

# 天琴卫星测定轨技术\*

谷德峰, 安子聪, 赵玥, 杨诚鋈, 李康康, 朱炬波, 刘源, 宋佳凝

“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:** 空间引力波探测在卫星发射入轨、科学实验运行等阶段都对卫星测定轨有较高的任务需求。天琴计划采用地球高轨道卫星, 可利用的跟踪测量手段更加丰富, 轨道跟踪测量和确定精度受到测控距离、测量系统误差、编队尺度、轨道控制以及测站跟踪几何等因素的影响。本文围绕天琴卫星测定轨技术, 介绍了天琴卫星测定轨任务需求, 分析了可用于天琴卫星轨道跟踪测量的多种手段的水平和技术特点, 并对天琴卫星高精度轨道确定技术的发展趋势进行了展望。

**关键词:** 卫星编队; 天琴; 卫星定轨

**中图分类号:** V412.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0529-6579 (2021) 01-0225-08

## Tracking and orbit determination technology of TianQin satellites

*GU Defeng, AN Zicong, ZHAO Yue, YANG Chengjun, LI Kangkang, ZHU Jubo,  
LIU Yuan, SONG Jianing*

*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:** The detection of gravitational waves has a high mission demand for satellite orbit determination at the stages of satellites launching into orbits and the operation of scientific experiments. The TianQin project planning to use high orbit satellites, having a greater variety of tracking measurements, the orbit tracking measurement and determination accuracy are influenced by measurement and control distance, measurement system error, formation scale, orbital control, and station tracking geometry, etc. This paper focuses on the tracking measurement and determination technology of TianQin satellite orbit, introducing the requirements of the mission of TianQin satellite orbit determination, analyzing the level and technical characteristics of the various means available for the tracking and measurement of TianQin satellite orbit, and providing an outlook on the development trend of the technology of high-precision TianQin satellite orbit determination.

**Key words:** satellite formation; TianQin; satellite orbit determination

\* 收稿日期: 2020-10-30 录用日期: 2020-12-22 网络首发日期: 2021-01-14  
基金项目: 广东省基础与应用基础重大项目(2019B030302001); 国家自然科学基金 (41874028)  
作者简介: 安子聪 (1996年生), 男; 研究方向: 天琴卫星精密定轨; E-mail: azc0514@163.com  
通信作者: 谷德峰 (1980年生), 男; 研究方向: 卫星跟踪测量数据处理、精密定轨和试验评估;  
E-mail: gudefeng@mail.sysu.edu.cn

## 1 引言

空间引力波探测是研究恒星演化、黑洞和星系形成等天体物理以及宇宙学重大问题的一个重要途径,与激光干涉引力波天文台(The Laser Interferometer Gravitational-Wave Observatory, LIGO)、Virgo等地面引力波探测不同,空间引力波探测不受地面臂长尺度的约束,探测频段更低,灵敏度更高,探测波源也更加丰富,为认识宇宙演化提供了一个全新的窗口,是当今物理、天文等学科研究的国际热点<sup>[1]</sup>。开展空间引力波探测研究,可以极大程度上推动高精度时空参考体系构建、超长距离激光干涉测量、高精度卫星平台等尖端空间技术发展,对于促进相关学科发展、推动产业升级、服务国家重大战略需求等具有重要的支撑作用和战略价值。

20世纪90年代以来,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和欧洲航天局(European Space Agency, ESA)合作支持的空间激光天线干涉仪(The Laser Interferometer Space Antenna, LISA)计划,是目前国际上发展最为成熟的空間引力波探测计划。LISA计划在日心轨道上发射三颗卫星组成臂长为500万公里的等边三角形编队,轨道平面与黄道面成60°夹角,三角形中心滞后地球20°,由于技术难度大,LISA臂长目前降至250万公里<sup>[2-3]</sup>,2011年因美国退出,ESA独自研制了LISA先驱任务卫星LISA Pathfinder,经过16个月对探测引力波关键技术的测试,LISA Pathfinder于2017年7月宣布关机并取得圆满成功<sup>[4]</sup>。受LISA计划的启发,日本提出了DECIGO探测计划<sup>[5-6]</sup>,其主要目标是探测中频引力波,预计于2027年完成,DECIGO由3颗相距1000 km的卫星组成,通过激光干涉仪精确测量引力波,探测频段介于LISA和地面探测器之间(0.1 Hz~10 Hz)。

“天琴计划”是中山大学发起的空间引力波探测项目,该计划于2015年7月启动,预计在2030年左右发射三颗地球高轨卫星,不同于LISA的绕日卫星,天琴卫星轨道高度10万公里左右,臂长约17万公里,采用地球高轨道、大尺度、等边三角形的编队构形设计,轨道运行中,编队平面与黄道面保持垂直,并维持法向的空间指向一个特定的引力波源RXJ0806.3+1527<sup>[7-8]</sup>。2019年12月20日,“天琴计划”首颗试验卫星“天琴一号”成功发射,这是我国高校首颗由国家航天局立项、

面向引力波空间探测的技术试验卫星,对高精度惯性传感器、高精度激光干涉仪、微牛级连续可调推进器、无拖曳控制、高稳定热控和质心估计等试验载荷和技术进行了在轨验证。实现天琴卫星的高精度测定轨,即是天琴计划顺利实施的前提保证,同时也为解决天琴探测器编队构形保持、激光波束指向以及激光干涉相位误差的在轨补偿等一系列问题奠定了基础。

本文以天琴计划为背景,在分析天琴卫星测定轨的技术手段和方法之后,对天琴轨道确定技术做了详细的分析与展望,对提升我国空间引力波探测研究的国际竞争力,以及未来深空探测器测定轨技术的发展具有十分重要的意义。

## 2 天琴卫星测定轨任务需求

空间引力波探测在卫星发射入轨、科学实验运行等阶段都对测定轨有一定的任务需求。一方面是来自星间激光干涉仪对波束指向的需求,卫星轨道位置应满足分辨率需求,精度足以判断远距离卫星是否位于其他两颗卫星激光干涉仪的主波束内,这与激光频率和编队臂长大小有关。另一方面是来自时间延迟干涉TDI(Time Delay Interferometry)对臂长测量的需求,空间引力波探测方案采用迈克尔逊激光干涉技术,由于空间中卫星漂移,不能像地面能够做到等臂长干涉,此时激光频率噪声无法在干涉过程中直接消除。为消除激光频率噪声,采取后数据处理时间延迟干涉TDI技术来降低激光频率噪声,使得空间不等臂长干涉等效于等臂长干涉,从而使得激光频率噪声达到探测引力波频段范围内要求的噪声以下。TDI依赖于臂长的精确测量,臂长精度要求又与激光频率噪声功率谱密度、以及其他次噪声功率谱密度(如激光散粒噪声)密切相关,根据TDI的数据处理压制激光频率噪声原理,可建立臂长精度与激光载荷测量误差的相关模型,给出臂长精度指标。再者是来自编队构形初始化和构形保持的精度需求,为了消除后续演化的间距漂移,满足科学载荷测量对构型稳定性的长期要求,通常要求编队臂长的变化范围、速率、呼吸角、轨道面法向等满足一定变化范围要求,当轨道推进器与探测器分离时,对卫星入轨的位置和速度精度有一个严格的要求,入轨误差超出这个范围,卫星不能进入预定轨道,影响到整个空间引力波探测任务的长期稳定运行。从轨道稳定性需求出发,通过建

立目标函数, 建立传递模型, 在对轨道优化的同时分析入轨误差对构型稳定性的影响, 给出入轨误差指标要求。

### 3 天琴卫星轨道跟踪测量方法

通过对比 LISA 等国外空间引力波探测卫星轨道跟踪测量方法, 结合天琴卫星轨道的特殊性, 总结了天琴卫星测定轨的主要手段有深空网无线电测距测速 USB/UXB、甚长基线干涉测量 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI)、卫星激光测距系统 (Satellite Laser Ranging, SLR) 和全球卫星导航系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 等。其中, 深空网无线电测距测速 USB/UXB、VLBI 主要应用于深空探测和高轨任务, SLR 和 GNSS 主要应用于低、中、高轨探测任务。

#### 3.1 深空网无线电测距测速

深空网无线电测距测速 USB/UXB 手段主要用于地球高轨道和深空探测任务中, 由地基测控设备来实现对卫星的跟踪测量, 为了更好地实现对卫星连续、全弧段的跟踪测量, 逐渐发展了深空网 (Deep Space Network, DSN)。USB 测距测速最早在美国 Apollo 探月系列任务得到应用。随着探测距离和精度要求越来越高, 深空站也不断更新换代, 测量频段从 20 世纪 60 年代的 S 频段到 90 年代的 X 频段, 后又逐步向使用 Ka 频段发展<sup>[9]</sup>, 以满足更远距离和更高精度的测量要求。

美国深空网由分布于加利福尼亚戈尔德斯通、澳大利亚堪培拉和西班牙马德里的 3 个地面站以及位于加利福尼亚的任务操控中心构成, 其中 3 个深空地面站经度相差  $120^\circ$ , 可以实现全天候、全弧度测控任务<sup>[10]</sup>。每一个测控站都建有 4~10 个深空设备, 并且都配有 34 m、70 m 不等的大抛物面天线。所有天线都具有 S、X 频段发射能力和 L、S、X 频段接收能力, 戈德斯通 70 m 天线还具备 Ka 频段接收能力<sup>[11]</sup>。1998 年发射的 Lunar Prospector 探测器在美国 DSN 跟踪观测下, 获取无线电测距和多普勒测速数据, 其测量精度分别为 0.5 m, 0.2 mm/s<sup>[12]</sup>。俄罗斯深空通信网建立于 20 世纪 50 年代, 经历了四代发展, 目前由 3 个地面站组成, 分别布站在乌苏里斯克、叶夫帕托利亚、熊湖<sup>[13]</sup>。ESA 深空网由分布在全球的 3 个深空站组成, 分别位于澳大利亚西部新诺舍、西班牙塞夫雷罗斯和阿根廷马拉圭, 每个深空站都建有一副 35 m 波束波导天线。指控中心位于德国 Darmstadt 的欧洲航

天操作中心<sup>[14]</sup>, 其水星探测任务-BepiColombo, 计划 2022 年到达水星, 该任务将对水星进行全面观测, 通过对水星上的撞击坑的研究来确定水星的起源和内部物质构成, 探测水星的稀薄大气和水星磁场, 并且验证爱因斯坦提出的广义相对论<sup>[15]</sup>。

中国深空测控系统是在探月工程“绕”“落”“回”三步走战略下, 由新疆喀什、黑龙江佳木斯、阿根廷内乌肯省组成的。其中, 喀什和佳木斯两个深空站主要工作在 S、X 频段, 内乌肯省深空站则具备 X、S、Ka 三个频段功能的测控和数据接收能力<sup>[16]</sup>。中国深空测控网在系统功能上实现了测控、数传、干涉测量一体化。首先, 在无线电跟踪测量方面, 具备基本的测距、测速和干涉测量功能。目前, 可以支持双向相干多普勒测速、单向测速和三向测速, 数据类型包括多普勒频率和相位, S 频段测速精度可以达到 1 mm/s, X 频段测速精度可以达到 0.1 mm/s<sup>[17]</sup>; 测距支持侧音测距、ESA 标准音码混合测距和 CCSDS 建议标准的伪码测距, 双向测距精度可以达到 1 m<sup>[17]</sup> 并已经实现了与 ESA 深空站的联合测量和数据交互。嫦娥四号中继星是中国深空网全面建设完成后首次执行任务, 验证了中国测控网具备独立稳定高效执行任务的能力。主要观测 S 频段的测距、测速、VLBI 时延以及时延率, 定轨残差分别为 0.53 m, 0.37 mm/s, 1.16 ns, 0.76 ps/s, 相比 CE-1/CE-2 采用的 S 频段的跟踪效果在位置精度优于 100 m, 速度精度优于 2 mm/s<sup>[18]</sup>。

#### 3.2 甚长基线干涉测量

甚长基线干涉测量 VLBI 技术诞生于 20 世纪 60 年代后期, 最早被应用于研究射电源结构, 目前常用在大地测量和天体物理中, 其测量精度达到亚毫角秒量级, 是当前角分辨率最高的天文观测技术, 在深空探测、天体物理等多个领域中发挥着重要作用, 被广泛应用于航天器精密定轨。VLBI 技术常用于联合无线电测距测速用于轨道测定, 对横向参数敏感; 基线越长角精度越高, 时延精度优于 1 ns, 时延率精度优于 1 ps/s。中国 VLBI 网目前由上海 25 m、北京 5 m、昆明 40 m 和乌鲁木齐 25 m 的 4 台射电天文望远镜, 以及上海数据处理中心组成。国际上, 天文射电望远镜测站主要分布在欧洲和东亚地区。VLBI 主要分为差分单向多普勒 (Differential one-way Doppler, DOD) 和差分单向测距 (Differential one-way ranging, DOR) VLBI

两种技术<sup>[19]</sup>。最早将 VLBI 技术用于航天探测的是 NASA, 1972 年在 S 波段利用差分 VLBI 技术跟踪了阿波罗 16 号月球车, 精度达到 25 m; 日本于 2007 年 9 月发射的“月亮女神”探测器利用了四程多普勒、差分 VLBI 以及同波束 VLBI 技术, 不但提高了探测器定轨精度, 而且利用 VLBI 和多普勒观测数据以及历史观测数据解算了新的月球重力场模型 SGM100 h, 相比美国 LP 探测器得到的 LP100K 模型有了明显改进; 欧空局更是将 VLBI 的 DOR 技术作为航天探测导航的主要手段之一, 其实施的探月卫星 SMART-1、金星快车和火星快车等任务均进行了 VLBI 观测。在 VLBI 数据处理方面, 由中国科学院上海天文台自主研发的 CVN (Chinese VLBI Network) 处理机已成功处理了数十次测地数据, 文献 [20] 通过与国外处理机软件实测数据对比, 系统分析了 CVN 的残余时延和时延率精度, 显示了 CVN 软件相关处理机具备参与国际联测数据处理的能力; 张志斌等针对地球静止轨道 (The Geostationary Orbit, GEO) 卫星全天时全天候高精度的监测需求, 考虑传统 VLBI 测站高成本、高投入和 GEO 卫星专用观测时段有限等制约条件, 研发了一种用于同步静止卫星监测的微型 VLBI 网。不同于传统 VLBI 和其他 GEO 监测手段, 它具备全天时、全天候、低造价、易布设及易推广等特点, 充分表明了其在 GEO 卫星监测领域的应用价值<sup>[21]</sup>。

VLBI 对于视线垂直方向上轨道变化高精度的测角能力, 常用于辅助 USB/UXB 测距测速手段进行深空探测。嫦娥二号工程中首次开展了 X 频段测控通信技术试验<sup>[22]</sup>。试验表明, X 频段测控通信系统在链路性能、测定轨精度方面有显著提高, 并正式作为后续探月的主要频段, 并同时使用了 UXB 和 (DOR) VLBI。中国深空网联合中国 VLBI 网、ESA 开展了金星快车  $\Delta$ DOR 联合测轨试验技术<sup>[23]</sup>, 试验表明了我国深空网已具备独立或联合开展深空探测器导航测轨的系统支持能力, 深空站的采集数据处理精度优于 1 ns, 深空网干涉测量信号处理中心也具有多体制信号的干涉处理分析能力。嫦娥三号月球探测器在嫦娥二号对 X 波段测量通信系统试验成功的基础上, 正式采用 UXB 测距测速, 并联合 VLBI 测量技术<sup>[24]</sup>。UXB 测距精度 0.8 m、测速精度 1 mm/s; VLBI 使用了  $\Delta$ DOR 测量技术, 时延精度 1 ns、时延率精度 1 ps/s, 测量结果分析表明环月 100 km $\times$ 100 km 和 100 km $\times$ 15 km 轨道确定精度分别为 20 m 和 22 m, 与同时期国外

月球测定轨精度基本相当。在国际上的深空探测任务中, 无线电测距测速和 VLBI 也是必不可少的测量手段。“好奇号”火星漫游者于 2011 年 11 月在美国发射, 2012 年 8 月成功着陆火星盖尔撞击坑。利用美国深空网进行深空测量, 使用 X 波段双程多普勒测速、测距以及  $\Delta$ DOR 进行联合定轨, 测距精度最优可达到 1 m, 测速精度最优可达 0.043 mm/s, 时延优于 60 ps<sup>[25]</sup>。“拂晓号”是日本首颗水星探测器, 2010 年 5 月 21 号发射, 但进入金星轨道时未能减速成功, 没有进入金星轨道, 2015 年 12 月 7 号再次尝试进入金星轨道成功。与美国 JPL 合作, 利用美国深空网跟踪测量使用 X 波段双程测距和多普勒测速联合 VLBI 定轨, VLBI 采用  $\Delta$ DOR 技术, 测距精度可达 2 m, 测速精度优于 0.09 mm/s, 时延优于 1.0 ns<sup>[26]</sup>。

### 3.3 卫星激光测距系统

SLR 卫星激光测距通过精确测定激光脉冲从地面观测点到装有反射器卫星的往返时间间隔, 计算出地面观测点至卫星的距离<sup>[27]</sup>, 测量精度已达到 5~10 mm。通过对 SLR 原始测量数据进行预处理, 可获得高精度的站星距离<sup>[28-29]</sup>。卫星激光测距系统自 1960 年以来已历经三代, 目前正向第四代发展<sup>[30]</sup>。经过 40 年的发展, 激光测距技术在测距精度、测距能力、测距方式以及自动化程度上都有了很大的发展, 并且建立起了分布全球的测距站网络。目前全球约有 50 个 SLR 站, 但跟踪站的地理分布比较稀疏, 且大部分分布在北半球。中国具有 5 个固定观测站和 2 个流动观测站, 5 个固定观测站分别分布在上海、北京、武汉、长春和云南<sup>[31]</sup>。近年来, 我国在远距离激光测距方面的研究进展显著, 上海激光测距台站在白天光束监视, 望远镜精跟踪、噪声滤波等方面进行了性能改进, 在国际上首先实现了同步轨道卫星的白天激光观测, 并组织国际激光测距站开展北斗卫星全球激光观测实验, 获取了 28 个台站对北斗卫星的激光观测数据, 弥补了国内台站地域局限性, 为国内卫星获取国外台站观测数据提供了途径<sup>[32]</sup>。中山大学“天琴计划”激光测距台站位于珠海, 2019 年 6 月 8 日成功测到了月面反射器 Apollo15 的信号, 2019 年 8 月 14 日成功测到了月面反射器 Apollo14 的信号, 2019 年 11 月 7 日成功获得了月面上全部五个反射镜的回波信号, 使我国成为世界上第三个能够测得全部五个反射镜的国家。SLR 测量手段的优点是测距精度高, 常用于其他测量手

段的检核和校准, 缺点是对气象条件要求苛刻, 测量数据较少, 距离受限, 目前大部分跟踪站仍主要应用于中、低轨道卫星的跟踪测量。SLR 目前已被广泛应用于中高轨导航卫星轨道测量, 且远距离激光测月技术也已成功实现, 将其应用于 10 万公里轨道高度的天琴卫星测定轨是可行的。

### 3.4 全球卫星导航系统

全球卫星导航系统 GNSS 主要包括美国的全球定位系统 (Global Positioning System, GPS)、俄罗斯的格洛纳斯全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GLONASS)、欧盟的伽利略导航系统 (Galileo satellite navigation system, Galileo) 和中国的北斗导航系统 (BeiDou Navigation Satellite System, BDS)。近年来, 随着高精度导航定位需求不断牵引, GNSS 在世界范围内得到了迅猛发展。日本和印度也纷纷加入到导航卫星资源的争夺中, 迅速构建了自己的区域卫星导航系统 QZSS (Quasi-Zenith Satellite System)<sup>[33]</sup> 和 IRNSS (Indian Regional Navigation Satellite System)<sup>[34]</sup>。目前在轨的导航卫星总数已突破 100 颗。我国在成功建设北斗一号系统之后, 于 2012 年底完成北斗二号系统工程的 14 颗卫星 (5 颗地球静止轨道卫星 (GEO)、5 颗倾斜地球同步轨道卫星 (Inclined Geo Synchronous Orbit, IGSO)、4 颗中轨卫星 (Medium Earth Orbit Satellite, MEO)) 发射组网, 在提供全球导航定位服务的基础之上, 利用 GEO、IGSO 卫星向亚太地区提供局域增强导航定位服务, 标志着我国成为继美国、俄罗斯之后, 世界上第三个拥有全球卫星导航系统的国家。2020 年 6 月, 我国已完成北斗三号全球卫星导航系统建设任务, 实现全部 35 颗卫星 (5GEO+3IGSO+27MEO) 组网运行, 为全球用户提供高精度的导航、定位与授时服务<sup>[35]</sup>。GNSS 具有全天候、连续性、高精度、时空覆盖广等优点, 不仅在低轨 (Low Earth Orbit, LEO) 卫星定轨上被广泛使用, 在同步卫星 (GEO) 和高轨 (Highly Elliptical Orbit, HEO) 卫星定轨中也有一定的应用前景。GEO、HEO 卫星轨道高于 GNSS 卫星, GNSS 主瓣信号大部分被遮挡, 可利用其穿过地球遮挡部分的信号或旁瓣信号。文献 [36] 为探月任务所设计的 HiGSR (High Sensitivity GNSS Receiver) 可以处理低至 15 dB-Hz 的信号, 可以充分利用 GNSS 旁瓣信号。对于 HEO 任务, GNSS 旁瓣信号足够强, 可以由专门的高灵敏度接收机跟踪<sup>[37]</sup>。基于 GNSS 的月球任务

导航在文献 [38] 中得到了验证, 航天器在月球表面时, DOP 值提升至 1000,  $C/N_0$  则降至 10 dB-Hz 以下。针对弱信号处理 GPS/Galileo 双模导航接收机的研究与开发, 文献 [39] 提出了基于 Viterbi 算法的全相干积分方法接收机, 其初始捕获灵敏度指标达到 -172 dBW, 在此基础上, 能够使弱信号捕获状态灵敏度指标达到。

与低轨 GNSS 定轨相比, 高轨卫星距离 GNSS 卫星较远, 接收到的导航信号弱, 且会受到地球阴影的遮挡, 连续跟踪弧段时间短, 可见 GNSS 卫星数量少, 这些制约了高轨 GNSS 定轨应用的发展。NASA 自 20 世纪 90 年代便开始试验高轨 GNSS 定轨技术, 1997 年发射的 Equator-S 卫星, 轨道远地点高度 11 Re (Re 为地球半径), 搭载了高轨 GPS 接收机进行定轨试验, 信号的信噪比能达到 40 ~ 47 dB-Hz, 验证了高轨 GNSS 定轨技术的可行性。近年来, 国外陆续发射了多个利用高轨 GNSS 进行定轨的卫星任务, 典型的计划如 NASA 的多尺度磁层任务 (Magnetospheric Multiscale, MMS) 和地球同步环境探测卫星 (The Geostationary Operational Environmental Satellite, GOES-R)<sup>[40]</sup>。MMS 计划卫星于 2015 年发射, 任务分为两个阶段。第一阶段: 轨道 1.2 Re×12 Re (近地点 1.2 Re, 远地点 12 Re), 12 Re 远地点平均可见 GNSS 卫星个数超过 8 个, 12 Re 处的轨道位置和速度精度分别优于 16 m 和 1 mm/s; 第二阶段: 轨道 1.2 Re×25 Re (近地点 1.2 Re, 远地点 25 Re), 远地点高度超过地月距离 40%, 平均可见 GNSS 卫星个数为 3, 25 Re 处的轨道位置和速度精度分别优于 55 m 和 2.5 mm/s。我国的高轨 GNSS 定轨研究起步晚、进展迅速, 2017 年 1 月 5 日发射的地球同步通信技术试验卫星, 搭载了一台单频高轨 GNSS 接收机, 可见 GNSS 卫星个数 6 ~ 8 颗, 信号的信噪比在 24 ~ 45 dB-Hz 之间。文献 [41] 基于单频载波相位测量, 30 小时定轨弧长的重叠比较三维位置精度达到 0.9 m。天琴卫星轨道高度低于 MMS 第二阶段远地点的距离 (约 16 万公里), 在天琴卫星测定轨技术中应用 GNSS 手段是可行的。

## 4 天琴卫星高精度轨道确定技术

结合天琴卫星测定轨技术特点, 展望未来天琴卫星高精度轨道确定技术的发展趋势为:

(1) 多跟踪测量手段融合精密轨道确定。天琴卫星与近地轨道卫星相比跟踪距离更远, 测量

精度和跟踪几何条件受限。单一跟踪测量手段的测量信息少,轨道解约束弱,定轨结果更容易受到系统偏差、测量噪声以及观测资料个数的影响。与 LISA 计划的日心轨道相比,天琴卫星地心轨道的一个显著优势是测控距离被缩短,可利用的跟踪测量手段将更加丰富。可联合使用深空网无线电测距测速、甚长基线干涉测量、全球卫星导航系统、卫星激光测距等多种测量手段,研究多源数据融合精密轨道确定,实现多种手段优势互补<sup>[42]</sup>。

(2) 微小摄动力、无拖曳控制力和机动力建模补偿。对于天琴卫星而言,太阳光压摄动是除引力外最大的非保守摄动力项,太阳光压摄动力的建模至关重要。再者,空间引力波探测器在轨需要持续进行无拖曳控制和一定次数的编队构形保持机动控制,这使得轨道摄动力的高精度建模变得更加复杂,影响轨道产品的精度和可靠性。需要在精密定轨中精细化建模分析微小摄动力、无拖曳控制力和机动力,补偿这些力的影响<sup>[43]</sup>。

(3) 测量系统误差建模与校准。天琴卫星测控距离远,定轨观测几何变化小,测量中的系统误差很难通过滤波平滑方式消除,成为影响定轨精度提升的主要原因。以深空网为例,其作用距离远、连续性好,但存在测站硬件延迟、转发器时延和大气传播延迟等系统偏差,其中大气传播延迟误差可通过地面大气延迟标校设备大部分扣

除,但测站硬件延迟、转发器时延难以通过自身扣除,是主要的系统误差来源,需要进行在轨标定<sup>[44]</sup>。可研究利用精度高且无系统偏差的 SLR 外部手段,实现深空网系统偏差的校准和补偿。

(4) 星间测量信息约束下的多星联合定轨。超高精度的星间激光干涉信息约束,成为空间引力波探测卫星高精度测定轨的一个优点。传统的定轨处理方式一般采用单个卫星逐个定轨的处理方式,无法充分利用星间超高精度的信息约束来提升轨道精度。可研究建立分布式卫星整网联合参数估计模型,增加超高精度的星间测量信息约束,形成多颗卫星整网约束,一体化求解每个卫星的轨道参数,提升定轨性能<sup>[45]</sup>。

## 5 结 论

高精度卫星测定轨是实现天琴空间引力波探测的关键技术之一。首先,介绍了天琴卫星测定轨的任务需求;然后,总结给出了可用于高轨道卫星测定轨的多种测量手段,分析每个手段的特点以及所面临的挑战;最后,分别从多跟踪测量手段融合精密轨道确定、微小摄动力、无拖曳控制力和机动力建模补偿、测量系统误差的建模与校准以及星间测量信息约束下的多星联合定轨等方面,对天琴卫星高精度轨道确定技术进行了分析与展望。

## 参考文献:

- [1] 龚雪飞,徐生年,袁业飞. 空间激光干涉引力波探测与早期宇宙结构形成[J]. 天文学进展, 2015, 33(1): 59-83.  
GONG X F, XU S N, YUAN Y F, et al. Space laser interference gravitational wave detection and early universe structure formation [J]. Progress in Astronomy, 2015, 33(1): 59-83.
- [2] ANDERSON K, STEBBINS R, WEISS R, et al. Gravitational wave mission concept study final report [R]. NASA, 2012:8.
- [3] DANZMANN K. LISA: Laser interferometer space antenna for gravitational wave measurements [J]. Classical and Quantum Gravity, 2001, 13(11): 247-250.
- [4] ARMANO M, AUDLEY H, BAIRD J, et al. Precision charge control for isolated free-falling test masses: LISA pathfinder results [J]. Physical Review D, 2018, 98(6): 062001.
- [5] KAWAMURA S, ANDO M, SETO N, et al. The Japanese space gravitational wave antenna: DECIGO [J]. Classical and Quantum Gravity, 2011, 28(9): 094011.
- [6] SATO S, KAWAMURA S, ANDO M, et al. The status of DECIGO [C]// Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2017, 840(1): 012010.
- [7] 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.
- [8] HU X C, LI X H, WANG Y, et al. Fundamentals of the orbit and response for TianQin [J]. Classical and Quantum Gravity, 2018, 35(9): 095008.
- [9] 吴伟仁,王大珩,宁晓琳. 深空探测器自主导航原理与技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.  
WU W R, WANG D Y, NING X L. The principle and technology of autonomous navigation for deep space probes [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2011.
- [10] WANG H B, YAO X. Evaluation of NASA's next-gen-

- eration deep space network evolvement strategy [J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2016, 35(6): 443-449.
- [11] VODONOS Y, CONROY B, CORNISH T, et al. Development of a new 20kw CW transmitter for 34-meter antennas of NASA's Deep Space Network [C]// 2003 IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2003.
- [12] 黄勇. “嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究[D]. 上海: 中国科学院研究生院(上海天文台), 2006.  
HUANG Y. Orbit determination of the first Chinese lunar exploration spacecraft CE-1[D]. Shanghai: Graduate School of Chinese Academy of Sciences (Shanghai Observatory), 2006.
- [13] 李平, 张纪生. 俄罗斯深空测控通信技术的发展及现状[J]. *电讯技术*, 2003(4): 1-8.  
LI P, ZHANG J S. The development and current situation of Russia's Deep Space TT&C communication technology [J]. *Telecommunications Technology*, 2003(4): 1-8.
- [14] 于志坚, 于益农, 董光亮, 等. 欧空局深空网的现状和发展趋势[J]. *飞行器测控学报*, 2004, 23(4): 1-6.  
YU Z J, YU Y N, DONG G L, et al. The status quo and development trend of ESA's deep space network [J]. *Journal of Aircraft Measurement and Control*, 2004, 23(4): 1-6.
- [15] 徐茂格, 施为华. 深空微波测距测速现状及发展建议[J]. *深空探测学报*, 2018, 5(2): 140-146.  
XU M G, SHI W H. Current status and development suggestions of deep space microwave ranging and velocity measurement [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(2): 140-146.
- [16] 冯海平, 盛兴, 孙福江, 等. X波段连续波速调管的研究[J]. *真空电子技术*, 2014(3): 57-59.  
MEI H P, SHENG X, SUN F J, et al. Research on X-band continuous wave klystron [J]. *Vacuum Electronics*, 2014(3): 57-59.
- [17] 董光亮, 李国民, 王新永. 中国深空网: 系统设计与关键技术(中) S/X/Ka三频段深空测控通信系统[M]. 北京: 清华大学出版社, 2016.  
DONG G L, LI G M, WANG X Y. China deep space network: system design and key technologies (2) S/X/Ka-band deep space TT&C system[M]. Beijing: Tsinghua University, 2016.
- [18] QIN S, HUANG Y, LI P, et al. Orbit and tracking data evaluation of Chang'E-4 relay satellite[J]. *Advance in Space Research*, 2019, 6(4): 836-846.
- [19] 檀祝根, 陈永强. VLBI跟踪测量技术研究[J]. *电子科学技术*, 2015, 2(2): 134-137.  
TAN Z G, CHEN Y Q. Research on VLBI tracking measurement technology [J]. *Electronic Science and Technology*, 2015, 2(2): 134-137.
- [20] LIU L, ZHANG W M, ZHANG J, et al. Precision analysis of chinese VLBI network software correlator for geodetic applications [J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2017, 46(7): 805-814.
- [21] 张志斌, 王维, 杨鹏, 等. 一种用于同步静止卫星监测的微型 VLBI 网[J]. *中国空间科学技术*, 2020, 40(5): 119-125.  
ZHANG Z B, WANG W, YANG P, et al. A miniature VLBI network used for geostationary satellite monitoring [J]. *China Space Science and Technology*, 2020, 40(5): 119-125.
- [22] 吴伟仁, 黄磊, 节德刚, 等. 嫦娥二号工程 X 频段测控通信系统设计与试验[J]. *中国科学: 信息科学*, 2011, 41(10): 1171-1183.  
WU W R, HUANG L, JIE D G, et al. Design and test of X-band measurement and control communication system for Change-2 Project [J]. *Science in China: Information Science*, 2011, 41(10): 1171-1183.
- [23] HUANG S T, LUO C, REN T P. Analysis of the first multi-agency joint  $\Delta$ DOR tracking of China's deep space network [J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2014, 33(3): 258-261.
- [24] HUANG Y, CHANG S, LP P, et al. Orbit determination of ChangE-3 and positioning of the lander and the rover [J]. *Chinese Science Bulletin*, 2014, 59(29/30): 3858-3867.
- [25] KRUIZING G L, GUSTAFON E D, THOMSPON P F, et al. Mars science laboratory orbit determination [C]// 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics, 2013.
- [26] RYNE M S, MOTTINGER N A, BROSCART S B, et al. Navigation support at JPL for the JAXA Akatsuki (Planet-C) venus orbiter mission [C]// Aas/aiaa Astrodynamics Specialist Conference, 2011.
- [27] DEGNAN J J. Thirty years of satellite laser ranging [C]// Proceeding of 19th International Workshop on Laser Ranging Instrumentation, 1994: 1-20.
- [28] DU L X, NI S K, DING Y Y. Satellite laser ranging technology and application [J]. *Fascination China*, 2011(7): 244-245.
- [29] DING R J, WU Z B, DENG H R, et al. Research and design of high automation satellite laser ranging system [J]. *Laser & Infrared*, 2017, 47(9): 1102-1107.
- [30] 胡冰. 嫦娥工程中激光测距技术的研究[D]. 昆明: 中国科学院研究生院(云南天文台), 2008.  
HU B. Research on Laser ranging technology in Change Project [D]. Kunming: Graduate School of Chinese Academy of Sciences (Yunnan Observatory), 2008.
- [31] 黄宝利, 韩兴伟, 张楠, 等. 卫星激光测距系统的指向偏差修正[J]. *激光与红外*, 2014, 44(7): 715-719.  
HUANG B L, HAN X W, ZHANG N, et al. Correction of pointing deviation of satellite laser ranging system

- [J]. *Laser and Infrared*, 2014, 44(7): 715-719.
- [32] 张忠萍,程志恩,张海峰,等. 北斗卫星全球激光测距观测及数据应用[J]. *中国激光*, 2017, 44(4): 164-172.  
ZHANG Z P, CHENG Z E, ZHANG H F, et al. Beidou satellite global laser ranging observation and data application[J]. *China Laser*, 2017, 44(4): 164-172.
- [33] 李语强,熊耀恒,伏红林,等. 云南天文台月球激光测距研究与实验[J]. *中国激光*, 2019, 46(1): 180-187.  
LI Y Q, XIONG Y H, FU H L, et al. Research and experiment of lunar laser ranging at Yunnan observatory [J]. *China Laser*, 2019, 46(1): 180-187.
- [34] THOELERT S, MONTENBRUCK O, MEURER M. IRNSS-1A: signal and clock characterization of the Indian regional navigation system [J]. *GPS Solutions*, 2014, 18(1): 147-152.
- [35] SUN F, LIU S, ZHU X, et al. Research and progress of Beidou satellite navigation system [J]. *Science China Information Sciences*, 2012, 55(12): 2899-2907.
- [36] WANG X L, WANG Y G, SU Z, et al. Design and test of HiSGR: a novel GNSS/INS ultra tight coupled receiver[J]. *Journal of Communications and Information Networks*, 2016, 3(1): 67-76.
- [37] LIN K, ZHANG X Q, YANG R, et al. BDS space service volume characterizations considering side-lobe signals and 3D antenna pattern [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106071.
- [38] KAH R, JENNIFERERI N. Multi-Constellation GNSS for absolute and relative navigation in highly elliptical orbits [D]. Canada, Calgary: University of Calgary, 2017.
- [39] 刘海涛. 高灵敏度 GPS/Galileo 双模导航接收机的研究与开发[D]. 长沙:国防科技大学, 2006.  
LIU H T. The research and development of high sensitivity GPS/Galileo dual-mode navigation receiver [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.
- [40] ASHMAN, BENJAMIN, et al. GPS operations in high earth orbit: Recent Experiences and Future Opportunities [C]// *Space Conference*, 2018: 1-15.
- [41] JIANG K C, LI M, WANG M, et al. TJS-2 geostationary satellite orbit determination using onboard GPS measurements [J]. *GPS Solutions*, 2018, 22(3): 87.
- [42] YI B, GU D F, CHANG X, et al. Integrating BDS and GPS for precise relative orbit determination of LEO formation flying [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(10): 2013-2022.
- [43] 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*, 2020, 7(2): 118-127.  
WU S F, WANG N, GONG D R. Key technology for space science gravitational wave detection [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(2): 118-127.
- [44] GU D F, JU B, LIU J, et al. Enhanced GPS-based GRACE baseline determination by using a new strategy for ambiguity resolution and relative phase center variation corrections[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138(9): 176-184.
- [45] 冯来平,毛悦,宋小勇,等. 低轨卫星与星间链路增强的北斗卫星联合定轨精度分析[J]. *测绘学报*, 2016, 45(S2): 109-115.  
FENG L P, MAO Y, SONG X Y, et al. Analysis of Beidou combined orbit determination enhanced by LEO and ISL[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2016, 45(S2): 109-115.

(责任编辑 王海蓉)