

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.S.002

面向空间引力波探测的非接触式卫星平台无拖曳控制技术

祝 竺, 赵艳彬, 尤超蓝, 许域菲, 徐 毅, 唐忠兴, 谢进进, 姚 闯
(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 空间引力波探测任务中, 为保证作为惯性基准的检验质量不受扰动, 航天器需采用高精度无拖曳控制技术, 让卫星平台实时跟踪检验质量块。同时星间激光测距对航天器的指向也提出了较高要求。为满足空间引力波探测的需求, 本文提出了一种基于非接触式卫星平台的无拖曳控制方法。该方法基于分舱式卫星平台设计, 利用载荷舱与平台舱之间的磁浮机构替代传统无拖曳卫星中的微推进器来控制载荷舱, 让载荷舱跟踪检验质量块, 同时平台舱跟踪载荷舱, 实现高精度的拖曳补偿和平台指向。仿真结果表明, 非接触式卫星平台姿态指向精度为 $6 \times 10^{-4}^\circ$, 姿态指向稳定性为 $2 \times 10^{-4} (\circ)/s$, 无拖曳补偿后检验质量上的残余扰动加速度水平约为 $10^{-15} m/(s^2 \cdot Hz^{1/2})$ 。

关键词: 非接触式卫星; 无拖曳控制; 姿态指向精度; 姿态指向稳定性

中图分类号: V423 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2022)S-0009-05

Drag-Free Control of Non-contact Satellite Platform for Space Gravitational Wave Detection

ZHU Zhu, ZHAO Yanbin, YOU Chaolan, XU Yufei, XU Yi, TANG Zhongxing, XIE Jinjin,
YAO Chuang
(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: In the mission of space gravitational wave detection, to ensure that the test mass as the inertial reference is not disturbed, the spacecraft needs to adopt the high-precision drag-free control technology so that the satellite platform can follow the test mass. At the same time, the inter-satellite laser ranging also puts forward high requirements for the spacecraft pointing. To meet the needs of space gravitational wave detection, a drag-free control method based on a non-contact satellite platform is proposed. This method is based on the design of a subdivision satellite platform. The maglev mechanism between the payload cabin and the platform cabin is used to replace the micro-propeller in the traditional satellite to control the payload cabin. The payload cabin follows the test mass while the platform cabin follows the load cabin, in order to achieve the high-precision drag compensation and platform pointing. The simulation results show that the attitude pointing accuracy of the non-contact satellite platform is $6 \times 10^{-4}^\circ$, the attitude pointing stability is $2 \times 10^{-4} (\circ)/s$, and the residual disturbance acceleration on the test mass after drag compensation is about $10^{-15} m/(s^2 \cdot Hz^{1/2})$.

Key words: non-contact satellite; drag-free control; attitude pointing accuracy; attitude pointing stability

基金项目: 科技部国家重点研发计划重点专项(2020YFC2200801, 2020YFC2200502); 国家自然科学基金(41974034); 上海市“科技创新行动计划”启明星项目(21QA1408500)。

收稿日期: 2022-04-21; **修订日期:** 2022-06-28

通信作者: 祝竺, 女, 高级工程师, E-mail: 372807597@qq.com。

引用格式: 祝竺, 赵艳彬, 尤超蓝, 等. 面向空间引力波探测的非接触式卫星平台无拖曳控制技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(S): 9-13. ZHU Zhu, ZHAO Yanbin, YOU Chaolan, et al. Drag-free control of non-contact satellite platform for space gravitational wave detection[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(S): 9-13.

空间引力波探测需要高精度的无拖曳与姿态控制技术作为支撑。一方面,为精密测量出检验质量块的位移变化,对卫星以及载荷的残余扰动力水平提出了很高的要求;另一方面,星间激光测距要求卫星与载荷具备较高的指向精度和姿态稳定度。无拖曳控制技术已在 TRIAD I、GP-B、LISA Pathfinder 和 GOCE 等科学任务中得到了应用^[1-4]。

国内华中科技大学、中山大学、中科院、哈尔滨工业大学、北京控制工程研究所等研究小组对无拖曳控制系统的组成和关键技术进行了详细研究。上述研究均采用传统的无拖曳控制:采用电推进或冷气推进作为无拖曳控制的执行器,反向补偿外界阻尼,补偿后卫星的残余扰动水平一般要求优于 $10^{-8} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ ^[5-6]。NASA 和 ESA 的空间激光干涉引力波探测计划 LISA^[7],要求指向精度优于 20 nrad,指向稳定性优于 $8 \text{ nrad}/\text{Hz}^{1/2}$,检验质量上的残余扰动水平优于 $3 \times 10^{-15} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$;中国正在开展的引力波探测任务——“天琴”计划^[8],要求指向精度优于 10 nrad,指向稳定性优于 $10 \text{ nrad}/\text{Hz}^{1/2}$,航天器残余扰动水平优于 $4 \times 10^{-10} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 。上述需求指标比目前水平至少高 2 个量级以上。这对于卫星平台的设计无疑是一种挑战^[9]。因此,一个超精超稳无拖曳卫星平台的实现是解决上述问题的关键之一。其中“超精”意味着超高指向精度,“超稳”表示超高姿态稳定度,“无拖曳”表示航天器或载荷达到科学任务要求的低扰动力水平,实现无阻尼飞行。此外,这种类型的推进器需携带工质燃料,难调难控,大大限制了卫星的在轨寿命,无法进行长期观测,且随着工质的消耗,卫星质心会产生较大偏移,不利于科学任务的实现。

因此,针对目前电推进或微冷推无法满足引力波探测中无拖曳控制的问题,本文提出了一种面向未来引力波探测位移模式下的非接触式卫星无拖曳控制方法,利用磁浮机构控制载荷舱,实现载荷舱对检验质量块的跟踪,以及平台舱对载荷舱的跟踪,从而对卫星平动自由度上实现多级无拖曳控制,同时转动自由度上实现超高指向精度和姿态稳定度。

1 空间引力波探测任务对无拖曳的要求分析

1.1 空间引力波探测原理

空间激光干涉引力波探测是检验广义相对论最有效的手段之一,其主要任务是在 $10^{-4} \sim 0.1 \text{ Hz}$ 的频段内,探测天体发出的引力波,探测器由 3 颗

卫星构成正三角形绕太阳轨道或地球轨道飞行,3 颗星臂长为 10 万千米(地球轨道)至百万千米(太阳轨道),以卫星内部悬浮质量块为参考基准,采用星间测距方式获取引力波经过时质量块的位移变化,如图 1 所示。

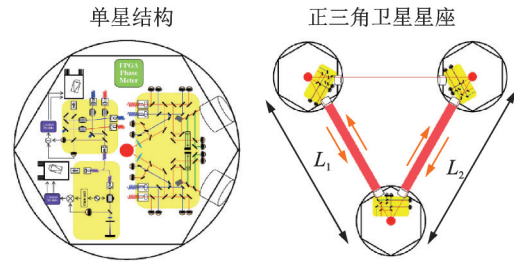


图1 空间引力波探测原理

Fig.1 Principle of space gravitational wave detection

1.2 空间引力波探测无拖曳控制原理

由于航天器受到大气阻尼、太阳光压、宇宙射线等外部环境扰动和航天器结构振动、姿态调节、航天器内部移动部件等航天器自身扰动,导致航天器加速度变化超出了精密空间科学实验对外部扰动的要求。在该情况下,无拖曳卫星的概念被提出,它是一种利用微推力主动抵消太空环境扰动,实现阻尼消除的技术^[10-11],其基本思想以位于卫星内部检验质量为惯性参考,采用高精度传感技术测量质量块相对于卫星的运动,进而控制微推进器产生适当推力和力矩,使卫星跟随检验质量运动,如图 2 所示。

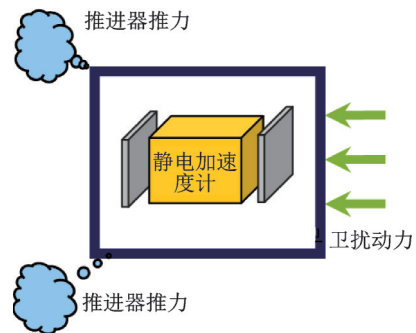


图2 空间引力波探测无拖曳控制原理

Fig.2 Principle of drag-free control in space gravitational wave detection mission

2 非接触式卫星的无拖曳控制方法设计

2.1 非接触式卫星原理

传统卫星是平台与载荷接触式设计,处于同一个整体舱。采用电推进、冷气推进等产生的推力补偿卫星受到的大气阻尼、太阳光压等外界扰动以及进行卫星姿态调整。这些推进器携带工质,功耗

大,需面临整星质量大、寿命短和质心漂移等问题,指向精度较为有限。

因此,本文提出一种基于非接触式卫星的无拖曳控制方法,如图3所示。基于动静隔离、主从协同控制的非接触式卫星平台而设计的。该卫星平台由载荷舱、平台舱、洛伦兹力执行器和相对位移传感器组成。载荷舱搭载的部件包括有效载荷、惯性传感器(加速度计)、卫星角速度测量装置(陀螺)和卫星姿态敏感器(星敏感器)等部件,这些部件对卫星不产生机械振动和任何晃动,故载荷舱是一个安静舱段,主要用于科学探测。平台舱由通用的卫星模块组成,包括推力器、动量轮和贮箱等各种活动部件,故平台舱是一个嘈杂舱段,主要用于对载荷舱科学探测的服务。洛伦兹力执行器一般又称为磁浮机构,主要包括磁钢和通电线圈,其中磁钢固定于载荷舱,通电线圈固定于平台舱,磁钢与通电线圈之间无物理连接,从而实现了两舱的非接触,这样平台舱的振动和干扰不会传输至载荷舱,达到有效载荷动中取静,两舱动静隔离的效果。相对位置传感器固定于磁钢上,用于测量两舱之间的相对位移变化。

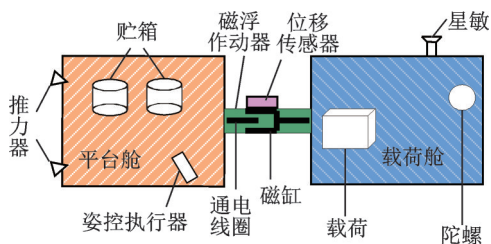


图3 非接触式卫星平台设计

Fig.3 Design of non-contact satellite platform

2.2 基于非接触式卫星的无拖曳控制方法

根据舱体布局,基于非接触式卫星平台的无拖曳控制有两种方案,一种是基于分离式卫星平台设计,载荷舱和平台舱在空间上完全分离,如图4所示。另一种是基于嵌入式卫星平台设计,载荷舱完全或部分嵌入平台舱,如图5所示。

非接触式卫星的无拖曳控制方法采用多级控制方法,其主要工作模式分为一级跟踪与二级跟踪

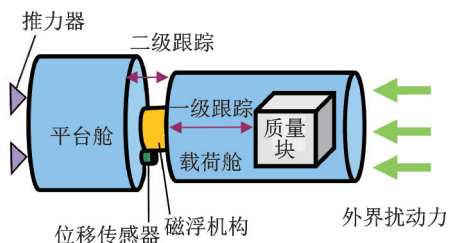


图4 分离式卫星无拖曳控制

Fig.4 Drag-free control based on separated satellite platform

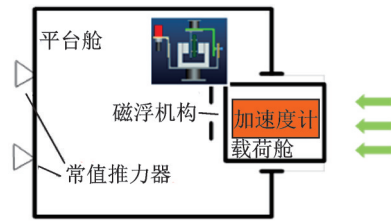


图5 嵌入式卫星无拖曳控制

Fig.5 Drag-free control based on embedded satellite platform

踪,其中一级跟踪为载荷舱跟踪质量块,二级跟踪为平台舱跟踪载荷舱。具体实施方法如下:

(1)一级跟踪:为了让质量块尽可能沿测地线飞行,由载荷舱与质量块之间构成精密电容传感器,精密电容传感器测量出载荷舱和质量块之间存在相对位移变化。通过控制算法,让位于两舱之间的磁浮机构在匀强磁场中通过精密的电流控制产生高精度的洛伦兹力(安培力),即

$$F = BIL \quad (1)$$

式中: B 为磁感应强度, I 为线圈电流强度, L 为感应长度。用该洛伦兹力反向作用在载荷舱上,抵消载荷舱和质量块之间的相对位移变化,从而实现载荷舱对质量块的一级跟踪。

(2)二级跟踪:为保证能源供给与卫星任务实现,平台舱需要始终跟踪载荷舱飞行。平台舱与载荷舱之间的位移变化由安装在平台舱上的相对位置传感器测出,平台舱上装有传统的常值推力器,当两舱相对位移超出设定阈值时,使用常值推力器通过喷气推进让两舱之间位移的保持在阈值范围内,从而实现平台舱在平动方向上对载荷舱的跟踪。

2.3 非接触式平台对引力波探测的影响分析

分舱设计可以带来诸多优势,首先,贮箱从载荷舱分离,隔离了最主要的质心偏移源,大大减小了质心偏差,其次,载荷舱质量相对小,更易于实现结构稳定性。

但与此同时,星内磁浮机构等产生的磁场会对载荷的测量产生一定的影响。为解决该问题,首先,载荷舱内部件选取无磁、低磁材料,其次,分析磁浮机构在距离惯性传感器 r 处产生的磁感应强度为

$$B \approx \frac{2\mu_0 M_s r}{4\pi r^4} \quad (2)$$

式中: $\mu_0 = 1.26 \times 10^{-6} \text{ N/A}^2$ 为真空磁导率, M_s 为磁矩。计算得到磁浮机构放置在距离惯性传感器不同位置处惯性传感器感应的磁场强度如表1所示。

在引力波探测中,载荷之一惯性传感器要求两个高灵敏轴剩磁小于 $0.1 \mu\text{T}$ 。根据表1中计算数据,可知磁浮机构与惯性传感器的距离需大于35 cm。

表1 磁浮机构距离检验质量不同位置处产生的磁感应强度

Table 1 Magnetic induction intensity generated from maglev mechanism at different positions from the test mass

距离磁浮机构/cm	磁场强度/ μT		
	X向	Y向	Z向
55	0.01	0.01	0.30
45	0.03	0.06	0.63
35	0.09	0.10	2.57
25	0.46	0.28	7.07

3 仿真校验

搭建基于气浮装置的两舱双五自由度全物理试验系统,如图6所示。载荷舱和平台舱各2个平动自由度和3个转动自由度。光纤陀螺、测角仪、电涡流传感器置于载荷舱,力矩陀螺等置于平台舱。

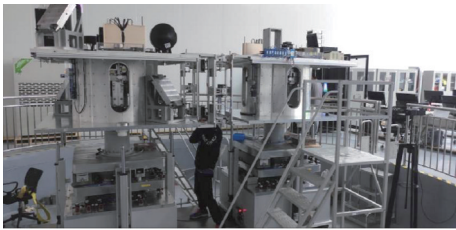


图6 双五自由度全物理试验系统

Fig.6 Double five-degree of freedom full physical test system

测试结果表明,载荷舱姿态指向精度约为 $6 \times 10^{-4} (^{\circ})$,姿态指向稳定度约为 $2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{s}$,如图7和图8所示。该测试结果受限于载荷舱上陀螺仪的本底噪声,未来进一步提高星载陀螺仪的精度,并结合载荷激光干涉测距仪自身的指向调整单元,可将姿态指向精度和姿态指向稳定度进一步提高。

非接触式卫星无拖曳控制仿真系统,其中工作模式采用卫星跟踪质量块,设置轨道高度 10^5 km ,载荷舱质量 100 kg ,平台舱质量 150 kg ,磁浮机构

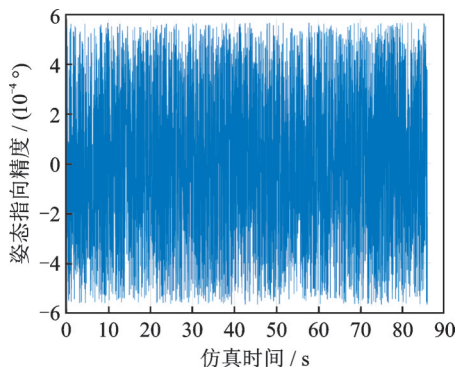


图7 载荷舱姿态指向精度

Fig.7 Attitude pointing accuracy of the payload cabin

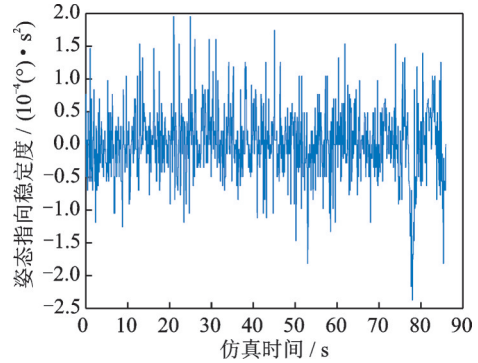


图8 载荷舱姿态稳定度

Fig.8 Attitude pointing stability of the payload cabin

输出力精度 $0.1 \mu\text{N}$,位移噪声 $1 \text{ pm}/\text{Hz}^{1/2}$ 。得到补偿后检验质量上的残余扰动力在 $0.1 \text{ mHz} \sim 0.1 \text{ Hz}$ 的测量频段内达到 $10^{-15} \text{ m}/(\text{s}^2 \cdot \text{Hz}^{1/2})$ 量级水平,如图9所示。

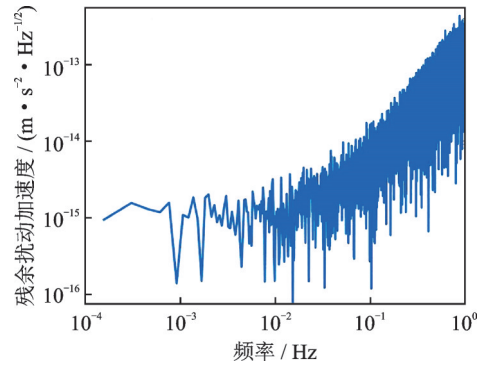


图9 非接触式卫星无拖曳控制仿真结果

Fig.9 Simulation result of drag-free control based on non-contact satellite

4 结论

本文针对未来空间引力波探测科学任务对卫星平台低残余扰动的需求,提出了一种非接触式卫星平台无拖曳控制技术,利用两舱之间磁浮机构产生的高精度洛伦兹力取代传统卫星的微推力器,实现对卫星平动自由度的多级无拖曳控制。与传统引力波探测卫星平台无拖曳控制方法相比,该方法具有以下特点与优势。

(1)多级控制:卫星采用“平台舱+载荷舱”分舱式卫星平台设计理念,利用两舱之间的磁浮机构取代传统微推进器来控制载荷舱,让载荷舱跟踪检验质量块,同时平台舱跟踪载荷舱,实现对卫星平动自由度的多级无拖曳控制。

(2)高精度连续可调推力:核心控制部件为磁浮机构,其在匀强磁场中采用精密电流驱动来产生高精度的洛伦兹力,输出力可达 μN 量级,能够实现高精度阻尼补偿。

(3)高精度指向与稳定度:非接触式卫星平台

分为载荷舱和平台舱,两舱在结构上相互独立,其中载荷舱安装高精度观测载荷,为安静舱段;平台舱安装推力器、动量轮、太阳电池阵等活动挠性附件和姿控单元,为嘈杂舱段。两舱之间由磁浮机构实现非接触,让平台舱振动和干扰不会传输至载荷舱,进而达到振动隔离效果,实现卫星高精度指向与稳定度。

(4)能够延长科学探测时间:磁浮机构不携带工质,仅靠电流驱动,因此不存在传统无拖曳卫星因推进器工质(推进剂)耗尽而带来的轨道下降、寿命结束等问题,从而能够保障卫星的长寿命飞行,可长时间开展空间探测任务。

参考文献:

- [1] LI J, BENCZE W J, DENRA D B, et al. On-orbit performance of gravity probe B drag-free translation control and orbit determination[J]. *Advances in Space Research*, 2007, 40(1): 1-10.
- [2] 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.
- [3] CANUTO E. Drag-free and attitude control: An application to the GOCE satellite[J]. *Space Science Reviews*, 2003, 108(1/2): 357-366.
- [4] FICHTER W, GATH P, VITALE S, et al. LISA pathfinder drag-free control and system implications [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2005, 22(10): 139-148.
- [5] CANUTO E. Drag-free and attitude control for the GOCE satellite[J]. *Automatica*, 2008, 44(7): 1766-1780.
- [6] CANUTO E, MOLANO A, MASSOTT I. Drag-free control of the GOCE satellite: Noise and observer design[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2010, 18(2): 501-509.
- [7] MANCE D. Development of electronic system for sensing and actuation of test mass of the inertial sensor LISA[D]. Croatia: University of Split, 2012.
- [8] 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.
- [9] CANUTO E, COLANGELO L, BUONOCORE M, et al. Orbit and formation control for low-earth-orbit gravimetry drag-free satellites[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(7): 1194-1213.
- [10] LANGE B. The control and use of drag-free satellites [D]. California: Stanford University, 1964.
- [11] HAINES R. Developing a drag-free control system [C]//*Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Utah, USA: AIAA, 2000: 1-10.

(编辑:王静)