月球微波测速测距衍生的空间低频引力波探测新方法

平劲松^{1,2*}, 李文潇^{1,2,3*}, 韩松涛^{1,4}, 张添翼⁵, 王明远¹, 吴功友⁶, 王震³, 曹建峰⁴,
简念川⁷, 杨永章^{1,2,7}, 刘润球^{2,8}, 胡松杰⁴, 孟桥⁵, 唐歌实⁴, 张立华⁹

1. 中国科学院国家天文台月球与深空探测重点实验室, 北京 100012;
2. 中国科学院大学, 北京 100012;
3. 中国科学院新疆天文台, 乌鲁木齐 830001;
4. 北京航天飞行指挥控制中心航天飞行动力学重点实验室, 北京 100094;
5. 东南大学信息科学与工程学院, 南京 210000;
6. 西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043;
7. 中国科学院上海天文台天文地球动力学中心, 上海 200030;
8. 中国科学院数学与系统科学研究院, 应用数学研究所, 北京 100080;
9. 中国东方红卫星工程有限公司, 北京 100094

*联系人, 平劲松, E-mail: jsping@bao.ac.cn; 李文潇, E-mail: liwenxiao@xao.ac.cn

收稿日期: 2016-07-05; 接受日期: 2016-08-04; 网络出版日期: 2017-03-10

2015–2016年度中国科学院院培育项目、国家自然科学基金(编号: 41590851)、国家重点基础研究发展计划(编号: 2015CB857101)和宇航动力学国家重点实验室课题资助

摘要 在空间低频引力波探测技术中, 使用地面跟踪站对深空探测器的高精度微波多普勒测量方法已经有40多年的发展历史. 在嫦娥-3着陆探测延寿拓展任务中, 使用自主研发的行星无线电接收机实现了亚毫周精度的月球微波测距技术验证. 进一步使用X波段地-月测距原始测量数据检验了扣除地球大气抖动、电离层扰动、地面设备热噪声、地-月间行星际等离子体效应的更高测量精度的微波差分测距测速方法, 并提出了用于嫦娥-4任务四程与双程差分高精度测量的方案, 作为先导技术验证. 在此基础上, 结合月球着陆器和地-月L4/L5平动点通信导航卫星之间的微波链路, 提出了一种 10^{-17} – 10^{-19} 感度的差分四程链路的低频引力波空间微波探测的新概念方法, 有机会比目前的深空多普勒链路感度提高1–3个量级.

关键词 深空探测, 多普勒测速, 低频引力波, 嫦娥-4号

PACS: 04.80.Nn, 04.30.Db, 94.20.Bb, 41.20.Jb

1 引言

除传输测控指令、遥测信息、科学数据之外, 深

空探测器无线电通信系统的一个重要工作是对探测器与地面站之间行星际星地链路中的物理效应进行测

引用格式: 平劲松, 李文潇, 韩松涛, 等. 月球微波测速测距衍生的空间低频引力波探测新方法. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 059508
Ping J S, Li W X, Han S T, et al. A newly descended method for detecting low-frequency gravitational waves from radio range and range-rate in Earth-Moon space (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2017, 47: 059508, doi: [10.1360/SSPMA2016-00321](https://doi.org/10.1360/SSPMA2016-00321)

量和探测,即开展行星无线电科学探测验证试验.深空探测工作者们从一开始就注意到了这个行之有效的科学探测手段,并将之用于对大行星的大气掩星、行星的质量和重力场异常分布、行星固体表面特性的探测,以及对太阳风的观测和广义相对论的检验.

对广义相对论的检验,是把深空探测器作为测试体或检验器,通过多普勒测速和无线电测距,实现对探测器位置、速度的高精度测量,将之用于检验等效原理、测量万有引力常数 G 及其时变特性、检测低频引力波(GWs).广义相对论预言了引力波的存在,由爱因斯坦场方程的波动解给出了引力波的基本特性及强度^[1].空间引力波探测的主要目的是探测引力波波动在较大尺度上的响应,既直接检验爱因斯坦广义相对论基础,又可以更清晰地认识宇宙的结构及其演化过程.利用引力波来探测天体物理过程是继电磁辐射和粒子辐射之后研究宇宙的一种全新途径,在物理学和天文学中都有非常重大的意义,是目前自然科学研究的前沿课题.在诸多的空间低频引力波探测技术中,利用地面跟踪站在微波波段对深空探测器的高精度多普勒测量方法已经有40多年的发展历史,是引力波的四大类探测方法(类似LIGO方案的地面光干涉方法^[2]、空间光干涉方法^[3,4]、脉冲星测时阵列TOA测量比方法^[5]、深空探测的长距离高精度多普勒测量方法^[6])之一.

航天器多普勒跟踪的引力波探测,需要把地球和航天器看作两个分离的试验体,在静止情况下,彼此相对分离的距离为 $L=cT_2/2$,其中 T_2 是双程光行时(光信号从地球发到航天器再返回的时间).一个地面站不断地向航天器发射近单频信号(中心频率为 ν_0),航天器把信号相位锁定后转发返回到地面站,地面接收站完成发射信号和收到信号频率比对.通过这种方法,多普勒跟踪系统测量的地球和航天器的相对无量纲速度为: $2\Delta\nu/c=\Delta\nu/\nu_0$.一个引力波事件的发生,会使该系统中的多普勒频率时间序列产生微小扰动.利用航天器无线电测控中的多普勒频移变化检验引力波,敏感频带为低频带(10^{-6} – 0.1 Hz),光行时约为 10 – 10^6 s,对应的基线长度约为 10^6 km– 2000 AU.这类检验引力波的基本原理来源于引力波对无线电信号多普勒时间序列的扰动,即把精确多普勒跟踪的深空探测器用作一个低频引力波的检测器.基于这种观测理念的实验始于20世纪70年代,迄今为止已经在Voyager, Pioneer10和11,

Mars Observer, Galileo, Ulysses, MGS, Cassini等多个探测任务中开展了相应的探测.目前的深空多普勒相对测量精度以Cassini土星探测器为例,达到了 10^{-15} – 10^{-16} 水平.该多普勒探测引力波的方法只能为引力波扰动的精度提供可检测的上限,这在一定程度上也构成了该领域探测研究的限制和困难^[7–9].

研究团队分析研究了无线电检测低频引力波的技术方法和感应灵敏度的关系,发现测量无线电信号的总相位变化,可以补充传统多普勒方法,在太阳系内检测引力波.这种方法的优点在于,总相位的连续、累积观测方式,记录了探测器运动中引力波扰动的累积效应,针对一定类型的低频引力波探测,其灵敏度相对多普勒方法可提高1–3个量级^[10].而传统的多普勒记录方式,由于是一种短时间内的观测,记录的只是引力波扰动事件的速度变化效应,相对于总的位置变化是微分效应.在开展 0.1 – 0.001 Hz范围内的低频引力波检测验证方面,总相位测量模式更有利.

影响行星无线电科学实验探测精度的误差源,主要包括:频率标准噪声,电离层和星际等离子体噪声,对流层噪声,天线机械噪声,飞行器机械噪声等^[11].这些误差源在总相位的记录方式里,并不会产生累积效应,可以用类似传统的多普勒误差修正的方法实现总相位误差源的修正.从误差源的影响来看,总相位记录方式不差于多普勒方式.

过去二十年,约有超过2500篇论文讨论空间引力波探测问题,其中大量提到激光干涉空间天线(The Laser Interferometer Space Antenna, LISA)计划.该计划以三个一模一样的航天器的空间等边三角形分布作为探测臂构型,臂长初步设计为 $\sim 5 \times 10^6$ km,质心轨道为绕日类地轨道.通过激光干涉测量连续监测航天器间距离涨落,借助自由落体运动测试质量体周围的无拖曳飞行技术、以及借助超高精度航天器间指向,LISA将探测目标频率定为 10^{-4} – 1 Hz^[3].之后升级版本的eLISA概念改进为3个航天器将由1个“母”航天器和2个“子”航天器构成,臂长缩小到 1×10^6 km,实际参与激光干涉测量的只是两个母-子臂,以此降低成本和载荷重量.

基于中国深空测控平台,本文建议的空间低频引力波探测概念方案旨在研发引力波探测的无线电关键技术.借鉴地-月空间拉格朗日平动点等边双臂空间几何构型,基于软件无线电技术和高稳定的时间频

率技术, 构建深空差分多普勒测量系统, 探测空间低频引力波. 进一步实现的高精度深空探测器无线电总相位连续测量, 将优化传统的深空多普勒方法, 并用于探测空间低频引力波.

2 高精度月球与行星微波测距

深空探测中, 使用微波技术实现的距离测量方法有很多种类, 诸如传统的副载波侧音测距、透明转发伪码测距、单向伪码测距、相干转发伪码测距^{[1][12]}、总相位计数测距^[13]等. 可以达到亚厘米精度的只有相干转发伪码测距和总相位计数测距两种, 在计入了传播介质效应后, 相干转发伪码测距精度预计可以达到2 cm, 而总相位计数测距的相对测量精度优于1 cm, 其中相干转发伪码测距技术是美国宇航局喷气推进实验室发展了10多年的新技术. 借助现有的深空微波链路, 在火星探测任务和Cassini探测任务中初步验证了链路技术, 并将在Insight火星着陆探测任务中得到应用^[12,14].

Ping等人^[13]使用窄带VLBI测量技术跟踪观测了美国发射的月球勘察者探测器, 通过后处理算法, 初步实现了对空间探测器的总相位测距和多普勒测速, 研究了探测器自转稳定、转发链路的电磁波圆偏振特性对深空测量的影响. 图1给出了载波相位测距测量原理.

逐秒相位计数与图1的载波对应关系为

$$\begin{aligned} 1s : \varphi_1^T &= \varphi_1^s + \varphi_1^n + \varphi_1^e, \\ 2s : \varphi_2^T &= \varphi_1^s + \varphi_1^n + 1 + \varphi_2^n + \varphi_2^e, \\ &\vdots \\ ks : \varphi_k^T &= \varphi_1^s + \varphi_1^n + 1 + \varphi_2^n + \cdots 1 + \varphi_k^n + \varphi_k^e, \end{aligned} \quad (1)$$

图1 (网络版彩图)单一通道载波相位和多普勒采集原理. (a) 测距采样序列的时间关系; (b) 载波的相位测量概念示意

Figure 1 (Color online) Principle of sampling the carrier phases and Doppler frequencies for single channel. (a) Relations between sampling epochs; (b) phase sampling concept for a carrier wave.

其中, 上标T表示total, 对应相位为总相位, s表示start, 对应相位为初始相位, n表示number, 对应相位为相位整周数, e表示end, 对应相位为末端相位, 下标表示采样时刻序列. 对上述逐秒采样获得的载波取差分, 即可得到对应的1sps采样的多普勒序列:

$$\begin{aligned} \text{doppler}_{1s} &= \frac{\varphi_2^T - \varphi_1^T}{1s} = \frac{1 + \varphi_2^n + \varphi_2^e - \varphi_1^e}{1s}, \\ \text{doppler}_{2s} &= \frac{\varphi_3^T - \varphi_1^T}{2s} = \frac{1 + \varphi_2^n + 1 + \varphi_3^n + \varphi_3^e - \varphi_1^e}{2s}, \\ &\vdots \\ \text{doppler}_{ks} &= \frac{\varphi_k^T - \varphi_1^T}{ks} = \frac{1 + \varphi_2^n + \cdots 1 + \varphi_k^n + \varphi_k^e - \varphi_1^e}{ks}. \end{aligned} \quad (2)$$

之后, 研究团队在嫦娥-3月球着陆探测中验证实现了基于软件定义无线电的四通道实时测量技术, 用于月球微波测距探测. 嫦娥-3月球着陆探测器着陆到了月球正面的虹湾地区东、雨海撞击盆地的北部边缘地区. 探测器携带了X波段的微波转发器, 使用高增益和低增益天线, 可以相干转发来自地面深空测控站的8.4 GHz载波信号. 链路示意图见图2.

针对嫦娥-3着陆器, 行星无线电科学试验团队在深空站和VLBI站分别设置了四通道行星无线电科学接收机, 使用台站的氢原子钟提供的时间、频率标准作为参考, 在嫦娥-3着陆区域的月昼合适的时间段, 使用基于公式(1)和(2)研发的算法, 对载波和VLBI信标进行了多频点总相位和多普勒测量. 图3是2014年11月13日获得的一个月球微波测距实际例子. 图3(a)给出了1sps连续采样得到的台站-着陆器距离相对值与一个初步解析得到的月面参考坐标作为输入的理论距离值的O-C残差序列. 对该序列作了进一步的着陆位置坐标解析后, 得到图3(b)的测距残差.

图2 嫦娥-3着陆器(a)和地-月微波测距链路(b)

Figure 2 Lander of CE-03 (a) and radio measuring link of Earth-Moon microwave ranging (b).

图3 基于嫦娥-3月球微波测距技术验证的一个实例. (a) 一个月球微波相对测距的参数估计前的O-C残差时间序列; (b) 参数估计之后的O-C残差时间序列

Figure 3 A testing example based on CE-03 Lunar Radio Ranging. (a) O-C ranging residual series before parameter fitting; (b) O-C ranging residual series after parameter fitting.

图3(b)测距残差存在5–20 min尺度的振荡, 幅度在9–11 mm左右, 这与大气扰动带来的卫星测距幅度和空间尺度一致. 可以采用低通滤波的方法消除这部分的影响, 得到亚毫米幅度的残差序列. 如果直接使用星-地多普勒方法进行引力波验证测量, 这部分的多普勒噪声相对误差达到 10^{-15} 水平, 构成了深空探测中限制星-地链路多普勒测量精度的主要误差来源之一. 如何有效地消除微波链路上来自大气抖动、电离层扰动、地面站设备热噪声、卫星平台热噪声、地面站震动、卫星平台震动的影响, 是提升深空多普勒方法检测低频引力波的关键问题.

使用月球微波测距技术进行长期的连续观测, 可以监测地球和月球自转变化、研究月球和地球的动力学特征. 深空探测的总相位计数测距技术的优势, 还在于可以同时获得高分辨能力、高精度的瞬时载

波相位观测和多普勒观测, 在嫦娥-3微波测距测速验证试验中, 使用1 s积分采样, 获得了几个毫米噪声水平的测距序列, 而测速噪声接近0.07 mm/s. 这种技术可以直接用于深空多普勒测量和测距, 该技术还将与激光测月技术结合, 以及在未来与相干模式的伪码测距技术结合, 用于对地-月历表的优化探测.

3 嫦娥-4月球探测计划中的低频引力波探测技术机遇

嫦娥-4号探月工程任务是嫦娥-3号的一个备份计划, 它将把一个着陆器软着陆到月球的背面, 并释放月球车进行月面巡视探测. 为了对月球背面的探测器进行遥控以及把在月球背面探测得到的数据传送回地球, 任务计划在地-月拉格朗日L2平动点区域设置

一个中继通信卫星. 这次的中继卫星除了进行中继通信以外, 还将携带中国-荷兰合作低频射电载荷, 开展月球空间低频射电天文观测, 以及与地球上的射电天文阵列开展空间干涉测量技术验证. 空间干涉测量对位于平动点区域飞行的中继卫星的位置测量和星地时间同步提出了很高的要求. 为此, 利用嫦娥-4号试验飞行器在拓展试验期间进行了地-月平动点飞行试验, 并基于目前的双程/三程测速、测距和VLBI测量数据, 验证实现的中继卫星定轨位置精度极限能力为1 km、速度为1 cm/s. 如果要获得高于这组实测指标的精度, 必须优化测量模式.

在保持现有测量能力的基础上, 一个便利的优化模式是, 设计测量链路经由地面站、中继卫星和着陆器, 充分利用着陆器空间位置/轨道稳定的优势, 构建测站-航天器-着陆器-航天器-测站的四程测量链路, 并通过月球中继卫星实现对着陆器的直接测量. 通信载波或残留载波可以借助转发器的锁相环路功能, 提供双程(Tw)和四程(Fw)高精度多普勒测量和测距观测, 见图4. 在中继卫星上使用两个主要的锁相回路, 两个主要的转发回路, 一个合路, 包括接收地面上行载波并锁相, 同步分频倍频转发给地球和月球方向, 接收月球着陆器回波载波并锁相, 同步分频倍频并与第一个转发回地球的载波合路, 同步转发给地球方向. 着陆器上的设备, 使用了现有的X波段锁相转发器, 最大限度地使用既有的载荷设备, 最小限度地改变设计状态, 而且尽可能通过星载软件定义无线电模式优化测量方案, 达到测量功能性能最大化. 下行的S2和S3分别对应对来自同源的S1频率的双程和四程信号.

针对四程模式进行了仿真定轨分析, 使用连续6 d的多普勒观测数据, 每天跟踪8 h, 可以实现位置精度优于200 m, 速度精度优于2 mm/s. 如果使用半个月四程测距数据, 则可以实现优于50 m的定位精度. 长期观测还可以用于对嫦娥-4着陆器的独立技术精密测位.

使用地面多通道行星无线电科学接收机同时进行双程和四程观测的优势, 还包括可以对双程和四程观测进行差分, 消除或大幅度抑制上面提到的链路上涉及地面站热噪声、地面站震动、地球大气和电离层扰动、地-月空间行星际介质、中继卫星热噪声、中继卫星抖动带给多普勒和相位测量的影响, 仅保留着陆器-中继卫星链路信息. 就多普勒测速而言, 在地面测站(测控站、VLBI站或数据接收站)使用行星无线

图4 (网络版彩图)嫦娥-4的载波/残留载波通信链路优化思路

Figure 4 (Color online) Optimizing method for (reduced) carrier link of CE-04.

电科学接收机同时获得的Tw与Fw观测测量、以及他们的差分, 星-器之间的测速噪声可以被抑制到微米/秒水平. 同时, 着陆器的震动部分以及可能遭遇的低频引力波效应就会被保留在差分多普勒和相位信息中. 使用多通道模式, 在深空探测中进行双程/三程及四程多普勒、相位同步测量, 通过差分消除传统的双程多普勒探测低频引力波的误差来源, 提高测量灵敏度, 是改良方法的基本思路. 刘庆会^[15]根据日本SELENE探月经验建议了一种四程跟踪模式, 这种模式在下行链路单一载波混合了双程和四程链路信息^[16]. 如采用模式, 将对嫦娥-4中继卫星和着陆器搭载的测控通信设备全面改造, 技术复杂度高, 且没有剥离双程和四程观测观测测量, 不具备这里需求的差分测量的功能优势.

在嫦娥-4中继测量时, 考虑到四程信号在中继卫星与着陆器之间的往返距离约为 12×10^4 km, 电磁波相比星-地双程多飞行了约0.4 s, 在地面站即使是同步接收测量得到的载波总相位或多普勒, 也由于这里多飞行了约0.4 s, 使得同时接收到的信号在上行链路上相差0.4 s. 这样, 差分信号中需要评估0.4 s时间间隔对应的上行信号的差异将引入多大额外的多普勒噪声. 这里分两个步骤进行评估.

第一步, 评估多普勒积分时间增加对多普勒噪声的影响. 使用对嫦娥-3着陆器的月-地链路同期获得的多路多普勒观测测量, 通过不同通道测量记录数据结果的差分, 分析评估1–100 s积分多普勒在错开1 s情况下差分速度的残余多普勒噪声特性. 确认正态分布的随机噪声不显著, 主要成分是随机游走的来自大气抖动、电离层扰动、设备热噪声的系统噪声, 同一种观测模式的差分测速均方根基本一致, 该均方根与滑动

积分时间有一定相关性,随着积分时间增加而反比例减少,与Rife和Boorstyn^[17]的离散时间实验单音参数估计相关理论极限情况一致.在表1和图5中给出了不失一般性的实际例子.

第二步,评估针对不同的多普勒采样积分时间.为了保持评估的合理性和可靠性,直接使用了行星无线电科学接收机采集的嫦娥-3下行链路载波原始数据.双程积分多普勒观测采样时段取为嫦娥-3着陆器观测时($T=0-1, T=1-2, \dots$)原始数据给出1 s积分时间的载波多普勒序列差.四程积分多普勒考虑与双程观测同步接收,而信号发出时刻会最大错开0.4 s(星器链路光行时),使用嫦娥-3观测数据起始时间一致,结束时间错开0.4 s,按照 $T=0-1.4, T=1-2.4, \dots$ 原始数据给出1.4 s积分时间的载波多普勒序列;上述两组实测序列差分后获得RMS.这种分析是与嫦娥-4的测速差分情况最接近的模拟仿真.采用1 s积分,差分多普勒残差噪声0.005 rad,对应于X波段的双程测速噪声 2.8×10^{-5} m/s量级.考虑到测量的双程效应,实际速度噪声为 1.4×10^{-5} m/s左右,相位测距噪声在相同水平,比目前深空测量

的1 s积分多普勒测量精度提高了1个量级.采用X波段10 s积分多普勒,则对应 1.4×10^{-6} m/s速度测量噪声;如果中继星-地面之间测控链路采用S波段,在相同测量条件下,对应的速度测量噪声约为 4.6×10^{-6} m/s;如果中继星-地面之间测控链路上行采用S波段,下行采用X波段,在相同测量条件下,对应的速度测量噪声约为 2.8×10^{-6} m/s.如果进一步地约束探测引力波的范围,可以采用100 s积分多普勒,即使上下行都使用了S波段进行测量,对应的速度噪声也可以被抑制到 4.6×10^{-7} m/s,比目前深空多普勒测量精度将提高50–70倍,采用X波段将提高150–200倍.

目前深空探测中利用多普勒检测引力波方法的主要问题是精度的限制.一方面,目前理论上预言的由引力波造成的扰动感应量级在太阳系检测范围内均在 10^{-22} 以下,而另一方面,目前以Cassini探测器为代表的星-地深空测量多普勒频移的精度最高达到了 10^{-15} – 10^{-16} 左右.这个量级的差别造成的多普勒检验引力波的方法只能为引力波扰动的精度提供可检测的上限.这种方法的误差源包括如下几项^[18].

(1) 频率标准噪声,主要依赖于频率标准的稳定性,这也是限制多普勒测量精度的最主要噪声.受到地面和星载原子钟的限制,目前Cassini的精度为1000 s积分小于 10^{-15} 左右.

(2) 电离层和星际等离子体噪声. Cassini通过双频甚至三频测量的办法,可以使得校准后的精度达到 10^{-16} 左右.

(3) 对流层噪声. Cassini任务中利用一个先进的水汽辐射计系统有效地消除了水汽的影响,使得对流层的改正精度可以达到 10^{-15} 左右.

(4) 地面站天线机械噪声. Cassini任务中的天线机械噪声控制在了 10^{-15} 左右.

(5) 近地面的电子扰动. Cassini任务中为 10^{-15} 左右.

(6) 飞行器自身未精确模制的运动. Cassini任务中为 10^{-15} 左右.

Cassini探测任务是通过其他独立测量的方式来修正或扣除(2)–(4)的效应,而采用本文的双程与四程的差分测量方法,可以直接抑制或消除了来自上述(1)–(5)的噪声效应,对于它们的效应都有机会改进1–2个量级,达到 10^{-17} 左右.特别地,在不久的将来使用新型的原子钟,提高探测能力,把星-地链路原子钟时频基准的限制改进到 10^{-17} 左右.

表1 不同积分时间的双程积分多普勒速度差分的RMS
Table 1 RMSs (mm/s) of differential velocities in different average time

积分时间 (s)	2014.12.04	2014.12.05
1.0	0.316	0.314
2.0	0.156	0.154
4.0	7.44×10^{-2}	7.41×10^{-2}
9.0	3.30×10^{-2}	3.30×10^{-2}
100.0	3.04×10^{-3}	3.00×10^{-3}

图5 (网络版彩图)差分测速均方根或噪声与积分时间的线性关系

Figure 5 (Color online) Linear relation of RMS of differential velocities and average time.

考虑到嫦娥-4号月球探测任务主要是为了实现嫦娥-3任务的备份探测,探测器的绝大多数器件与设备的设计和研制加工在2011年之前与嫦娥-3着陆器系统同时完成.而嫦娥-4号探测任务的正式确认已经到了2016年,无论从时间还是从经费角度考虑,都没有机会在测控链路上对着陆器部分进行任何调整改进.比较有效地控制成本达成最大效率的方式就是对中继卫星扩充增加星-器的测速测距功能,主要是四程测速功能.一方面满足对卫星自身的精密定轨需求,另一方面开展技术试验,对这里的设计、仿真分析结果进行验证,并揭示上述方法其他可能存在的技术问题和瑕疵,以供进一步改进.在高精度多普勒测量和引力理论验证方面,嫦娥-4号月球探测计划是一个很有价值的先导探路任务.

4 基于深空探测微波链路的低频引力波探测新方法

为了突破深空探测微波链路上多普勒测量噪声的限制,在上述理论分析和实践技术上,考虑两种并行的新的途径,来实现低频引力波探测新方法.其一是在多普勒测量的同时,开展总相位测距观测,大幅度提高观测灵敏度;其二是在X/Ka等高频微波频段实施较长基线的差分多普勒测量,获得高感度的多普勒观测能力.

4.1 相位测量对深空探测方法的改进

如果低频引力波是一个正弦波信号 $A=Mc^{i(kz-wt)}$,按照Hellings^[19]重新梳理的深空探测器的星-地多普勒测量与低频引力波的关系,就有以下引力波导致的测量多普勒变化:

$$\frac{\Delta f}{f} = \bar{A} = M(1 - \alpha + 2\alpha e^{i(kl\alpha + wt)} - (1 + \alpha)e^{iw2l})e^{-iwlr}, \quad (3)$$

其中,引力波引起的多普勒为

$$fM(1 - \alpha + 2\alpha e^{i(kl\alpha + wt)} - (1 + \alpha)e^{iw2l}). \quad (4)$$

Shang等人^[10]进一步考证了使用公式(1)得到的总相位进行深空引力波探测时,引力波自身的频率 $f_{\text{引力波}}$ 就会被调制到公式(3)中,引力波引起的多普勒变化就成了以下形式:

$$\frac{fM}{f_{\text{Gravitational waves}}}(1 - \alpha + 2\alpha e^{i(kl\alpha + wt)} - (1 + \alpha)e^{iw2l}). \quad (5)$$

对于频率介于0.1–0.001 Hz的连续辐射的低频引力波,使用总相位方法测量的灵敏度与多普勒测量结果比较,就会提高10–1000倍,最大有三个量级的改进.如果采用数十万公里到数百万公里的空间链路测量方案,探测器携带的天线指向精度要求不很苛刻,探测器之间可以长期连续测量相互之间的多普勒和相位距离,进而可以对0.1 mHz频段的引力波进行测量,相位测量的灵敏度比多普勒将提高4个量级,且规避了地球大气、电离层的扰动.如果采用双频测量,还可以有效扣除行星际等离子体的影响.这是一种值得考虑的空间链路方案.

4.2 结合地基和空基的多探测器同步多普勒测量方案

地基测量有很多优势,诸如可以尽快使用不宜在空间使用的体积庞大、能耗高的高稳定度、灵敏度设备,包括地面新一代冷原子频标或汞离子泵频标技术,比目前的氢原子钟优2个量级以上;如嫦娥-4那样,可以很好地发挥地-月之间相对稳定的轨道运动优势,规避探测器的不规律振动;使用大功率的通信设备等.

这里考虑一种如何在嫦娥-4中继通信链路基础上,规避其劣势,发挥其优势的测量方案.嫦娥-4任务的主要劣势包括,四程链路与双程链路之间存在0.4 s显著的时间差异,导致不能完全抑制某些噪声源;有效基线短;在地-月之间使用了S波段通信,增大了等离子体效应对测量的干扰和影响;没有使用双频同步的测量通信模式;月球背面导致通信不便等.针对这些劣势,改进的方案设法把多程链路之间的时间差异控制在0.001–0.01 s,几乎完全消除地-月链路上的各类噪声影响;在星间链路使用双频通信,用来消除来自行星际等离子体的影响;参照其他空间计划,在地-月空间增加探测引力波有效测量的基线;使用月球正面直接测量,并完成中继.

上述改进方案的一个直接的思路就是,把着陆器设置在月球正面靠近极区长期光照区域,或者设置在月球正面的地-月连线附近区域,与地面测控站可以在X或Ka波段进行微波通信;在地-月系统的拉格朗日L4/L5两个平动点,分别设置设计一致的小型探测器;

探测器轨道的设计和安排使得其到着陆器之间的距离差异控制在150–1500 km之间; 探测器之间直线距离约为 65×10^4 – 70×10^4 km; 着陆器和平动点探测器之间进行X/Ka或者S/X双频通信.

地面站-着陆器-平动点探测器-着陆器-地面站之间采用类似于嫦娥-4任务中的四程相干微波链路进行多普勒测量; 这里改为着陆器搭载了微波中继转发设备, 对应于每一个平动点探测器同时都有两路相干载波信号被着陆器相干转发回地面站. 地面站同时测量一路地-月之间的距离速度、两路L4探测器的四程多普勒和相位、两路L5探测器的四程多普勒和相位. 通过软件定义的无线电技术设计着陆器收、发信号模式, 尽可能使用相同的模块、器件完成各频段的载波获取、锁相、变频、发出, 抑制来自不同器件的噪声效应. 分别来自L4、L5平动点探测器的在地面同步获得的两路四程多普勒或者相位观测序列差分构成了基本观测量, 由于两路信号在地-月之间链路相同, 且信号上行时差在0.001–0.01 s之间, 因此可以更好地抑制链路噪声, 且可以在发射站之外的仅仅具有接收能力的台站、如VLBI站进行测量. 原理如图6所示.

类似于前面对嫦娥-4号四程链路和双程链路的差分分析, 我们也使用了嫦娥-3实测数据和相同的分析方法, 通过对不同通道同步测量记录数据结果的差分, 对图5所示的两个X波段四程链路的多普勒测量差分进行了噪声水平的分析评估. 假定L4、L5平动点位置处的两个探测器到月面中继器的距离差异导致0.01 s的时间差, 那么等价的X频段载波1sps相位采样的差分残差噪声为0.36 mrad, 相当于差分测速噪声1 $\mu\text{m/s}$; 假定两个探测器到中继器的距离差异导致0.001 s的时间差异, 那么等价的1sps采样差分相位残差噪声为0.055 mrad, 等价于X波段的测速噪声160 nm/s. 如果多普勒积分采用10 s积分, 对于5–10000 s周期的低频引力波效应的探测, 按照图5的关系, 上述X波段的0.01和0.001 s时间差异导致的测量噪声将分别被抑制到0.1和16 nm/s. 如果使用Ka波段的测量, 采用相同的技术则对相位和频率测量的分辨能力比X波段的测量可以提高4倍, 0.01和0.001 s时间差异导致的测量噪声将分别被抑制到25和4 nm/s. 在地-月L4与L5平动点之间给出的测量感度达到 3.5×10^{-17} – 6.0×10^{-18} 水平.

与目前精度水平最高的Cassini探测比较, 上述概念思路除了空间探测器自身未精确模制的运动, 在其

图6 (网络版彩图)改进后的同步同路径低频引力波微波观测链路概念

Figure 6 (Color online) Evolved link concept of synchronized detection of low-frequency gravitational waves in same path.

他方面完全对传统深空多普勒测量检测引力波的方法感度将提高2个量级. 由于距离地球和月球相对较近, 探测器可以使用小卫星、小展开机构(太阳能帆板), 抑制难以精确模制的运动成分. 这类空间测量可以独立安排探测任务, 也可以与未来分布于L4、L5地-月平动点区域的地-月空间导航卫星或通信卫星复用, 节省探测成本.

5 讨论

空间低频引力波探测需要考虑选取合适的潜在引力波辐射候选源. 一个合理考虑是检测距离太阳系不太远范围的引力波事件. 这样一来我们居住的银河系, 其中心超大质量($\sim 4 \times 10^6 M_\odot$)黑洞的存在、及其吞噬恒星质量致密体就会提供类似的探测机会. Zerilli^[20]和Davis等人^[21]分别从解析和数值研究方法入手, 得到了史瓦西黑洞吞噬周围恒星的微扰公式, Mitsou^[22]重复并改进了数值分析方法, 给出了该事件的总辐射能量为

$$E_{\text{radiated}} = 0.010411(1)m^2 / M(-c^2), \quad (6)$$

其中, m 为被吞噬致密体质量, M 为中心黑洞质量.

进一步地, 在太阳系或地球感应到的辐射源引力波极化平均无量纲幅值 $\langle h \rangle$ 与辐射源总辐射能量的关系为^[23]

$$E_{\text{radiated}} \approx \left(\frac{c^3 \langle h \rangle^2}{8\pi G \tau^2} \right) (4\pi R^2) \tau (1+z), \quad (7)$$

其中, τ 为引力辐射爆发时间长度, R 为辐射源到地球

的距离, z 为辐射源的红移. 黑洞吞噬致密体的引力波, 主要由致密体从2倍史瓦西半径掉落到史瓦西半径的过程产生^[24]. 在银河系, 越来越多的证据表明银心存在着一个400万太阳质量的超大质量黑洞^[25]. 在这个前提下, 如果考虑这个黑洞对周围致密体的吞噬, 假设被吞噬的致密体质量远小于中心黑洞质量, 以银河系中心黑洞吞噬10倍太阳质量的恒星为例, 其事件过程产生的引力波在太阳系空间可以感应到的强度约为 10^{-17} , 随着被吞噬致密体质量的增加, 可被感应到的强度线性增加. 上述分析表明, 本文提出的改进的深空探测多普勒测量方法用于低频引力波探测的感应能力, 与在太阳系感知银心黑洞吞噬一个几倍至十几倍太阳质量恒星的强度接近.

微波波段空间测量的一个很大的优势是对通信天线的指向精度要求不苛刻, 仅在建立测量链路后对探测器姿态维持有一定的要求. 同时鉴于Ka波段空间微波测量技术和深空探测载波总相位测速技术已经日臻成熟, 以及我国已经开展了多次在地-月、日地拉格朗日平动点区域飞行控制的实际测试验证, 在经过了嫦娥-4号月球探测任务的四程和双程同步多普勒测量探路验证之后, 可以期望突破本文建议的测量方法中多项关键技术. 考虑到采用10 s采样周期即可获得

多普勒探测 10^{-17} 的感度, 如果使用1 s采样, 以总相位测量为观测量, 由公式(5)可知, 对于1000 s周期的低频引力波探测, 可以获得 10^{-19} 的感度. 相比于目前Cassini探测计划实现的深空微波多普勒 10^{-15} – 10^{-16} 感度, 这里建议的方法把感度提高了1–3个量级.

由于地球自转的限制, 同一个地面台站建立的地-月微波测量链路难以维持并获得更长周期的观测. 如果把高稳定的原子钟设置在中继器上, 省略了地-月链路, 而只使用中继器与L4, L5平动点探测器链路, 则可以开展对10000 s周期的低频引力波的测量, 使用总相位观测可以对连续辐射的引力波获得 10^{-20} 的测量感度. 而测量方法中使用的技术都是我国在2020年之前预期可以实现的成熟度很高的技术. 特别地, 借助我国把地-月空间活动作为未来深空探测的重要方向发展的契机, 有效地利用我国未来在月面设置的探测基地以及可能在地-月拉格朗日平动点设置通信导航卫星的机会, 仅对着陆探测器和导航卫星进行针对低频引力波探测的适应性微波通信设计和研制, 类似美国深空探测领域长期以来的引力理论检验和引力波探测模式, 不必发射专门的低频引力波探测卫星, 即可实现上述方法, 实现在 10^{-17} – 10^{-20} 感度上使用微波手段检测低频引力波的探测能力.

参考文献

- 1 Einstein A, Rosen N. On gravitational waves. *J Franklin Inst*, 1937, 223: 43–54
- 2 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, arXiv: 1602.03837
- 3 Amaro-Seoane P, Aoudia S, Babak S, et al. Low-frequency gravitational-wave science with eLISA/NGO. *Class Quantum Grav*, 2012, 29: 124016, arXiv: 1202.0839
- 4 Luo J, Chen L S, Duan H Z, et al. TianQin: A space-borne gravitational wave detector. *Class Quantum Grav*, 2016, 33: 035010, arXiv: 1512.02076
- 5 Backer D C, Hellings R W. Pulsar timing and general relativity. *Annu Rev Astro Astrophys*, 1986, 24: 537–575
- 6 Estabrook F B, Wahlquist H D. Response of Doppler spacecraft tracking to gravitational radiation. *Gen Relat Gravit*, 1975, 6: 439–447
- 7 Tinto M, Armstrong J W. Spacecraft Doppler tracking as a narrow-band detector of gravitational radiation. *Phys Rev D*, 1998, 58: 042002
- 8 Tinto M. The Cassini Ka-band gravitational wave experiments. *Class Quantum Grav*, 2002, 19: 1767–1773
- 9 Tinto M, Dick G J, Prestage J D, et al. Improved spacecraft radio science using an on-board atomic clock: Application to gravitational wave searches. *Phys Rev D*, 2009, 79: 102003, arXiv: 0812.2581
- 10 Shang K, Dai C L, Ping J S. Testing gravitational waves with total-phase-count doppler tracking in Chinese mars mission. In: Luo J, Zhou Z B, Yeh H C, et al, eds. Proceedings of the Ninth Asia-Pacific International Conference on Gravitation and Astrophysics (ICGA9). Singapore: World Scientific, 2010. 102–106
- 11 Asmar S W, Armstrong J W, Iess L, et al. Spacecraft Doppler tracking: Noise budget and accuracy achievable in precision radio science observations. *Radio Sci*, 2005, 40: RS2001

- 12 Andrews K, Hamkins J, Shambayati S, et al. Telemetry-based ranging. In: Proceedings of IEEE Aerospace Conference. Montana: Curran Associates, 2010. 1–16
- 13 Ping J S, Weischede F, Kono Y, et al. High frequency components in LP Doppler data. *J Planet Geod*, 2001, 36: 15–23
- 14 Kinman P. Pseudo-noise and regenerative ranging. In: DSN Telecommunications Link Design Handbook. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 2015
- 15 Liu Q H. 4-way Doppler technology for tracking satellite on lunar farside (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2016, 46: 039501 [刘庆会. 月球背面探测器跟踪的4程多普勒技术. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46: 039501]
- 16 Ping J S, Kono Y, Kawano N, et al. SELEN mission: Mathematical model for SST Doppler measurements (in Chinese). *Prog Astron*, 2001, 19: 354–364 [平劲松, 河野裕介, 河野宣之, 等. 日本SELENE月球探测计划和卫星间多普勒跟踪的数学模型. 天文学进展, 2001, 19: 354–364]
- 17 Rife D, Boorstyn R. Single tone parameter estimation from discrete-time observations. *IEEE Trans Inform Theor*, 1974, 20: 591–598
- 18 Abbate S F, Armstrong J W, Asmar S W, et al. The Cassini gravitational wave experiment. In: Cruise M, Saulson P, eds. Gravitational-Wave Detection of Proc SPIE. New York: The International Society for Optical Engineering, 2003. 4856: 90–97
- 19 Hellings R W. Testing relativistic theories of gravity with spacecraft-Doppler gravity-wave detection. *Phys Rev D*, 1978, 17: 3158–3163
- 20 Zerilli F J. Tensor harmonics in canonical form for gravitational radiation and other applications. *J Math Phys*, 1970, 11: 2203–2208
- 21 Davis M, Ruffini R, Press W H, et al. Gravitational radiation from a particle falling radially into a Schwarzschild black hole. *Phys Rev Lett*, 1971, 27: 1466–1469
- 22 Mitsou E. Gravitational radiation from radial infall of a particle into a Schwarzschild black hole: A numerical study of the spectra, quasinormal modes, and power-law tails. *Phys Rev D*, 2011, 83: 044039, arXiv: [1012.2028](https://arxiv.org/abs/1012.2028)
- 23 Thorne K S, Braginskii V B. Gravitational-wave bursts from the nuclei of distant galaxies and quasars-Proposal for detection using Doppler tracking of interplanetary spacecraft. *Astrophys J*, 1976, 204: L1–L6
- 24 Misner C W, Thorne K S, Wheeler J A. Gravitation. San Francisco: W H Freeman and Company, 1970. 981–986
- 25 Wang Q D, Nowak M A, Markoff S B, et al. Dissecting X-ray-emitting gas around the center of our galaxy. *Science*, 2013, 341: 981–983, arXiv: [1307.5845](https://arxiv.org/abs/1307.5845)

A newly descended method for detecting low-frequency gravitational waves from radio range and range-rate in Earth-Moon space

PING JinSong^{1,2*}, LI WenXiao^{1,2,3*}, HAN SongTao^{1,4}, ZHANG TianYi⁵,
WANG MingYuan¹, WU GongYou⁶, WANG Zhen³, CAO JianFeng⁴,
JIAN NianChuan⁷, YANG YongZhang^{1,2,7}, LIU RunQiu^{2,8}, HU SongJie⁴,
MENG Qiao⁵, TANG GeShi⁴ & ZHANG LiHua⁹

¹ Key Laboratory of Lunar and Deep Space Exploration of National Astronomical
Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China;

² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China;

³ Xinjiang Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Urumqi 830001, China;

⁴ Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

⁵ School of Information Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 210000, China;

⁶ State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, China Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China;

⁷ Center for Astro-geodynamics of Shanghai Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

⁸ Institute of Applied Mathematics and Morningside Center of Mathematics, Academy of
Mathematics and System Science, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;

⁹ China Spacesat Company Limited, Beijing 100094, China

In the field of space low-frequency gravitational-wave detection, the high-precision microwave Doppler measurement based on the ground tracking station has been performed for more than 40 years. During the extension phase of Chang'E-3 lander, lunar microwave ranging technology of sub-millicycle accuracy was realized based on the independent development planetary radio receiver. Then use the raw data of lunar-earth ranging measurement in X-band, after the deduction of the earth atmospheric aberration, ionospheric disturbance, ground equipment thermal noise and the interplanetary plasma influence, the microwave differential ranging and velocity measurement of higher accuracy was verified. Using this technology, a scheme which is using differential ranging and velocity measurement in Chang'E-4 2-way and 4-way measurement is proposed as a precursor technology. On these bases, using the microwave link of Chang'E-3 lander and the communication navigation satellite in L4 / L5 libration point, a new method of low-frequency gravitational-wave detection, which has the sensitivity of 10^{-17} – 10^{-19} , is suggested.

deep-space exploration, Doppler velocity measurement, low-frequency gravitational wave, Chang'E-4

PACS: 04.80.Nn, 04.30.Db, 94.20.Bb, 41.20.Jb

doi: [10.1360/SSPMA2016-00321](https://doi.org/10.1360/SSPMA2016-00321)