and testing of the Gravity Probe B suspension and charge control systems. *AIP Conf Proc*, 1998, 456: 178–187
- 78 Taioli S, Dapor M, Dimiccoli F, et al. The role of low-energy electrons in the charging process of LISA test masses. *Class Quantum Grav*, 2023, 40: 075001
- 79 Armano M, Audley H, Baird J, et al. Precision charge control for isolated free-falling test masses: LISA Pathfinder results. *Phys Rev D*, 2018, 98: 062001
- 80 Sun K X, Allard B, Buchman S, et al. LED deep UV source for charge management of gravitational reference sensors. *Class Quantum Grav*, 2006, 23: S141–S150
- 81 Vocca H, Grimaldi C, Amico P, et al. Simulation of the charging process of the LISA test masses due to solar particles. *Class Quantum Grav*, 2005, 22: S319–S325
- 82 Yang Z C, Luo R B, Liao H, et al. Overview of reusable locking technology in space (in Chinese). *Spacecr Recovery Remote Sens*, 2019, 40: 10–21. [杨泽川, 罗汝斌, 廖鹤, 等. 空间重复锁紧技术综述. 航天返回与遥感, 2019, 40: 10–21]
- 83 Yang B J, Wang Z W, Gai Y X. Research progress of non-pyrotechnic releasing devices on the spacecraft (in Chinese). *Mach Des Manuf*, 2018, 3: 267–269 [杨斌久, 王振威, 盖玉先. 航天器非火工释放装置研究进展. 机械设计与制造, 2018, 3: 267–269]
- 84 Zhong Z Y, Zhang H L, Zhou J P, et al. Review of non-pyrotechnic connection and separation technology of spacecraft (in Chinese). *Manned Spaceflight*, 2019, 25: 128–142 [仲作阳, 张海联, 周建平, 等. 航天器非火工连接分离技术研究综述. 载人航天, 2019, 25: 128–142]
- 85 Wu J. Research on Large Load and Distributed Locking-Releasing Mechanism of Space Manipulator (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014 [吴君. 大承载分布式空间机械臂锁紧释放机构研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014]
- 86 Li X Y. Design and Experimental Study of Lock/Release Structure Based on Shape Memory Composites (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017 [李相宇. 基于形状记忆复合材料的锁紧释放机构设计与试验研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017]
- 87 Liu X E. Development and Research of Contact Force Measurement Platform for Locking Release Mechanism (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Anshan: University of Science and Technology Liaoning, 2020 [柳鑫恩. 锁紧释放机构接触力测量平台的开发与研究. 硕

士学位论文. 鞍山: 辽宁科技大学, 2020]

- 88 Bortoluzzi D, Armano M, Audley H, et al. Injection of a body into a geodesic: Lessons learnt from the LISA Pathfinder case. In: Proceedings of the 43rd Aerospace Mechanisms Symposium. California: Santa Clara, 2016
- 89 Sun K X, Allen G, Buchman S, et al. Advanced gravitational reference sensor for high precision space interferometers. *Class Quantum Grav*, 2005, 22: S287–S296
- 90 Zanon C, Alfauwaz A, Aljadaan A, et al. The design of a drag-free CubeSat and the housing for its gravitational reference sensor. arXiv: [1605.05496](https://arxiv.org/abs/1605.05496)
- 91 Biserni M, Caselli S, Maltecca L, et al. Hydraulic actuator for the LISA Pathfinder caging mechanism: Technological challenges. In: Proceedings of the 12th European Space Mechanism and Tribology Symposium. Liverpool, 2007
- 92 Schmid M, Wernlein G, Köker I. Alternative design approach for the LISA LTP locking assembly. In: Proceedings of the 14th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Constance, 2011
- 93 Zahnd B, Zimmermann M, Sporri R. LISA Pathfinder cage and vent mechanism development and qualification. In: Proceedings of the 15th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Noordwijk, 2013
- 94 Mäusli P A, Neukom A, Romano R, et al. Development of a novel piezo actuated release mechanism. In: Proceedings of the 12th European Space Mechanism and Tribology Symposium (ESMATS). Liverpool, 2007
- 95 Neukom A, Romano R, Nellen P M. Testing and lessons learnt of LISA GPRM. In: Proceedings of the 13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Vienna, 2009
- 96 Vignotto D, Zanon C, Tomasi M, et al. The role of friction in the LISA-Pathfinder release mechanism anomaly. *AIAA J*, 2023, 61: 5232–5241
- 97 Bortoluzzi D, Mäusli P A, Antonello R, et al. Modeling and identification of an electro-mechanical system: The LISA grabbing positioning and release mechanism case. *Adv Space Res*, 2011, 47: 453–465
- 98 Benedetti M, Bortoluzzi D, Vitale S. A momentum transfer measurement technique between contacting free-falling bodies in the presence of adhesion. *J Appl Mech*, 2008, 75: 011016
- 99 Bortoluzzi D, Baglivo L, Benedetti M, et al. LISA Pathfinder test mass injection in geodesic motion: Status of the on-ground testing. *Class Quantum Grav*, 2009, 26: 094011
- 100 Zanon C. Drag-free spacecraft technologies: Criticalities in the initialization of geodesic motion. arXiv: [1602.00268](https://arxiv.org/abs/1602.00268)
- 101 Bortoluzzi D, Dalla Ricca E, Vignotto D. Testing the impact dynamics of the LISA Pathfinder release mechanism. In: Proceedings of the 19th European Space Mechanism and Tribology Symposium (ESMATS). Webinar, 2021
- 102 Bortoluzzi D, Vignotto D, Zambotti A, et al. Analysis of the in-flight injection of the LISA Pathfinder test-mass into a geodesic. In: Proceedings of the 18th European Space Mechanism and Tribology Symposium. Munich, 2019
- 103 Bortoluzzi D, Vignotto D, Zambotti A, et al. In-flight testing of the injection of the LISA Pathfinder test mass into a geodesic. *Adv Space Res*, 2021, 67: 504–520
- 104 Gibert Gutiérrez F. Thermal Diagnostics Experiments For LISA Pathfinder. Dissertation for Doctoral Degree. Barcelona: Polytechnic University of Catalonia, 2016
- 105 Díaz Aguiló M. Magnetic Diagnostics Algorithms for LISA Pathfinder: System Identification and Data Analysis. Dissertation for Doctoral Degree. Barcelona: Polytechnic University of Catalonia, 2011

Inertial sensor for space gravitational wave detection and its key technologies

WANG ShaoXin¹, GUO WeiChuan¹, ZHAO PingAn^{1,2}, WANG Juan¹, DONG Peng³,
XU Peng^{1,3}, LUO ZiRen^{1,3} & QI KeQi^{1*}

¹ Center for Gravitational Wave Experiment, National Microgravity Laboratory, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

² School of Physics and Optoelectronic Engineering, Hangzhou Institute for Advanced Study, University of Chinese Academy of Sciences (UCAS), Hangzhou 310024, China;

³ School of Fundamental Physics and Mathematical Sciences, Hangzhou Institute for Advanced Study, University of Chinese Academy of Sciences (UCAS), Hangzhou 310024, China

*Corresponding author (email: qikeyi@imech.ac.cn)

Within the frequency range of 0.1 mHz to 1 Hz, the space gravitational wave detection mission measures robust wave source information. However, the residual acceleration noise level of the inertial reference test mass must be less than $10^{-15} \text{ m s}^{-2}/\text{Hz}^{1/2}$ because of the weak gravitational wave signal. As a core payload of the space gravitational wave detector, the inertial sensor protects the test mass from the influence of external stray forces through a series of functional settings and smart design, whereas a drag-free control system with micro-thrusters is formed, which uses capacitive sensor measurement and multi-degree of freedom drive control to maintain the high-precision free-fall movement of the test mass in space, providing a super-stable inertial reference for laser interferometry. To satisfy the strict acceleration noise criteria of the test mass, the inertial sensor is constructed using numerous subsystems and critical technologies with distinct roles. This paper begins by reviewing the history of space gravitational wave detection and then explains the fundamental principles and design limitations of space inertial sensors. Finally, it addresses the essential technologies associated with inertial sensor technology.

space gravitational wave detection, inertial sensors, capacitive sensing and electrostatic actuation, charge management, caging and releasing

PACS: 04.30.-w, 04.80.Cc, 04.80.Nn, 07.07.Df

doi: [10.1360/SSPMA-2024-0129](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2024-0129)