

深空网干涉测量技术在“嫦娥3号”任务中应用分析

唐歌实^{1,2}, 韩松涛^{1,2}, 陈略^{1,2}, 曹建峰^{1,2}, 任天鹏^{1,2}, 王美^{1,2}

(1. 航天飞行动力学技术国家重点实验室, 北京 100094; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094)

摘要: 针对中国深空网 DOR/ Δ DOR 测量技术在“嫦娥3号”测控任务中的首次应用情况, 论述了深空网干涉测量系统采用的稀疏交替射电源标校技术。在地月转移、环月段开展了多次观测, 所获得的时延、时延率观测量结果直接应用于“嫦娥3号”的轨道确定。通过与事后精密轨道比对分析, 深空网干涉测量技术的时延观测量精度优于 1 ns, 对应于约 90 nrad 的角位置精度; 时延率精度优于 1 ps/s, 相当于亚 mm/s 量级测速(差)精度, 中国深空网干涉测量技术有力支撑了“嫦娥3号”的测定轨任务。

关键词: 深空网; 干涉测量; DOR; Δ DOR

中图分类号: V556.6

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2014)02-0146-04

Analysis on Interferometric Tracking Technology by China Deep Space Network in the Chang'e-3 Mission

TANG Geshi^{1,2}, HAN Songtao^{1,2}, CHEN Lue^{1,2},

CAO Jianfeng^{1,2}, REN Tianpeng^{1,2}, WANG Mei^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094, China;

2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the first implementation of interferometric tracking technology in the Chang'e-3 project by China DSN (Deep Space Network), this paper describes the differential interferometric tracking technique with the sparse quasar calibration. And the tracking data during Chang'e-3's cruise to the moon is analyzed as well. Compared with high accuracy orbit ephemeris, time delay observation error is less than 1ns which corresponds to an angular accuracy of about 90nrad. And delay rate error is below 1ps/s. Interferometric tracking has played an important role in Chang'e-3 project.

Key words: China DSN; interferometric tracking; DOR; Δ DOR

0 引言

甚长基线干涉测量技术 (Very long baseline interferometry, VLBI) 能够获取目标航天器高精度角位置信息, 对传统测距、测速技术形成有效补充。在此基础上发展起来的双差分单向测距 (Delta differential one-way ranging, Δ DOR) 技术通过对角距接近的航天器与已知精确位置的河外射电源进行交替观测, 来消除甚长基线干涉测量 (Very

long baseline interferometry, VLBI) 中的站间时间同步误差、设备时延误差、传播介质延迟误差等影响^[1], 从而提升航天器角位置测量的精度。

Δ DOR 测量技术已成为国际上支撑深空探测器导航定位的重要手段, 国际上诸多航天机构都在推进 Δ DOR 技术的研究和应用^[2]。以美国加州的戈尔德斯顿、澳大利亚的堪培拉和西班牙的马德里三大深空测站组成的美国 NASA 深空网利用 Δ DOR 技术强有力地支持了诸如 MARS exploration rover

(MER), MARS reconnaissance orbiter (MRO) 等深空探测器的导航任务^[3]。2006 年欧空局 (European space agency, ESA) 所属的塞弗雷罗斯 (CEB) 深空站正式投入运行, 标志着 ESA 也具备了独立开展 Δ DOR 测轨技术的能力^[4], Δ DOR 测量技术已成功应用于金星快车等多个航天器的导航定位中, 其测量精度高达亚 ns 量级^[5]。

国内以中科院上海天文台为代表的科研机构率先开展了 VLBI 技术研究, 并依托 CVN (China VLBI net) 网, 在探月工程等重大任务中得到成功实施。随着中国探月工程和火星探测任务的深入展开, 中国深空测控网的建设步伐不断加快^[6]。2013 年, 中国深空网初步建成, 标志着我国深空网初步具备自主开展深空探测器高精度 Δ DOR 测量的能力。本文着重论述深空网 Δ DOR 测量技术在“嫦娥 3 号”(CE3) 任务中的首次应用情况。

1 差分干涉测量原理简介

甚长基线干涉测量技术利用组成基线的两个测站同时接收目标航天器或射电源的下行信号, 通过对接收信号进行相关处理, 从干涉相位出发提取目标信号到达两测站的时延差, 进而结合基线几何构型确定目标的角位置信息。

Δ DOR 测量技术以此为基础, 测量原理见图 1 所示。

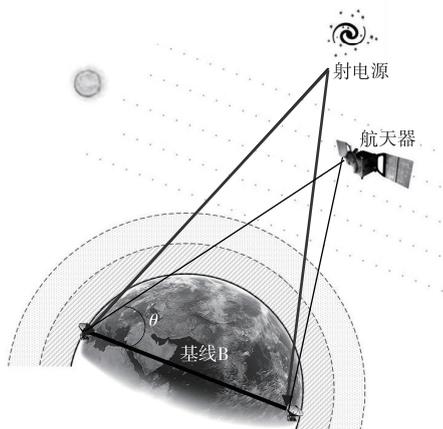


图 1 Δ DOR 测量原理图
Fig. 1 Schematic diagram of Δ DOR

图中 θ 表示目标航天器与测量基线的夹角, B 表示基线长度。由几何关系可得, 目标航天器发出的某一信号到达两测站的时延差 τ 可表示为

$$\tau = B \cos \theta / c \quad (1)$$

式中 c 表示光速。

理论上, 时延观测量 τ 仅取决于航天器与基线间的几何时延 τ_g , 但实际测量过程中会引入传播介质时延 τ_{med} 、测站钟差 τ_{dc} 以及设备链路时延 τ_{path} 等。

$$\tau = \tau_g + \tau_{dc} + \tau_{med} + \tau_{path} \quad (2)$$

Δ DOR 测量技术采用分时工作和交替观测的工作方式, 对角距接近的航天器与参考射电源进行短时交替观测^[7-8]。由于参考射电源的位置精确已知, 因此可以获取射电源观测时的系统误差^[9], 进而内插出航天器观测时的系统误差, 最终实现各项公共误差源的消除, 提高航天器的测量观测量精度^[10]。

2 稀疏交替射电源标校技术

中国深空网由佳木斯 66 m 深空站、喀什 35 m 深空站以及深空网干涉测量信号处理中心组成, 两个深空站组成的基线方向近东西向, 基线长度约 4 350 km。

对于中国深空网测控系统, 为最大限度地确保航天器稳定在轨运行, 在航天器可视弧段内, 深空测站需要全时段跟踪指向航天器, 以保证遥测信号的实时接收以及应急遥控指令的实时发送。此时, 短时交替的差分干涉测量模式已不再适用, 需要针对中国深空网的具体应用需求, 研究适合深空测控模式的差分干涉测量技术。

1) 测站钟差修正

测站记录原始数据的时间同步精度直接影响时延观测量的精度, 目前中国深空网测站采用 GPS 共视法测量测站钟差参数。通过长时间观测测站本地时钟与 GPS 标准时钟的差异, 构造钟差随时间的变化模型, 数据处理中通常采用一次多项式构建钟差模型。

2) 传播介质时延误差修正

传播介质时延的修正量利用外测设备获取, 目前深空站配备微波水汽辐射计、GNSS 双频接收机、气象仪等大气参数测量设备, 用于实时测量目标视线向的传播介质时延误差。

3) 设备链路时延误差修正

通过提取相位校正 (Phase calibration, PCAL) 信号的相位, 来测量设备链路时延的相对变化, 需要注意的是由于 PCAL 信号产生器与天线馈源不重合, 通过 PCAL 技术只能精确反应设备链路的时延相对变化, 而设备链路绝对时延误差的消除还需要结合射电源标校技术。

4) 射电源标校

在以上 3 种误差修正技术基础上, 应用射电源

标校技术修正设备链路绝对时延以及钟差建模的残余误差项。在射电源标校时机选择上:在转移轨道,可利用探测器的未进站以及出站后弧段进行射电源标校(由于射电源、航天器观测的时间间隔长达数小时,国内有机构归其为 DOR 测量);而在环月段当卫星绕行至月球背面一侧,即进入月影区,此时航天器对深空网测站均不可见,这为进行射电源观测提供了有利时机(可称为月影 Δ DOR)。

3 干涉测量精度分析

CE3 号于 2013 年 12 月 2 日发射,经过 4 天转移轨道和 8 天环月轨道飞行,于 12 月 14 日晚成功实现月表软着陆。在整个飞行期间,星上相干转发 DOR 侧音信号,侧音频率最大间隔约 38.4 MHz。中国深空网在整个地月转移和环月轨道段开展了多次 Δ DOR 测量跟踪。

深空干涉测量系统采集参数见表 1。

表 1 干涉测量系统参数

Table 1 Parameter of interferometric tracking system

参数	量值	单位
采样率	4	MHz
量化位数	2	Bit
记录格式	VSI	
通道数	8	
参考射电源	可变	

3.1 转移轨道段

计算精密轨道的输入观测量包括深空站 X 频段测距和测速观测量, CVN 网获取的全部基线的时延、时延率观测量以及深空站单基线的时延、时延率观测量。

通过相关处理计算目标航天器的时延、时延率观测量,其中观测量积分时间为 4.194 304 s。应用第 2 节论述的误差修正技术从相关计算观测量中扣除各类误差,并与利用精密轨道获取的真值进行对比,图 2 显示了转移轨道段深空网干涉测量观测量的精度统计情况。

3.2 环月轨道段

CE3 号近月制动后,在 100×100 km 环月轨道运行 4 天,之后降轨至 100×15 km 环月轨道。环月轨道段共 8 天,此处选择 100×100 km 环月轨道(12 月 8 日-9 日)、 100×15 km 环月轨道(12 月 12 日-13 日)各 2 d 的观测结果进行分析。精密轨道的输入定轨观测量同上,图 3 显示了深空网干涉测量观测量的精度统计情况。

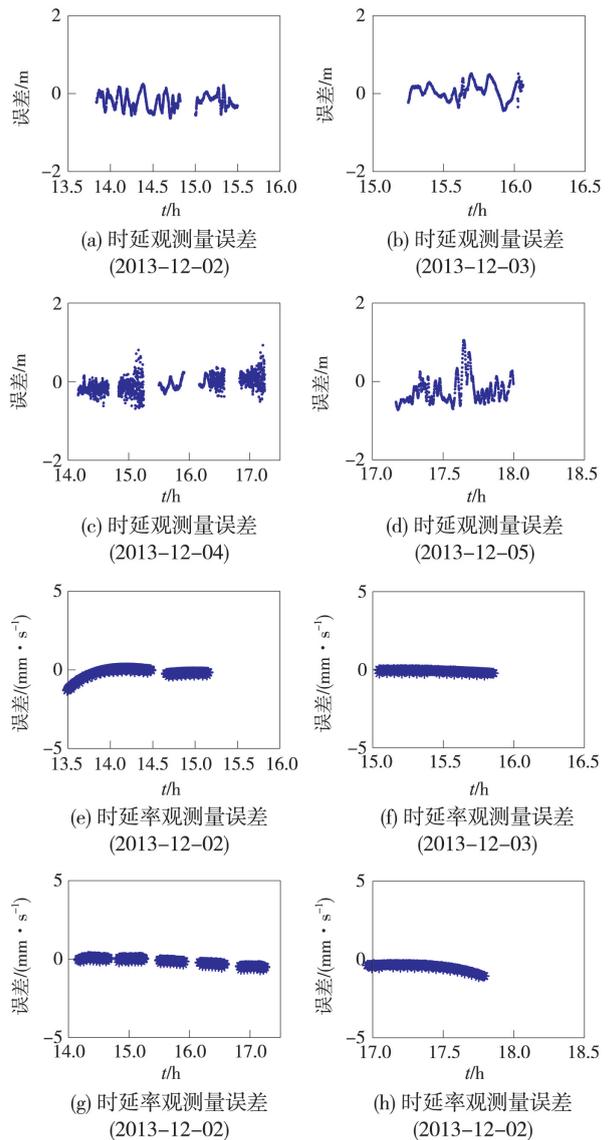


图 2 转移轨道测量精度分析

Fig. 2 Comparison with transfer orbit(O-C)

3.3 精度统计与分析

在 CE3 号探测器落月初期,此时星上仍转发 DOR 侧音信号,具备 Δ DOR 测量条件,全部跟踪弧段的干涉测量精度统计值列于表 2。

表 2 干涉测量精度统计

Table 2 Statistics of accuracy of interferometric tracking

统计参数	转移段	环月段	落月段
积分时间/s	4.194 304	4.194 304	4.194 304
观测弧段/h	5.3	13.2	0.7
测控点频	f1	f2	f2
时延误差/ns	0.87	1.17	0.53
时延率误差/(ps · s ⁻¹)	0.90	0.77	0.37

统计分析表明,在 CE3 号全部飞行测控弧段内,深空网干涉测量系统的时延精度为 0.896 ns,结

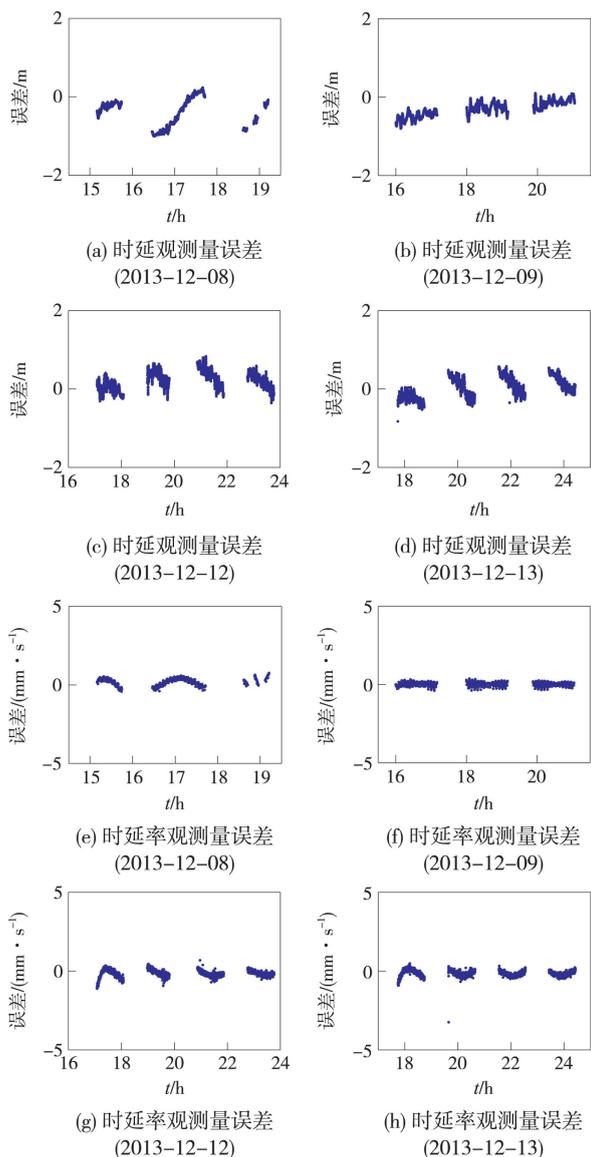


图 3 环月轨道测量精度分析

Fig. 3 Comparison with circular lunar orbit(O-C)

合深空网基线长度,CE3 号角位置测量精度为 87.4 nrad,相当于地月距离上,目标位置精度 33.2 m;干涉测量系统的时延率精度 0.716 ps/s,相当于测速(差)精度 0.21 mm/s,满足任务指标要求。

由统计结果,在转移轨道的测量精度优于环月轨道测量精度,一方面由于两个轨道弧段的测控点频不同,另一方面二者的轨道特性不同。由于目前只具备单基线的数据资源,后续还需结合 CVN 网多测站数据进一步分析基线构型的影响。

4 结论

深空网干涉测量技术在 CE3 号任务中的首次成功运用,标志着我国深空网已初步具备独立开展

深空探测器高精度 Δ DOR 测量的能力。随着后续位于南美等深空站的陆续建成,我国深空网测控能力将会进一步加强,更丰富的基线构型将会进一步提升深空探测器测定轨的精度。

参 考 文 献

- [1] Bagri D S, Majid W A. Estimating accurate relative spacecraft angular position from deep space network very long baseline interferometry phases using X-band telemetry or differential one-way ranging tones. the interplanetary network progress report[R]. JPL, Pasadena, California: [s. n.], 2007.
- [2] 吴伟仁,王广利,节德刚,等.基于 Δ DOR 信号的高精度 VLBI 技术[J].中国科学,E 辑,2013,43(2):185-196. [Wu W R, Wang G L, Jie D G, et al. High-accuracy VLBI technique using Δ DOR signals[J]. Science China: Information, 2013, 43(2):185-196.]
- [3] Border J S. Innovations in delta differential one-way range: from Viking to Mars Science Laboratory[C]// The 21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Toulouse, France: [s. n.], 2009.
- [4] James N, Abello R, Lanucara M, et al. Implementation of an ESA delta-DOR capability[J]. Acta Astronautica, 2009, 64:1041-1049.
- [5] Roberto M, Trevor M, Ricard A, et al. Delta-DOR a new technique for ESA's deep space navigation[J]. ESA Bulletin, 2006,128:69-74.
- [6] 于志坚.深空测控通信系统[M].北京:国防工业出版社,2009:122-125. [Yu Z J. Deep space TT&C system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009:122-125.]
- [7] Bagri D S, Majid W A. Accurate spacecraft angular position from DSN VLBI phases using X-band telemetry or DOR tones[C]// IEEE Aerospace Conference. Montana, USA: [s. n.], 2009.
- [8] 朱新颖,李春来,张洪波.深空探测 VLBI 技术综述及我国的现状和发展[J].宇航学报,2010,31(8):1893-1899. [Zhu X Y, Li C L, Zhang H B. A survey of VLBI technique for deep space exploration and trend in China current situation and development[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(8): 1893-1899.]
- [9] Lanyi G, Bagri D S, Border J S. Angular position determination of spacecraft by radio interferometry [J]. Proceedings of the IEEE, 2007,95(11):2193-2201.
- [10] 唐歌实.深空测控无线电测量技术[M].北京:国防工业出版社,2012:81-99. [Tang G S. Radiometric measuring techniques for deep space navigation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012:81-99.]

作者简介:

唐歌实(1969—),男,研究员,主要研究方向:航天测控技术。

通信地址:北京市北清路 26 号院(100094)

电话:(010)66365924

E-mail:tanggeshi@bacc.org.cn

[责任编辑:高莎]