

第1章

绪论

1.1 GNSS 技术的应用发展

全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System,GNSS)以提供全球、全天候、连续和高精度导航服务的特点逐渐成为重要的空间基础设施,广泛应用于陆地、海洋、航空航天等领域,主要为用户提供高精度定位、导航和授时(positioning, navigation and timing, PNT)等多方面的服务^[1-2]。世界主要航天大国和机构均已建设自主的导航系统并不断提升系统性能。美国的全球定位系统(Global Positioning System,GPS)作为首个提供全球服务的系统,自 20 世纪 90 年代开始提供导航服务至今,始终在现代化进程中不断发展、完善;俄罗斯的格洛纳斯全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System,GLONASS)也在逐步补充导航卫星,从而进一步提高导航精度;欧洲的伽利略卫星导航系统(Galileo satellite navigation system)于 2023 年完成组网,可以提供精确、可靠的全球定位导航服务;我国的北斗卫星导航系统(Beidou Navigation Satellite System,BDS)已于 2020 年全面部署完成,全球系统正式开通,可以提供更加完善的导航服务。另外,日本、印度等国家也在加紧建立自主的区域导航系统,实现本土区域内用户的高精度 PNT。

近 20 年来,由于 GNSS 应用技术的发展,尤其是星载接收机研制方面的进展,GNSS 系统可以满足地面至 3000km 高度的近地服务域(terrestrial service volume,TSV)内用户的实时高精度导航需求。目前,利用 GNSS 高精度测量数据对低地球轨道(low Earth orbit,LEO)卫星精密定轨的技术已经成熟,定轨精度可以达到厘米级^[3]。对于 TSV 范围以外(3000~36 000km)空间服务域(space service volume,SSV)的用户,如何利用 GNSS 技术提供 PNT 服务受到广泛重视^[4]。相比于 TSV 用户,SSV 用户的可见 GNSS 卫星数量少、测量几何较差、接收信号较弱。通过提高接收机的灵敏度和动态性能,可以实现对旁瓣信号的捕获和跟踪,同时使接收机具备多系统工作模式,可以有效提高可见星数量并改善测量几何,从而提高 GNSS 对 SSV 用户的导航精度。目前,只有 GPS 系统明确定义了 SSV 服务指标,利用 GNSS 对高椭圆轨道(highly elliptical orbit,HEO)可以实现米级至十米量级的导航精度。

随着月球与深空探测活动的开展,美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration,NASA)、欧洲航天局(European Space Agency,ESA)以及俄罗斯、中国和日本等的航天机构都已经逐步建设了地基深空

网。地基测定轨系统以其可靠性高、测量精度稳定等特点成为目前国际上月球与深空探测任务主用的导航手段。但是,利用地基测定轨系统获取高精度的轨道需长时间的连续跟踪,尤其是地月/行星之间的转移轨道段,地基连续跟踪时间要求更长。根据我国月球与深空探测规划,后续的月球、火星和金星等探测任务将日益增多,地基测控网的负担和运行维护成本也将显著增加。而天基导航系统可以有效降低地基测定轨系统对布站几何、设备性能和工作弧段的要求,同时可以和地基系统互为备份、融合数据处理,从而进一步提升导航的可靠性和精度。

通常用于支持月球探测器导航的天基系统可以布设在地球附近、月球附近和地月平动点轨道上。在地球附近,一方面可以新建月球探测器专用的导航星座,充分考虑探月任务的特点进而设计星座构型、信号形式等^[5-6];另一方面可以通过改进接收机性能、完善导航滤波算法等,利用现有的 GNSS 系统来提供高精度导航服务。在月球附近可以采用多颗环月轨道卫星组成的导航星座对月球探测器进行导航^[7]。地月平动点相对地球、月球的位置始终固定,可以在附近布设导航中继卫星,为月球探测器提供中继通信和导航服务^[8]。相较而言,除利用现有的 GNSS 系统外,其他方案均需新建系统,增加了任务成本和复杂度。因此,利用 GNSS 技术支持 TSV 和 SSV 范围以外的月球与深空探测器的测量与导航已逐渐成为国际研究的热点。

显然,相比于 SSV 用户,在地月空间范围内应用 GNSS 技术进行导航,面临信号进一步减弱、可见星数更少、测量几何更差等难题。因此需要在 GNSS 技术实际应用于探月任务导航之前,全面、详细地分析导航星座的可见性、接收机对弱信号的接收能力、星载接收机实时滤波算法等,从而为我国月球与深空探测导航体系建设提供技术支持。

1.2 GNSS 在更高轨道上的应用

近年来,国内外在利用 GNSS 技术对不同轨道高度航天器导航方面开展了大量研究工作,应用场景集中在导航和科学探测两个方面:一方面将星载 GNSS 接收机作为航天器自主导航、姿态确定的主要手段;另一方面也将其作为无线电掩星和 GNSS 反射应用等试验的科学仪器。相关成果已经在 LEO、MEO 和 HEO 卫星上得到应用,提高了航天器的导航授时精度,实现了航天器轨道机动后的快速轨道恢复;提升了航天任务的自主性,简化了地面操作,节约了地面测控资源,从而降低了卫星维

持的费用^[9-10]。目前,绝大部分应用还停留在低于 GNSS 星座高度的轨道上。

为充分了解 GNSS 系统对高于 GNSS 星座的航天器的定轨支持能力,美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory,JPL)进行了仿真分析,比较了地基测量与 GPS 系统跟踪地球同步轨道(geostationary orbit,GEO)卫星的优缺点及定轨能力。地面站与 GEO 卫星的相对空间位置关系变化较小,测量数据包含的轨道变化信息较少,因此利用地基测量数据实现高精度定轨需要几何分布好的多个地面站长时间进行跟踪测量。而卫星高度高于 GPS 星座,星载 GPS 接收机的可见星数目少,且存在地球遮挡和信号弱等问题,获取有效 GPS 信号较为困难。因此,利用 GPS 进行高精度定轨还需要突破这些技术难题。分析结果表明,基于地面 6 个跟踪站、连续跟踪 1d,可实现优于 10m 的定轨精度;使用 GPS 仅能得到优于 40m 的定轨精度。但是,基于 GPS 测量无须地面测控网的支持,运行成本得到了大幅降低,而且可以实现近实时定轨,有利于控后轨道快速恢复^[11]。由此,JPL 将 GPS 应用于高轨航天器导航纳入了可行性研究范畴,为后续搭载试验奠定了基础。

NASA 自 20 世纪 90 年代中期开始,持续不断地在 GPS 系统 SSV 定义范畴、需求梳理和联合应用等方面开展工作,图 1-1 给出了预期的 GNSS 系统 SSV 支持能力^[12]。在 NASA 设计的新月球导航与通信(lunar navigation and communication,LNC)系统架构中明确提出,采用传统地基测定轨体制和基于 GPS 的天基测定轨体制,两者互为备份、相互融合;地基测定轨系统主要用于轨道确定与维持,GPS 测量系统主要用于星上自主导航以减轻深空站的负担,节省运行成本^[13-14]。

近年来,ESA 也提出了开展月球 GNSS 项目的计划,利用 GPS+Galileo 系统进行未来月球探测任务导航的关键技术研究^[15]。相关研究人员基于接收机模拟平台评估了探月任务不同轨道段 GNSS 导航的参数指标,提出了在未来月球任务中采用 GNSS 技术辅以少量地面站更新支持,融合惯性导航系统(inertial navigation system,INS)、雷达等多种手段实现导航的思路^[16]。

相比于成熟的地面或 LEO 星载 GNSS 接收机,适用于更高轨道航天器导航的 GNSS 接收机需要 8 个方面的性能改进:①高稳定的钟:由于可见星数小于 4 颗,无法同时确定三维空间位置和钟差的弧段比近地接收机要长,因此需要配置高精度、高稳定度的钟。②增强的导航滤波和钟模型:当可见星数少于 4 颗时,为了能够使接收机进行轨道外推,需要增强的导航

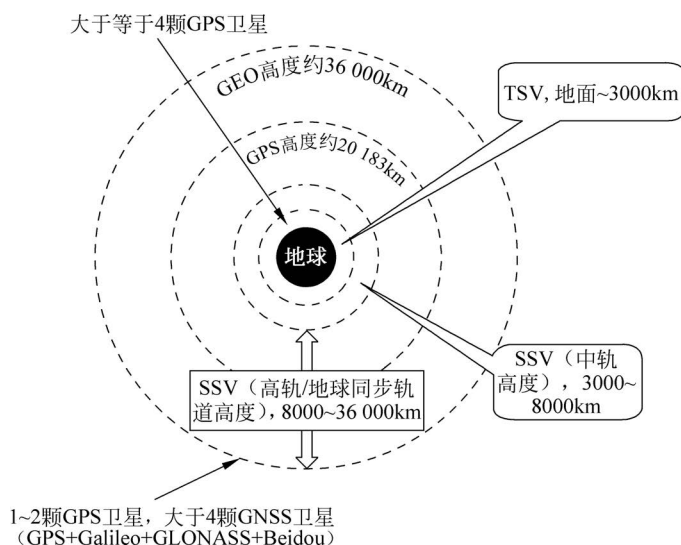


图 1-1 GNSS 系统 SSV 的支持能力

滤波和钟模型^[17]。③选星和信号捕获：选星指标包括精度因子(dilution of precision, DOP)最小和仰角最大以及接收信号的载噪比(carrier to noise ratio, C/N_0)最大, 信号捕获算法必须能够适应不同轨道段的多普勒频移和 C/N_0 等的变化情况^[18]。④多天线/通道：由于在整个轨道段内信号的空间几何分布不断变化, 所以需要多个天线指向不同方向以提供最好的覆盖, 接收机必须动态地给天线分配通道从而优化资源利用。⑤高增益天线：如果航天器能够保持接收天线对地指向, 那么可以采用高增益接收天线以提高信号可见性。⑥弱信号跟踪：需要设计跟踪弱 GNSS 信号的策略, 根据航天器轨道的动力学特征优化跟踪环路设计以便跟踪旁瓣信号, 从而提高 GNSS 信号的可见性^[19-20]。⑦抗干扰能力：接收机跟踪环路必须能够抵抗附近其他 GNSS 卫星信号的干扰。⑧辐射耐受性：接收机必须能够适应更高轨道上极端严苛的辐射环境。

可见, 为实现 GNSS 支持更高轨道航天器导航, 首先需要对现有的星载接收机进行改进或重新研发新的高轨接收机。为了解决可见导航星数目少的问题, 日本学者在 VSOP 项目中设计的 GPS 接收机由 3 个 GPS 天线和 1 套 GPS 接收机设备组成, GPS 天线安装在箱型体上, 且每一个都是全向天线, 能够接收半球范围内任何方位的 GPS 信号, 从而在一定程度上提高了 GPS 卫星的可见性。ESA 资助研发了 TOPSTAR 3000 接收机, 设计了具有 4 个天线、24 个通道的 C/A 码(coarse acquisition code, C/A Code)

接收机,适用范围包括低、中、高轨航天器^[21-22]。为了实现观测几何条件差与钟差变化剧烈条件下的实时定轨,ESA 科研人员专门研发了基于卡尔曼滤波的增强轨道滤波器,可根据观测数据逐历元更新航天器位置、速度状态与接收机钟差等参数^[23]。NASA 也提出了研发满足低轨至地月空间环境应用需求的高灵敏度导航接收机的计划,由戈达德太空飞行中心(Goddard Space Flight Center,GSFC)负责研发超高灵敏度 GPS 接收机(Navigator),解决弱信号快速捕获问题^[24]。测试表明,该接收机可接收 200 000km 远的 GPS 主瓣信号和 100 000km 远的旁瓣信号,较早期接收机性能得到了大幅改善。未来的科研目标是再将信号电平降低 10dB,实现全月球范围的 GPS 信号接收能力^[25]。由 GSFC 下属的戈达德制导导航与控制中心(Goddard Guided Navigation and Control Center,GNCC)研发的 PiVot 接收机通过改进跟踪环路设计实现弱信号捕获跟踪,采用扩展的卡尔曼滤波算法实时提供高精度导航信息,对 HEO 航天器的定轨精度预期优于 20m^[26]。此外,欧洲宇航防务集团(European Aeronautic Defence and Space Company, EADS)下属的阿斯特利姆(Astrium)公司也改进了其研发的 Mosaic 星载 GNSS 接收机,其重量、功耗、体积均可满足高轨航天器平台需求,能够实时提供采样率为 1s 的导航星历和原始测量数据,对于 GEO 卫星的定轨精度可以达到 150m^[27]。

NASA 科研人员还研究了数值滤波算法在月球探测器自主导航中的应用问题。分析表明,在可见星数目有限的条件下,接收机钟差将是制约实时定轨计算精度的主要因素^[28]。但是受限于卫星载荷与经济成本等因素,星载接收机钟通常稳定性较差,会对伪距测量引入系统性偏差,难以精确建模。针对该问题,科研人员研究了钟差的处理与应用,指出通用模型仅适用于高稳晶振,推荐使用随机游走模型(stochastic random walk),并通过卡尔曼滤波方法进行处理,但在有效的数值逼近方法上仍有待斟酌^[29]。考虑到单个导航系统对高轨卫星可见星数较少,国外学者提出了综合 GNSS 的高轨航天器导航理论,基于仿真分析结果得出,多导航系统融合可以将高轨航天器定轨精度提高数倍乃至 1 个数量级^[30]。

在过去 20 年里,随着 GNSS 服务范围逐步扩大,接收机灵敏度和动态性能不断提升,利用 GNSS 为高于导航星座的用户提供服务的研究和试验也得到更广泛关注,国外开展了多次相关试验,并在部分正式任务中得到应用;未来还将不断应用于新的任务,如表 1-1 所示。

表 1-1 GNSS 高轨飞行试验情况

卫 星 名 称	发射年份	试验轨道类型	说 明
TEAMSAT-YES	1997	GEO 转移轨道	开机试验 2 周,成功获取了 26 000km 高度的 GPS 信号
Equator-S	1997	大偏心率轨道 (500km×67 000km)	完成了数月的开机试验,在 34 000km 高度接收 GPS 旁瓣信号,获取 GPS 伪距数据
Falcon Gold	1997	GEO 转移轨道	试验持续数周,获取了 1500~33 000km 的 GPS 数据
AMSAT-OSCAR 40	2000	1000km×58 800km	完成在轨试验,成功获取 GPS 测量数据,并进行了在轨导航解算和事后轨道计算分析
GIOVE-A SGR-GEO	2013	23 200km 圆轨道	获取 GNSS 数据,分析 GPS Block II A/II R 天线方向图特征
Small GEO	2015	GEO	验证 GEO GPS 信号接收和导航定轨
Magnetospheric Multi-Scale (MMS)	2015	7600km×76 000km	首次在正式任务中采用 GNSS 用于更高轨道的导航,定位精度达到 10m
GOES-R	2016	GEO	采用 HEO 接收机开展在轨应用
SBIRS GEO 3	2017	GEO	采用改进的双频接收机开展在轨实时导航
SBIRS GEO 4	2018	GEO	采用改进的接收机开展在轨应用
EAGLE	2018	GEO	采用 HEO 接收机开展在轨应用
GOES-S	2018	GEO	采用 HEO 接收机开展在轨应用
Lunar Gateway	2025	近直线晕轨道(NRHO)	采用改进的接收机开展在轨应用

注：飞行试验参考相关文献[28,33-35]。

2001 年,NASA 利用 AMSAT-OSCAR 40(The Radio AmateurSatellite Corporation, AMSAT; Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio, OSCAR; AO-40)卫星上携带的高增益 C/A 码接收机开展试验。卫星近地点高度为 1000km,远地点高度约为 59 000km。在轨期间,GPS 接收机获取了 10 周的全弧段跟踪数据,在远地点附近接收信号的载噪比约为 48dB-Hz。卫星并未在轨进行定位计算,后处理工作在地面完成。试验中,BLOCK II/II A 与 BLOCK II R 的信号接收性能差异非常大,这与地面测试结果存在一定偏差,如图 1-2 所示。通过对获取的 GPS 测量数据进行事后定轨处理和外符合精度分析(地基测量获取的轨道精度在千米量级)得出,基于 GPS 测量可以实现优于 10km 的定轨精度。但当时无法消除接收机钟差对测量数据时标的影响,从而降低了定位精度^[31]。

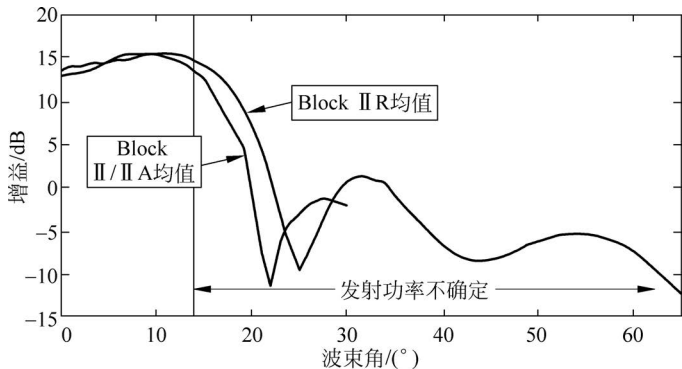


图 1-2 GPS 卫星天线功率方向图

2015 年,NASA 开展了磁层多尺度任务(Magnetospheric Multi-Scale mission,MMS),有 4 颗自旋稳定的航天器在 HEO 上编队飞行,在远地点附近形成一个四面体,用于进行磁层科学测量。航天器的工作轨道分为 $7600\text{km} \times 76\,000\text{km}$ 和 $7600\text{km} \times 150\,000\text{km}$ 两个阶段。利用星上搭载的 GSFC 的 Navigator 接收机,采用 GPS 增强型星载导航系统(European Geostationary Navigation Overlay Service,GEONS)的 EKF 软件,实现了每颗卫星的独立自主导航,这是目前在正式任务中采用 GPS 导航的最高高度,验证了 GPS 用于 HEO 的实际性能^[32]。Navigator 接收机是目前在轨最远接收 GPS 信号并成功实现导航的接收机,而且其飞行速度超过了 $35\,000\text{km/h}$,捕获跟踪灵敏度优于 25dB-Hz (约 -179dBW)。通过数据处理分析得出,对于 $7600\text{km} \times 76\,000\text{km}$ 轨道的 GPS 导航精度达到 10m 量级。

2016 年,美国新一代静止轨道环境观测卫星 GOES-R 发射升空。这颗卫星上搭载了 6 台科学载荷用于高分辨率对地观测,还搭载了洛克希德·马丁公司研制的 Viceroy 接收机。在轨测试结果表明,在 GEO 上平均可跟踪 GPS 导航卫星数达 11 颗,平均 GDOP 值为 7.9,实时定位精度优于 100m ,精密定轨误差在径向、法向和切向分别为 7.25m 、 4.39m 和 2.47m 。

2019 年,NASA 在“阿耳忒弥斯”(Artemis)登月计划中提出了宇航员在月球表面使用 GPS 导航的方案设想。

回顾 20 世纪 90 年代至 2013 年前后的这段时期,国外的相关研究工作主要集中在将 GPS 应用于更高轨道的可行性和导航性能分析方面,同时也在积极研发或改进接收机以适应高轨任务并完善导航滤波算法。科研人员利用多次搭载试验的数据,逐步分析 GPS 发射信号的空间特征,评估利用

GPS 对 HEO、GEO 航天器导航的精度。对于将 GNSS 技术应用于月球探测器导航的研究主要集中在 2014 年以后,包括进一步提高接收机灵敏度和改进实时滤波算法等方面。此前的研究多针对单 GPS 系统的情况,2014 年后,随着 ESA 的月球 GNSS 项目逐渐开展,更多的欧洲研究人员开始分析 GPS+Galileo 系统对 ESA 未来月球任务的导航支持能力^[36]。这期间的研究成果大多基于数值模拟仿真平台或半物理仿真方法,通过 GNSS 模拟器(如 Spirent 8000)产生仿真信号,采用硬件接收机或软件接收机进行信号捕获跟踪,由改进的滤波算法进行导航解算,从而对整个任务场景实现闭环的模拟仿真并评估导航性能和精度。仿真分析结果表明,利用 GPS+Galileo 系统对 ESA 的月球着陆(lunar lander)任务不同轨道段的导航精度基本可以满足任务要求,仅月球捕获段位置精度不满足要求^[37]。

国内学者对 GNSS 在中低轨航天器导航中的应用开展了大量研究,武汉大学、中国科学院上海天文台、国防科技大学、长安大学等院校与研究所均取得了很大进展。但是对 GNSS 在高轨卫星上的应用研究起步稍晚,大约开始于 2000 年。

2000—2010 年,国内学者逐渐开始关注 GNSS 技术的高轨应用,相关研究集中于概念研究和原理方面,采用较为简化的仿真分析方法给出导航卫星对高轨卫星的可见性、动态性和导航精度分析结果,提出弱信号捕获跟踪算法以提高接收机能力。具体研究成果如下:①针对月球探测器近地段 GPS 导航,分析 GPS 卫星发射天线覆盖条件、可见星数目;研究动力学导航解算方法、不同采样周期和不同动力学模型对导航精度的影响;提出采用安装不同指向接收天线的办法来增加可见卫星数目的方案^[38]。②针对单个或多个卫星导航系统组合,分析高轨卫星星载 GNSS 接收机对导航卫星的可见性、动态性和几何精度因子,提出有效的微弱信号检测算法以提高 GNSS 接收机的能力^[39-40]。③针对 GNSS 应用于 GEO 卫星导航存在的问题,探讨在 GPS 卫星冲天面安装导航天线的方案,设计冲天面天线和 GEO 接收天线的波束宽度和增益,分析 GEO 卫星对 GPS 卫星的可见性、几何精度因子和定位精度^[41]。此外,还开展了联合 SINS(Strap-down Inertial Navigation System,捷联式惯性导航系统)/GNSS/CNS(Celestial Navigation System,天文导航系统)的高轨航天器自主导航技术研究^[42]。但是这个阶段的研究主要基于比较理想的状态进行分析,与实际卫星飞行状态、导航卫星发射信号特征以及接收机能力有一定差别。

2010 年以后,GNSS 技术在更高轨道上的导航应用得到国内学者、接收机研发工程师和从事高轨航天器设计及应用的科研人员的广泛重视,相

关研究文献也更加丰富,研究内容涵盖高动态/高灵敏度接收机捕获跟踪技术、用于高轨平台的接收天线设计、导航信号设计和基于 GNSS 的自主导航技术及滤波算法研究等^[43-48]。针对导航卫星和接收机之间相对运动速度、加速度和加加速度很高导致接收到的 GNSS 信号载波频率存在很大的多普勒频移及其一阶、二阶导数,从而影响信号捕获跟踪的问题,引入基于快速傅里叶变换(fast Fourier transformation,FFT)方法补偿匹配滤波算法的捕获系统并设计适应高动态环境的 GNSS 接收机跟踪环路,可以有效提高环路跟踪精度,从而实现高动态捕获跟踪技术。

在理论、算法研究和仿真分析逐渐完善的过程中,2014 年 10 月,我国首次 GNSS 高轨搭载试验在探月工程三期 CE-5T1 探测器(包括服务舱和返回器)上实施,开展了地月自由返回轨道导航试验^[49-50]。在轨飞行期间成功获取了地心距离为 10 000~60 000km 的伪距、相位数据以及实时定位结果,精度达到百米量级,定轨预报分离点位置精度可达 109m。这次试验为分析评估利用 GNSS 技术进行地月/月地转移轨道导航提供了宝贵的实测数据。对获取的 GNSS 数据进行了事后处理分析,结果表明,基于 GNSS 数据可以有效地实现地月/月地转移轨道的定轨解算。1h 的 GNSS 跟踪弧段实现的定轨预报精度高于地基测量弧段 3h 的结果,大幅改善了地基测量数据定轨预报精度。

2016 年 11 月,我国实践十七号(SJ-17)卫星上搭载高轨 GNSS 接收机并获取了定点在东经 160°附近的 GEO 上的伪距、相位数据和实时导航结果,利用这些数据对 GEO 卫星的实时定位精度约为 40m。2021 年,在通信技术试验卫星(TJS-5)上搭载的 GNSS 接收机可以在 GEO 上同时接收 BDS 和 GPS 卫星信号,单历元实时导航位置精度约为 16.5m^[51]。2023 年 8 月,我国高轨合成孔径雷达卫星陆地探测四号 01 星(LT4A)搭载的专用 GNSS 导航接收系统在 IGSO 轨道上获取到 BDS 和 GPS 的导航测量数据,实时定轨位置精度约为 45m,事后精密定轨精度达到 5m。

国内外利用 GNSS 开展高轨航天器导航的应用研究已经有二十多年的时间,在高动态、高灵敏度接收机研制,导航卫星信号特征建模,改进实时滤波算法等方面取得了大量成果。近年来,基于 GNSS 的月球探测器导航逐渐成为研究的热点,国内外学者针对特定的任务场景和飞行轨道利用 GNSS 系统开展了相关的仿真分析,对我国探月任务利用 GNSS 导航有一定借鉴意义。