

天琴惯性传感器初步设计思考与进展*

李洪银^{1,2}, 刘雁冲¹, 王铖锐¹, 白彦峥¹, 刘力¹, 吴书朝¹,
屈少波¹, 谭定银¹, 尹航¹, 李竹溪¹, 杨山清², 周泽兵¹

1. 华中科技大学物理学院, 湖北 武汉 430074
2. “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

摘要: 介绍了引力波探测任务中惯性传感器的需求、工作原理和发展, 重点讨论了 LISA Pathfinder 卫星惯性传感器的研究进展。对比天琴计划需求分析, 讨论了天琴惯性传感器的设计要点, 在此基础上给出了天琴惯性传感器的初步设计和噪声分析。最后, 介绍了天琴一号惯性传感器在轨测量结果和后续研究计划。

关键词: 惯性传感器; 引力波探测; 天琴计划

中图分类号: V448 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579 (2021) 01-0186-08

Preliminary design consideration and development of TianQin inertial sensor

LI Hongyin^{1,2}, LIU Yanchong¹, WANG Chengrui¹, BAI Yanzheng¹, LIU Li¹, WU Shuchao¹,
QU Shaobo¹, TAN Dingyin¹, YIN Hang¹, LI Zhuxi¹, YANG Shanqing², ZHOU Zebing¹

1. School of Physics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China
2. 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

Abstract: This work firstly introduces the requirement, principle and development of inertial sensors in gravitational wave detection mission, and focuses on the development of LISA Pathfinder inertial sensors. Compared with the requirements analysis of TianQin project, the design points of TianQin inertial sensor are discussed, and on this basis, the preliminary design and noise analysis of TianQin inertial sensor are given. A preliminary design of the key parameters for the TianQin inertial sensor is then carried out, which are employed to calculate and synthesize the direct perturbations on TM. Finally, the in-orbit performance of TianQin-1 inertial sensors and follow-up research plan is presented.

Key words: inertial sensor; gravitational wave detection; TianQin Project

* 收稿日期: 2020-11-21 录用日期: 2020-11-29 网络首发日期: 2021-01-15

基金项目: 广东省基础与应用基础重大项目 (2019B030302001)

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

通信作者: 周泽兵 (1973 年生), 男; 研究方向: 空间惯性传感器、空间引力波和卫星重力测量; E-mail: zhouzb@hust.edu.cn

1 背景

惯性传感器是天琴的关键载荷之一, 其内部的检验质量 (TM, Test Mass) 为激光干涉仪提供惯性基准^[1]。天琴由 3 颗卫星组成三角形激光干涉测量星座, 每颗卫星对应两条测量臂, 当引力波经过测量臂时, 时空伸缩引起的光程差被干涉仪读取, 而惯性传感器是卫星本地测地线的参考点。每一个干涉臂的测量点就是本测量臂上的惯性传感器中的检验质量。所以每个卫星包含两个惯性传感器, 呈 60° 夹角分布在卫星的激光干涉系统的终端, 如图 1 所示。

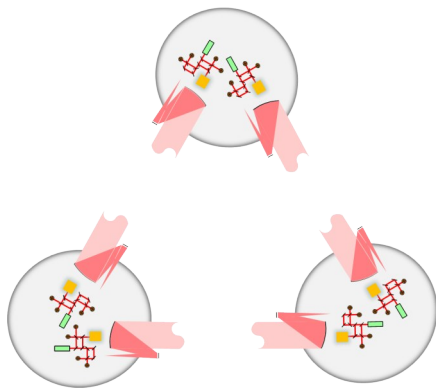


图 1 天琴激光干涉测量链路和惯性传感器关系
灰色部分为航天器, 黄色为检验质量, 绿色部分为激光器, 黑点为四象限光电探测器, 红色线条代表激光光路

Fig. 1 Relationship between laser interferometric measurement link and inertial sensor in TianQin Project, in which the gray part is spacecraft, the yellow part is the test mass, the green part is the laser, the black spot is the four-quadrant photodetector, and the red line represents the laser optical path

惯性传感器主要由敏感探头 (包括检验质量、极板框架)、电子学系统 (包含电容位移传感、控制器和静电执行机) 以及辅助系统 (锁紧释放装置、紫外放电系统和真空系统) 组成, 见图 2。

TM (检验质量) 是惯性传感器的核心, TM 自由悬浮, 极板框架与航天器固连。惯性传感器的核心任务是保证 TM 无接触地在框架内自由漂浮, 使 TM 不受卫星平台和宇宙环境的扰动。系统通过温度控制、磁场屏蔽、局部重力场补偿等手段, 保证 TM 所受的非保守力降低到任务所需的水平以下。围绕 TM 的极板框架上安装有正对检验质量六面的平板电容电极, 与 TM 形成六对真空平板电容对, 电容位移传感电路通过检测极板和 TM 的之间的差分电容获得 TM 的相对位移, 同时使用电极上

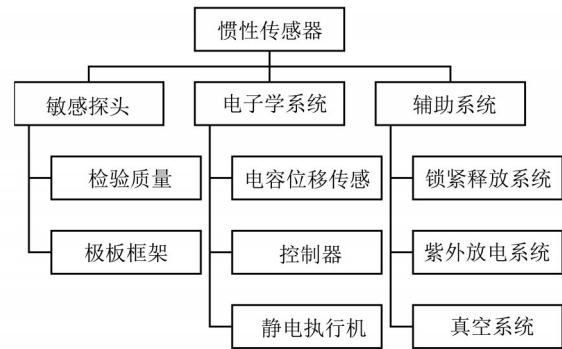


图 2 天琴惯性传感器系统组成图

Fig. 2 Composition of TianQin inertial sensor system

加载的可调电压产生的静电力控制 TM 在非灵敏自由度上保持在极板框架的中心。其他辅助系统包括支撑整个敏感探头的真空系统, 发射时保证 TM 安全的锁紧释放系统以及控制 TM 上残余电荷量的电荷管理系统。

2 国内外进展与启示

惯性传感器一般泛指可独立测量安装坐标系各运动变量的仪器, 包含: 各种测量原理的陀螺仪、加速度计等。本文中的惯性传感器是特指超高精度空间物理实验中使用的, 用来表征当地测地线运动的仪器。其历史可追溯到 Stanford 大学 1972 年为 GPS 导航系统原理验证设计的 TRIAD 卫星, 该卫星使用球形检验质量作为追踪目标, 以实现卫星非保守扰动的补偿, 达到精密定轨的目的^[2-3]。法国的 ONERA 从 1970 年代开始研制方形检验质量的惯性传感器用于卫星的非保守力测量, 此类惯性传感器工作在闭环控制模式, 常被称为静电悬浮加速度计^[4]。ONERA 的惯性传感器经历次改进分别用在 CHAMP、GRACE 和 GOCE 等地球重力场测量卫星上, 精度从 $10^{-9} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 逐步改进到 $10^{-11} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 以及 $10^{-12} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 量级, 成为技术最成熟的空间惯性传感器^[5]。显然这一精度量级的惯性传感器仍无法满足空间基础物理实验的需求。对空间基础实验卫星, 一般需在科学测量轴采用无拖曳模式, 即将检验质量内部反馈回路设置为开环模式, 并将测量激光照射在自由悬浮的检验质量上, 此时检验质量处于扰动最小状态。此种工作模式主要应用在引力波探测任务中, 包括 LISA、天琴、太极等。为了验证 LISA 任务的关键技术, 包括: 本地干涉仪、惯性传感器、微牛推进器、无拖曳控制系统等, 欧洲

航天局于 2015 年发射了 LISA Pathfinder (LPF) 卫星。在 LPF 中,设计两个立方体 TM 在敏感轴上自由漂浮,并使用激光干涉仪测量两个 TM 之间的差分加速度噪声,以实现惯性传感器噪声水平的直接评估。与 TM 相关噪声包括航天器磁场、温度场的波动、航天器的姿态运动等都可以得到共模抑制。LPF 差分残余加速度噪声幅度谱密度需求比

LISA 的需求宽松一个量级为^[6]

$$S_{\Delta a, \text{LTP}}^{1/2}(f) \leq 30 \sqrt{1 + \left(\frac{f}{f_{c, \text{LTP}}}\right)^2} \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2}), \quad (1)$$

其中转折频率 $f_{c, \text{LTP}} = 3 \text{ mHz}$ 。

LPF 的主要噪声源地面估计值如图 3 所示,其中静电执行机为低频噪声限制,干涉仪噪声为高频限制,布朗噪声为全频带的白噪声^[7]。

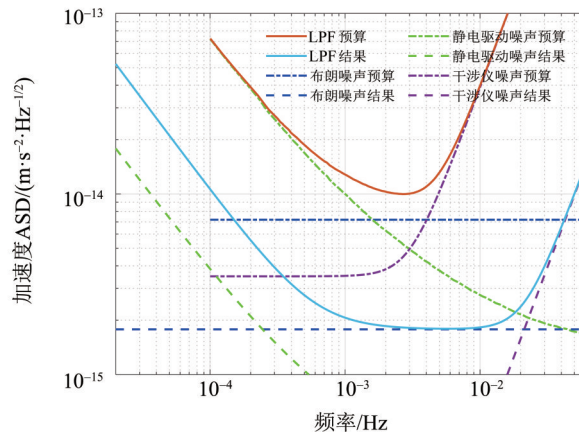


图 3 LISA Pathfinder 设计的噪声预算

主要噪声包含 10 mHz 处静电执行机噪声 $2.7 \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$, 干涉仪噪声 $4.3 \text{ pm}/\text{Hz}^{1/2}$, 以及布朗噪声 $7.2 \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$

Fig. 3 The noise budget of LISA Pathfinder, including electrostatic actuator noise $2.7 \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})@10 \text{ mHz}$, interferometer noise $4.3 \text{ pm}/\text{Hz}^{1/2}@10 \text{ mHz}$ and brownian noise $7.2 \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})@10 \text{ mHz}$

LPF 在轨测量数据分析得干涉仪噪声远小于预期,使得对 TM 差分加速度的测量水平极大提高,并且引力补偿效果远高于预期使得静电执行机可以切到最小量程,从而使占据主要噪声源的静电执行机乘性噪声得以极大降低。同时 LPF 惯性传感器内部真空度也随时间推移不断改善,布朗噪声得以进一步降低^[8]。因此 LPF 两 TM 的差分残余加速度远小于预期水平。目前,LPF 已经成功完成了惯性传感器的在轨验证,并且性能优于 LISA 所需的水平。结果表明差分残余加速度在 10 mHz 以上主要由干涉仪的位移测量噪声占据主导,约为 $100 \text{ fm}/\text{Hz}^{1/2}$, 比预期指标改善 40 倍。在 $1 \sim 10 \text{ mHz}$ 主要由布朗噪声占据主导,为 $(1.74 \pm 0.05) \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$, 比预期改善 4 倍以上;在 1 mHz 以下低频, $1/f$ 噪声占据主导地位,主要为静电驱动噪声、杂散电势波动、激光光压波动和随机充电效应,比预期改善 5 倍以上^[9]。在低频还有低频磁场波动、IS 温度和温度梯度的耦合以及其他未知的效应需要进一步研究^[9]。

LPF 作为 LISA 计划的先驱,同时也是天琴任务的先驱,不仅检验了空间引力波探测所需的相

关技术,也为后续研究提供了方向。LPF 的实验结果在低频部分存在部分噪声无法完全解释:①可能存在随机出气现象,导致 TM 周围压强波动,该现象需要进行专门的地面试验研究;②存在一个与频率相关的布朗噪声,该布朗噪声由某种机械耗散引起;③对于任务期间出现的“毛刺”,可能是真空腔外部补偿质量逸出气体进入真空腔导致的^[7, 9]。

3 天琴和 LISA 的惯性传感器需求对比

天琴和 LISA 任务相比臂长短、所需信噪比高,因此对惯性传感器与星间干涉仪都提出了更高的要求,其中惯性传感器噪声为 LISA 需求的 $1/3$ 。

$$S_{a, \text{TQ}}^{1/2} = 1 \times \sqrt{1 + \left(\frac{f_{c1, \text{TQ}}}{f}\right)^2} \sqrt{1 + \left(\frac{f}{f_{c2, \text{TQ}}}\right)^4} \text{ fm}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2}), \quad (2)$$

其中转折频率 $f_{c1, \text{TQ}} = 0.5 \text{ mHz}$, $f_{c2, \text{TQ}} = 6 \text{ mHz}$ 。

由上可知,LPF 的在轨结果在 5 mHz 以上的频段可以满足天琴惯性传感器噪声需求,而 0.1~5 mHz 的区间还有较大的差距,特别是在 0.1 mHz 处有两倍的差距。依据 LPF 的经验和教训,可作以下

改进: 适当增加 TM 质量, 使其从 1.96 kg (4.6 cm×4.6 cm×4.6 cm 金铂合金) 至 2.45 kg (5 cm×5 cm×5 cm 金铂合金), 敏感轴的间距从 4 mm 增大到 5 mm。间距的增大可改善布朗噪声, 而大的检验质量可以降低由力噪声引入的加速噪声。同时天琴惯性传感器需要进一步降低静电执行机的输出电压噪声, 将 0.1mHz 处由静电执行机引入的加速度噪声降低至 2.5 fm/(s²·Hz^{1/2}) 以下。上述改进对惯性传感器的研制也提出了新的挑战: 首先, TM 质量增大和间距变大对锁紧释放装置提出了更高的要求, 需要同比例增加锁紧力; 其次间距的增加, 需要静电执行机的最大输出电压变大, 从而实现更大量程下 TM 的捕获和控制。因此在电路设计上加大捕获电压、充分论证每个自由度所需的最大执行电压, 进行详细的执行力、力矩预算

分解。

4 天琴惯性器初步设计与噪声分析

天琴惯性传感器按照结构可分解为两大部分: 安装在望远镜与光学平台背后的真空腔 (随着望远镜与光学平台一起转动) 以及安装在卫星平台上的电子学设备, 两个部分通过电缆和光纤连接。真空腔内包含有检验质量和电容极板以及框架组成的敏感探头, 锁紧释放装置和紫外放电探头。电子学设备由电容位移传感、控制器 (控制计算机) 和静电执行机电路以及电荷管理和锁紧释放装置的电控单元组成。本文针对天琴任务对惯性传感器的需求, 对其检验质量及敏感探头的基本参数进行了设计。惯性传感器探头与电容位移传感的基本参数如表 1 所列。

表 1 天琴惯性传感器探头与电容位移传感参数

Table 1 TianQin inertial sensor head and capacitance displacement sensing parameters

物理量	数值	物理量	数值
TM 质量/kg	2.45	传感范围/ μm	100-85-85
TM 边长/cm	5	电容传感噪声/(nm·Hz ^{-1/2})	1.7
三轴间距/mm	5-4-4	位移传感噪声/(pF·Hz ^{-1/2})	6.9×10 ⁻⁷

惯性传感器的噪声按其特性分为直接扰动和耦合扰动两个部分, 直接扰动包含来自环境的布朗噪声、热梯度效应、光压波动、磁场效应、随机充电噪声等。降低此类噪声需要对环境变量进行设计与控制, 其中包括真空度、温度波动、温度梯度波动、磁场波动与累积电荷波动。另外一项直接扰动为来自反馈电路的静电控制力噪声, 降低此噪声需要对静电控制电路的电压噪声提出约束指标。

耦合扰动来源于 TM 相对极板框架运动时与各类梯度互相作用产生的扰动力, 降低耦合扰动需约束相对运动的幅度, 同时降低各类梯度场产生的虚拟耦合系数。主要的耦合来源于:

- 1) 静电控制产生的刚度;
- 2) 电容位移传感调制电压产生的刚度;
- 3) 杂散电压和 TM 电荷产生的刚度;
- 4) 磁场产生的刚度;
- 5) 引力场产生的刚度。

惯性传感器 TM 的噪声由以下公式可得

$$a_n \cong \frac{f_{\text{sr}}}{m_{\text{TM}}} + \omega_p^2 \left(x_n + \frac{f_{\text{sc}}}{m_{\text{sc}} \omega_{\text{DF}}^2} \right), \quad (3)$$

其中 f_{sr} 为作用在 TM 上的直接扰动, ω_p^2 为 TM-SC

之间的耦合, x_n 为电容位移传感噪声, f_{sc} 为卫星所受扰动, ω_{DF}^2 为无拖曳控制反馈。 m_{TM} 和 m_{sc} 分别为 TM 和 SC 质量。直接扰动主要为来自环境的扰动, 无论 TM 是否处于控制状态。通过对电容位移传感器设计可以减小 x_n 和 ω_p^2 部分。对静电执行机的设计可以减小 f_{sr} 中的执行电压噪声引入的加速度噪声。每个检验质量 6 个自由度需要通过同等数量的电容位移传感器来进行读取, 虽然沿着光学测量轴方向的运动可以由干涉仪直接读出, 但是其无法独立工作, 因此还是以电容位移传感为无拖曳控制的主要基石。

电容位移传感电路^[10] 主要由差分变压器桥路、低噪声电荷放大、交流放大电路、解调电路和数据采集系统组成, 如图 4 所示。当检验质量相对于周围极板框架运动时, 偏离平衡位置, 从而产生差分电容信号; 高频载波信号通过注入极板施加到检验质量上, 将低频差分电容信号调制到差分变压器桥路上; 前端电路将差分电容信号转换为电压信号, 并通过交流放大电路放大, 以提高前端电路的信噪比; 解调电路提取差分电容信号, 并通过数据采集系统得到输出电压。

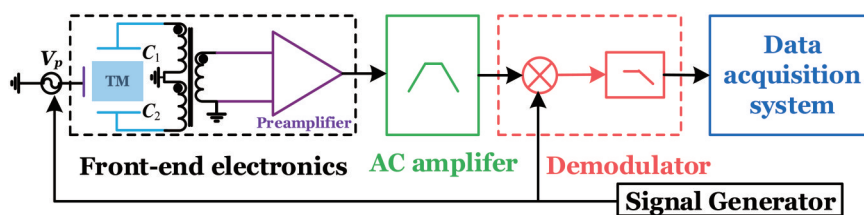


图 4 电容位移传感器原理图 (本图来自文献 [11])

Fig. 4 Schematic diagram of capacitive displacement sensor (The figure is from reference [11])

5 扰动加速度综合分析

根据表 1 所列的天琴惯性传感器的初步设计参数, 分别对各项噪声进行了计算与绘图, 由图 5 可见: 主要的 3 项噪声包括: 布朗噪声、热梯度效应噪声与静电控制力噪声, 其余的更详细的噪声计

算见表 2。

由图 5 与表 2 可知目前的设计可以满足天琴惯性传感器的加速度噪声需求, 主要的噪声源仍来自静电驱动与布朗噪声。在未来的地面测试中, 这两项噪声源将是需要重点把关的项目。

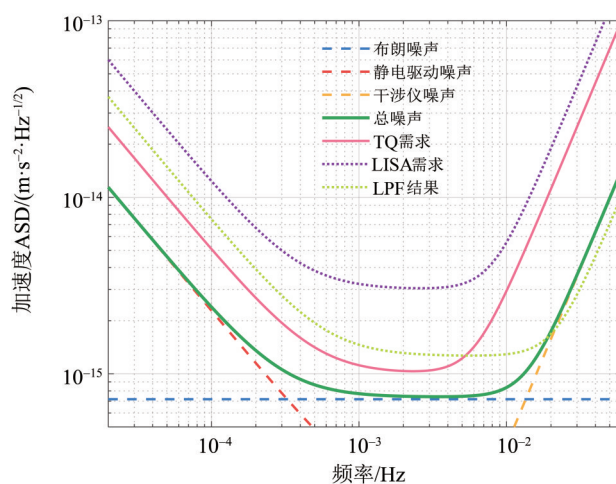


图 5 天琴惯性传感器的初步噪声预算

高频噪声为本地干涉仪位移测量噪声, 低频噪声为静电驱动噪声, 中间频段噪声为布朗噪声

Fig. 5 The preliminary noise budget of TianQin inertial sensor

The high frequency noise is mainly the local interferometer displacement measurement noise, the low frequency noise is mainly electrostatic driving noise, and the middle frequency noise is mainly brownian noise

表 2 天琴检验质量残余加速度

Table 2 TianQin test mass residual acceleration

噪声项	不同频率下的数值/(fm·s ⁻² ·Hz ^{-1/2})			
	0.01 mHz	0.1 mHz	1 mHz	6 mHz
布朗噪声	0.73	0.73	0.73	0.73
激光光压波动	0.1	0.1	0.1	0.1
辐射计效应	1.1	0.12	0.02	0.01
辐射压效应	8.26	0.9	0.16	0.1
幅值稳定性噪声	25	2.5	0.25	0.04
低频直流附加噪声与直流补偿电压/电荷的耦合	0.13	0.13	0.14	0.13
载波注入附加噪声与注入电压的耦合	0.005 3	0.0053	0.005 3	0.005 3
杂散电势波动	1.17	0.12	0.01	0.001 9
合计	26.39	2.77	0.81	0.76

6 天琴一号惯性传感器在轨进展

从 2000 年开始, 华中科技大学空间惯性传感器团队开始了系列星载惯性传感器的研制与地面测试工作^[12-15], 并在 XX5 试验卫星^[16-17]、天舟-1 货运飞船上进行了搭载试验。另外团队一直致力于基础物理理论的空间检验, 先后设计了等效原理检验卫星 TEPO (Test of Equivalence Principle in Space with Optical Readout)^[18]、引力波探测任务天琴计划。团队还为天琴一号 (TQ-1) 试验卫星^[19]提供了核心载荷惯性传感器, 并设计了内置于惯性传感器的无拖曳控制算法。

TQ-1 作为天琴引力波探测任务的技术验证卫星于 2019 年 12 月 20 日发射, 主要检验的关键技术有: 惯性传感器、无拖曳技术、微推进器。其中惯性传感器采用的是 GRACE 所搭载类型的小间距, 大量程的静电悬浮加速度计式设计。通过调整量程和采用更为先进的数字控制器, 0.1 Hz 处 TQ-1 惯性传感器将加速度测量噪声设计为 $5 \times 10^{-12} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$, 并在地面进行了子系统验证。

图 6 为 TQ-1 惯性传感器与无拖曳环路的示意图, 其中绿色框内为惯性传感器。电容位移传感 H_{sens} 测量检验质量动力学 H_{tm} 的位移输出, 然后通过内部悬浮控制单元 $H_{\text{c}_{\text{sus}}}$ 实现静电闭环反馈。数字控制系统可通过开关切换关闭检验质量的静电控制环路, 使用卫星的无拖曳控制器 $H_{\text{c}_{\text{DF,B}}}$ 对相对位移进行反馈。同时也可以闭环控制下使用控制器 $H_{\text{c}_{\text{DF,A}}}$ 加速度计模式对卫星进行无拖曳控制。

图 7 为 TQ-1 在轨典型数据, 为卫星的飞行方向, 即高灵敏轴方向的测量数据。红色为卫星进入地球光照区时段, 黑色为卫星进入地球阴影区时段。由图 7 可见, 惯性传感器可以高精度输出卫星所受的非保守力, 在 TQ-1 卫星 700 km 的轨道高度上, 主要是太阳光压构成。因此当每一个轨道周期中, 卫星进入地球阴影区时光压迅速归零, 出阴影区后反方向迅速上升, 阴影区的读数为此方向加速度计的测量偏值。处于当阴影区时卫星平台最为安静, 选取较为安静的阴影区三轴数据进行谱分析可以得到图 8。

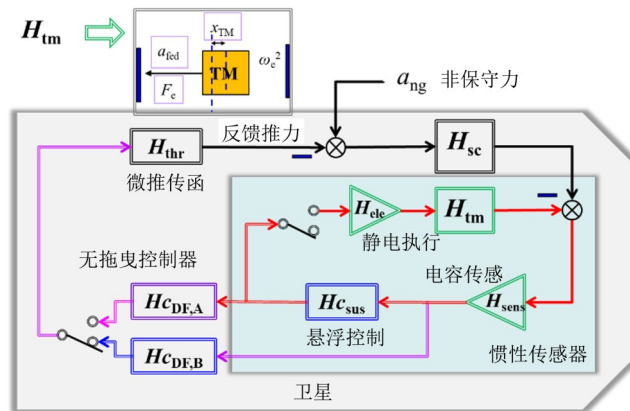


图 6 TQ-1 惯性传感器与无拖曳环路示意图

淡灰色底色框内为惯性传感器, 红色回路为惯性传感器内部闭环控制, 紫色框为加速度模式无拖曳算法^[19]

Fig. 6 Schematic diagram of inertial sensor and free-drag control loop (light green box is inertial sensor, red loop is inertial sensor internal closed-loop control, and purple box is free-drag algorithm in acceleration mode)

由图 8 可见, 惯性传感器三轴数据的幅度谱可见, X 轴获得了最高精度的加速度数据, 在 0.06 Hz 处达到了 $5 \times 10^{-11} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 的最低加速度测量谱。此测量仍受卫星平台的水平限制, 需对输入加速度进行进一步扣除再评估。这也正反映了卫星平台是超高精度惯性传感器的噪声水平验证限制, 也是 LPF 选择在远离地球轨道使用两个惯性传感器差分测量评估的原因。

综上所述, TQ-1 惯性传感器实现了我国目前在轨非保守力最佳测量水平, 并利用它作为核心

测量单元和连续变推力的微推进器实现了在轨无拖曳控制。通过此次任务建立了高精度惯性传感器的理论分析、指标论证、参数设计的软件系统。电容传感器分辨率达到 $10^{-7} \text{ pF}/\text{Hz}^{1/2}$ 量级, 静电反馈控制电压读取噪声达到 $10^{-6} \text{ V}/\text{Hz}^{1/2}$ 量级, 改进后可以应用于天琴所需指标的惯性传感器设计。通过 TQ-1 任务建立了惯性传感器控制器仿真设计方法与理论, 设计了多种控制模式, 满足了在轨不同工况的需求。针对复杂空间应用环境, 建立了完善的惯性传感器控制器设计理论与仿真方法,

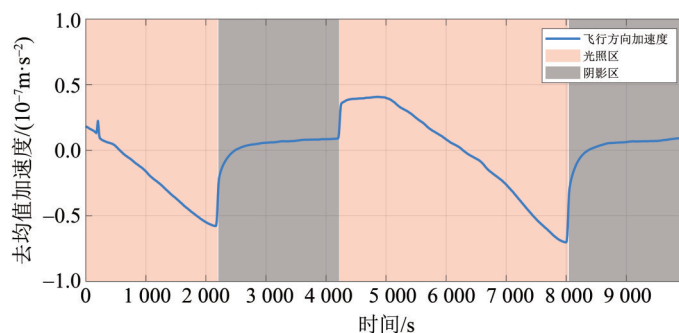


图 7 TQ-1 惯性传感器在轨飞行方向测量数据 (该数据进行了低通滤波(截止频率为 1 mHz)和去均值处理)

Fig. 7 TQ-1 measurement data of inertial sensor in orbit flight direction
(The data was processed by low-pass filtering (cut-off frequency of 1 mHz) and de averaging)

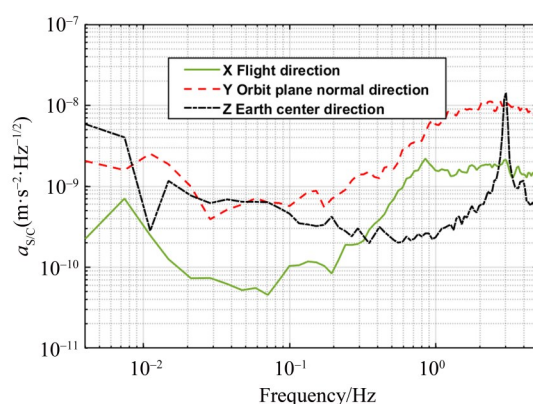


图 8 TQ-1 惯性传感器在轨卫星较为安静时刻三轴加速度功率谱 (据文献 [19])

Fig. 8 TQ-1 three axis acceleration power spectrum of inertial sensor in orbit satellite at quiet time (After reference [19])

为惯性传感器在未来高轨的引力波探测任务提供了有力保障。通过 TQ-1 卫星, 我们实现了诸多关键技术的首次在轨验证, 不仅是铺平了空间引力波探测的第一段路, 其产生的技术成果可应用于未来的重力场卫星、深空探测中的航天器精密定轨、下一代卫星导航系统以及其他需要精密位置确定的科学空间任务。

7 结 论

惯性传感器是天琴激光干涉测量的参考面, 其噪声将直接耦合到科学测量信号中。本文通过

对惯性传感器历史的回顾得出: 采用金铂合金的立方体检验质量、六自由度电容位移传感、交流反馈以及紫外放电为主要结构设计的方案是适合天琴惯性传感器需求。通过对 LISA Pathfinder 在轨的经验与教训, 对方案的具体参数进行了优化, 并根据此参数给出了惯性传感器的总噪声预算。方案设计仅仅是获得可在轨运行的合格惯性传感器万里长征的第一步, 接下来的工作重点将放在惯性传感器的工程样机设计与生产、地面测试以及进行在轨测试上。

参考文献:

- [1] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: A space-borne gravitational wave detector [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33 (3): 035010. DOI: 10.1088/0264-9381/33/3/035010.
- [2] Staff of the Space Department in the Johns Hopkins University. A satellite freed of all but gravitational forces: "TRIAD I" [J]. *Spacecraft*, 1974, 11: 637-644.
- [3] MOE K, DEBRA D B, PATTEN R AVAN, et al. Exospheric density measurements from the drag-free satellite triad [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1976, 81 (22): 3753 - 3761. DOI: 10.1029/JA081i022p03753.
- [4] BEAUSSIER J, MMAINGUY A, OLIVERO A, et al. In orbit performance of the cactus accelerometer (D5B

- Spacecraft) [J]. *Acta Astronautica*, 1977, 4 (9/10) : 1085-1102. DOI:10.1016/0094-5765(77)90008-X.
- [5] TOUBOUL P, FOULON B, CHRISTOPHE B, et al. CHAMP, GRACE, GOCE Instruments and beyond[M/OL]// KENYON S, PACINO M C, MARTI U, eds. *Geodesy for planet Earth*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2012: 215 - 221. http://link.springer.com/10.1007/978-3-642-20338-1_26. DOI: 10.1007/978-3-642-20338-1_26.
- [6] MCNAMARA P, VITALE S, DANZMANN K, et al. LISA pathfinder [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2008, 25(11) : 114034. DOI: 10.1088/0264-9381/25/11/114034.
- [7] CASTELLIELEONORA. LISA pathfinder noise performance results: disturbances in the sub-MHz frequency band and projection to LISA [D]. Italy: University of Trento, 2020.
- [8] 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. DOI:10.1103/PhysRevLett.116.231101.
- [9] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Beyond the required lisa free-fall performance: New LISA pathfinder results down to 20 μ Hz[J]. *Physical Review Letters*, 2018, 120(6) : 061101. DOI: 10.1103/PhysRevLett.120.061101.
- [10] HU M, BAI Y Z, ZHOU Z B, et al. Resonant frequency detection and adjustment method for a capacitive transducer with differential transformer bridge[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2014, 85(5) : 055001. DOI:10.1063/1.4873334.
- [11] 胡明. 高精度电容位移传感电路研制[D]. 武汉: 华中科技大学, 2014.
- [12] LIU L, BAI Y Z, ZHOU Z B, et al. Measurement of the effect of a thin discharging wire for an electrostatic inertial sensor with a high-quality-factor pendulum [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2012, 29 (5) : 055010. DOI:10.1088/0264-9381/29/5/055010.
- [13] BAI Y Z, FANG L, LUO J, et al. Improving the measurement sensitivity of angular deflection of a torsion pendulum by an electrostatic spring[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2015, 32(17): 175018. DOI:10.1088/0264-9381/32/17/175018.
- [14] TAN D Y, YIN H, ZHOU Z B. Seismic noise suppression for ground-based investigation of an inertial sensor by suspending the electrode cage[J]. *Chinese Physics Letters*, 2015, 32(9) : 090401. DOI: 10.1088/0256-307X/32/9/090401.
- [15] ZHOU Z B, LIU L, TU H B, et al. Seismic noise limit for ground-based performance measurements of an inertial sensor using a torsion balance [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2010, 27 (17) : 175012. DOI: 10.1088/0264-9381/27/17/175012.
- [16] QU S B, XIA X M, BAI Y Z, et al. Self-calibration method of the bias of a space electrostatic accelerometer [J]. *Review of Scientific Instruments*, 2016, 87(11) : 114502. DOI:10.1063/1.4966248.
- [17] LI H Y, QU S B, BAI Y Z, et al. Least squares estimation of in-orbit mass center position of the electrostatic accelerometer [J]. *Chinese Journal Of Geophysics*, 2017, 60 (3) : 897-902. DOI: 10.6038/cjg20170304.
- [18] GAO F, ZHOU Z B, LUO J. Feasibility for testing the equivalence principle with optical readout in space[J]. *Chinese Physics Letters*, 2011, 28(8) : 080401. DOI: 10.1088/0256-307X/28/8/080401.
- [19] LUO J, BAI Y Z, CAI L, et al. The first round result from the TianQin-1 satellite [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2020, 37(18) : 185013. DOI: 10.1088/1361-6382/aba66a.

(责任编辑 秦社彩)