

# 面向“CE-3号”软着陆过程的深空网干涉测量技术

韩松涛<sup>1,2,3</sup>, 唐歌实<sup>1,2</sup>, 曹建峰<sup>1,2</sup>, 陈略<sup>1,2</sup>, 任天鹏<sup>1,2</sup>, 王美<sup>1,2</sup>

(1. 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094; 2. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 3. 中国科学院国家天文台, 北京 100012)

**摘要:**针对“CE-3号”探测器软着陆过程中弹道位置测定的问题, 利用中国深空网干涉测量测轨数据, 论述并验证了应用深空网干涉测量技术支持探月卫星软着陆过程中弹道位置测定的可行性。针对提取同一时刻观测量的两个核心技术, 论述了自适应模型重构算法以及干涉相位解模糊算法, 克服了软着陆过程航天器机动不确定性恶化轨道预报精度, 进而引起相关引导模型失效的问题; 利用跟踪过程中目标干涉相位连续特性递推实现干涉相位解模糊。实测数据的处理分析表明, 深空网干涉测量数据处理分析精度在 0.3 ns 量级, 对应于约 30 nrad 的角位置精度。

**关键词:** 干涉测量; 深空网; 软着陆; 动力下降; CE-3号

**中图分类号:** V556

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2015)02-0120-05

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.003

## 0 引言

“CE-3号”首次实现我国地外天体软着陆以及天体表面自动巡视勘察, 对整个飞控任务而言, 软着陆过程无疑风险最高、挑战最大。在大约 720 s 的软着陆过程中, “CE-3号”经历了主减速段、快速调整段、接近段、悬停段、避障段和缓速下降段 6 个过程<sup>[1]</sup>。动力下降过程中, 姿态控制以陀螺预估为主, 必要时引入星敏定姿和修正。其中主减速段轨道确定依靠加计、测速测距仪; 其他阶段轨道确定依靠加计、测速测距仪; 下降阶段相机开机, 图像数据以及 GNC 导航数据通过中增益天线数传信道实时下传, 用于后续通过视觉导航图像匹配技术确定着陆点位置<sup>[2]</sup>。

为支撑我国后续月球、火星探测等深空测控任务, 中国深空网于 2013 年初步建成, 佳木斯 66 m、喀什 35 m 深空测控天线形成约 4 350 km 的干涉基线, 用于开展对深空探测器的地基无线电干涉测量; 同时依托北京航天飞行控制中心的中国深空网干涉测量信号处理中心正式建成并投入运行, 该中心主要职责包括深空网干涉测量任务规划、组织实施、数据管理、干涉测量数据分析等<sup>[3]</sup>。中国深空网在“CE-3号”的整个飞行弧段进行了多次 DOR/ $\Delta$ DOR 观测, 通过与事后精密轨道比对, 在地月转移弧段、环月轨道段以及落月后的测量精度分别达

到 0.87 ns、1.17 ns、0.53 ns<sup>[4]</sup>, 满足任务指标要求, 验证了中国深空网具备高精度干涉测量能力。

“CE-3号”软着陆过程中, 探测器轨道机动具有不确定性, 此时依靠轨道预报辅助相关处理的传统相关算法适应性变差, 因此该测控弧段未对干涉测量提出明确的测量指标需求<sup>[5]</sup>。本文利用“CE-3号”动力下降弧段中国深空网采集的干涉测量数据, 论述了可适用于软着陆过程的干涉测量数据处理分析技术, 数据分析结果验证了算法的有效性。

## 1 地基干涉测量技术

甚长基线干涉测量技术 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI) 能够高精度测量深空探测器的角位置信息<sup>[6-7]</sup>。国际上以美国航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA)、欧空局 (European Space Agency, ESA)、日本宇宙航空研究开发机构 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) 为代表的航天机构已多次成功应用该技术支持深空探测任务<sup>[8-9]</sup>; 国内方面中科院上海天文台率先开展了 VLBI 技术研究, 依托 CVN (China VLBI Net) 网在探月工程等重大任务中得到成功应用<sup>[10]</sup>。

### 1.1 同一波前观测量

VLBI 技术的基本原理以及数据处理算法在诸

收稿日期: 2014-11-28 修回日期: 2014-12-20

基金项目: 国家自然科学基金“月球信标机协同的被动式地基无线电干涉测量机制与方法研究”(61401014); 重点实验室基金 (9120C990207140C99397)

多文献中进行了论述<sup>[11-13]</sup>,传统相关算法的核心思想是通过抑制两测站信号的时域去相关、频域去相关以及信噪比去相关的影响,得到高质量的干涉相位条纹,最终提取同一波前信号到达组成基线的两个测站的时间差,并结合各种误差修正技术提取反映目标与基线构型之间的几何时延,该观测量即用于探测器目标的轨道确定。

同一波前观测量在多种 VLBI 开源软件<sup>[14]</sup>中均有体现,相关处理过程中需要借助轨道预报提供满足一定精度的时延引导模型,相关处理算法的稳定性受引导模型的精度影响。对于地月转移弧段、环月轨道弧段等,探测器轨道动力学特性相对稳定,轨道预报精度可满足相关处理需求;而对动力下降过程而言,探测器机动行为具有不确定性,此时轨道预报精度无法得到可靠保证,虽然利用条纹搜索技术能够修正引导模型的一次项误差<sup>[15]</sup>,但其无法修正引导模型高阶项误差,算法稳定性尚需增强。

## 1.2 同一时刻观测量

在 VLBI 技术领域,时延观测量还存在另一类表征,即所谓同一时刻观测量,其物理含义是构成基线的两测站在某同一时刻各自接收到信号的发射时刻时间差。通常该观测量定义只应用于航天器下行单音 DOR 侧音信号的情况。

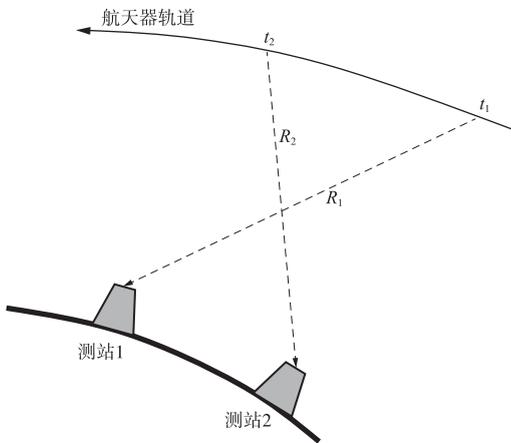


图 1 同一时刻观测量几何示意图  
Fig. 1 Geometry of same time observable

假设某一同步时刻  $t$ ,测站 1、2 分别接收记录航天器信号,其中测站 1、2 接收的信号分别是  $t_1$ 、 $t_2$  时刻由航天器发射而来,以  $c$  表示光速,显然图中所示的距离  $R_1$ 、 $R_2$  满足如下关系

$$\begin{cases} R_1 = c \cdot (t - t_1) \\ R_2 = c \cdot (t - t_2) \end{cases} \quad (1)$$

经变换可得

$$\begin{cases} t_1 = t - \frac{R_1}{c} \\ t_2 = t - \frac{R_2}{c} \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\frac{R_1}{c}$ 、 $\frac{R_2}{c}$ 项分别表示航天器到测站 1、2 的时延。 $t$  时刻时延观测量  $\tau(t)$  与该时刻的差分单向距离直接相关联。

$$\tau(t) = t_1 - t_2 = -\frac{1}{c}(R_1 - R_2) \quad (3)$$

同一时刻观测量的计算思想基本有两类:基于互相关的处理算法以及基于本地相关的处理算法<sup>[16-17]</sup>。下一节重点针对处理思想中的模型重构以及干涉相位解模糊这两个核心关键问题,论述本文算法。

## 2 数据处理算法

### 2.1 自适应模型重构算法

以 CCSDS 规范的侧音信号为标准<sup>[18]</sup>,单站接收信号可表示为

$$x(t) = \exp\{j(2\pi f_{L-DOR}t + \varphi_{DOR})\} \times \exp\{-j2\pi f_{DOR}\tau_A(t)\} \quad (4)$$

其中: $f_{DOR}$ 、 $f_{L-DOR}$ 分别为信号射频、中频频率; $\varphi_{DOR}$ 为初相; $\tau_A(t)$ 为航天器与测站间的信号传输时延。

在一定时间内,以  $N$  表示理论时延曲线的多项式阶数,应用中多项式阶数一般取 5 可满足绝大多数轨道特性,则  $\tau_A(t)$  以及时延率  $\dot{\tau}_A(t)$  可表示为

$$\begin{cases} \tau_A(t) = \tau_{AN}t^N + \tau_{AN-1}t^{N-1} + \dots + \tau_{A1}t + \tau_{A0} \\ \dot{\tau}_A(t) = N\tau_{AN}t^{N-1} + (N-1)\tau_{AN-1}t^{N-2} + \dots + \tau_{A1} \end{cases} \quad (5)$$

时延率的估计值  $\dot{\tau}_{A\_est}(t)$  可通过估计接收信号中的多普勒频率  $f_{d\_est}(t)$  获取。

$$\dot{\tau}_{A\_est}(t) = \frac{f_{d\_est}(t)}{f_{DOR}} \quad (6)$$

则最终时延估计值为

$$\tau_{A\_est}(t) = \int \dot{\tau}_{A\_est}(t) dt \quad (7)$$

算法设计实现过程中需注意以下几个细节问题:

1)为提升模型重构精度,通常采用迭代思想,逐级修正重构模型误差<sup>[19]</sup>;

2)考虑到航天器机动可能引起运动轨迹不规则性,重构模型多项式采用分段函数的形式,自适应分段原则是子段多项式拟合残差小于积分时间倒数一

个量级；

3)模型分段函数各子段函数连接处数值连续,与实际运动轨迹特性一致;

4)式(7)中积分常量的确定在下一节解模糊算法论述中予以讨论。

### 2.2 干涉相位解模糊算法

群时延观测量计算公式为

$$\tau = \frac{\Delta\varphi}{2\pi\Delta f} = \frac{\varphi_1 - \varphi_2}{2\pi\Delta f} \quad (8)$$

通过三角函数数值计算得到的干涉相位  $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$  分布在  $[-\pi, \pi)$  区间,导致群时延观测量包含整周干涉相位模糊,实际处理中通常要求先验引导模型精度优于最小频率综合带宽的倒数。而软着陆过程中航天器机动不确定性导致轨道预报精度恶化,上述先验引导模型精度的稳定性变差,需要研究可靠性更强的算法。

如上节所述,采用分段函数形式进行自适应模型重构,函数具备连续性,因此在航天器进入动力下降段前即进行自适应模型重构计算同一时刻观测量,由于动力下降前的弧段动力学特性较稳定,轨道预报精度能够满足解模糊需求(“CE-3 号”最小综合带宽 3.85 MHz,对应解模糊精度需求 260 ns);由此可依次重构出各子段模型函数中对应式(7)的积分常量。

## 3 试验结果

在“CE-3 号”整个软着陆过程中,中国深空网 JMS、KSH 测站对下行 DOR 侧音信号进行了采集记录,干涉测量系统采集记录参数如表 1 所示。

处理数据跟踪弧段 20 分钟,对应北京时间 2013 年 12 月 14 日 20 时 55 分 00 秒至 21 时 15 分

00 秒,模型重构获取的测站主载波通道多普勒量值如图 2 所示,其中积分时间设置为 0.005 s。

表 1 干涉测量系统采集参数

Table 1 System parameter		
参数	量值	单位
采样率	500	kHz
量化位数	8	Bit
记录格式	VSR	
参考射电源	可变	

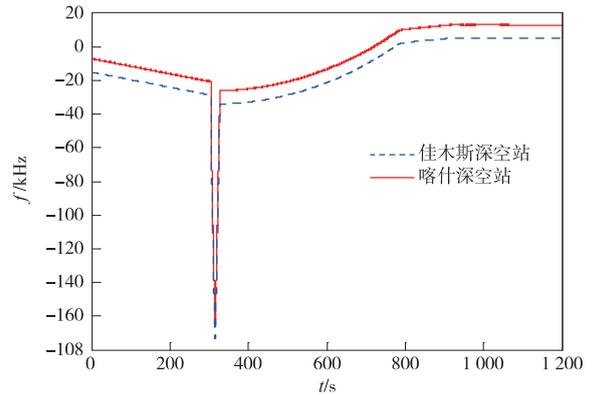


图 2 模型重构算法多普勒估计结果  
Fig. 2 Doppler value by the algorithm

依据多普勒估计结果,整个测控弧段模型重构函数划分为 10 个子段函数,划分原则是多项式拟合残差优于 20 Hz(对应于 0.005 s 积分时间的相位方差优于  $2\pi$  一个量级)。通过提取 DOR 侧音干涉相位,并进行带宽综合处理,逐级解相位模糊,得到相关计算观测量。

相关处理计算得到的观测量含有多类误差,深空网应用测站配置的 GPS 共视接收机、气象仪以及水气微波辐射计、结合射电源标校进行钟差、传播介

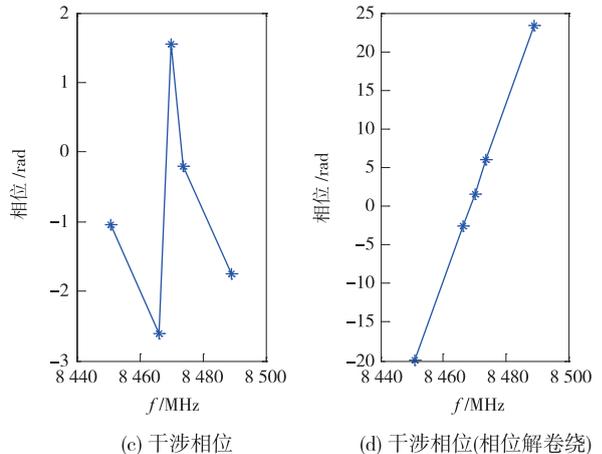
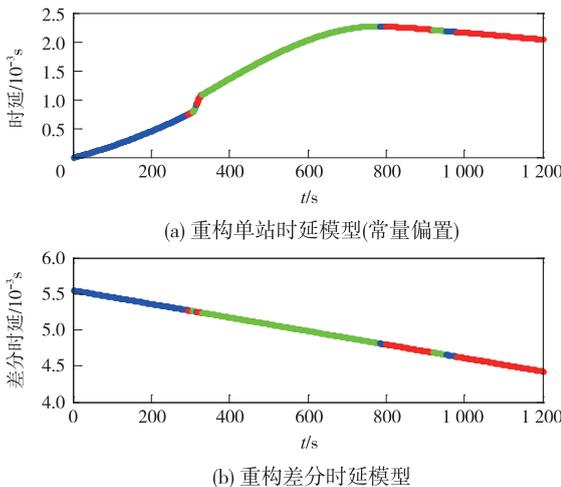
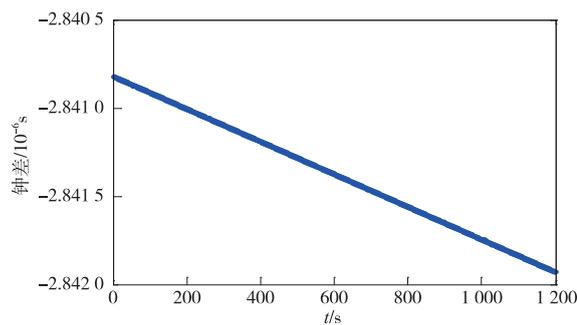
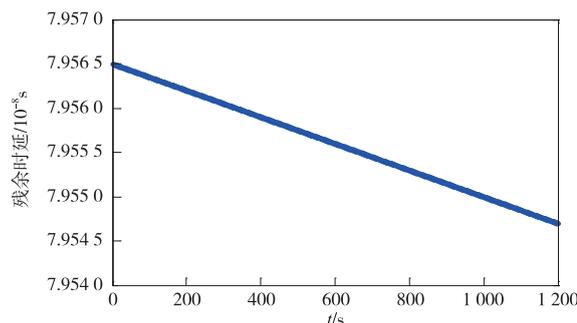


图 3 计算过程  
Fig. 3 Processing results

质、链路时延的修正。误差修正量及观测量结果如

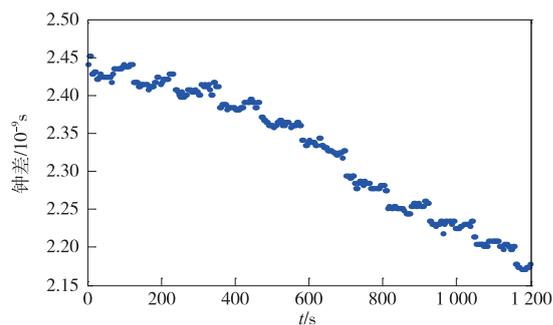


(a) 测站钟差误差修正量

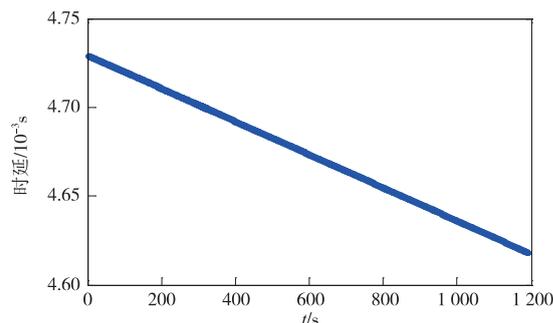


(c) 射电源标校系统时延残差量

图 4 所示。



(b) 传播介质时延修正量



(d) 时延观测量

图 4 精度分析

Fig. 4 Accuracy analysis

数值统计分析表明,深空网干涉测量系统测量精度在 0.32 ns 量级,结合 4 350 km 的物理基线长度,其对应的角位置测量精度在 30 nrad 量级,其中时延观测量对应积分时间 0.05 s。

## 4 总 结

深空网干涉测量技术在“CE-3号”任务中得到首次成功应用,本文在算法研究基础上,应用实测数据验证了面向软着陆过程的深空网干涉测量技术,实现了亚 ns 量级的测量精度,进一步拓展了中国深空网干涉测量的功能。

后续研究工作一方面将围绕数据的实时处理展开,如开展 DOR 侧音软锁相技术实时提取信号相位<sup>[20]</sup>,以适应软着陆过程的实时引导需求;另一方面由于深空网只具备单基线观测数据,尚需进一步结合 CVN 网数据进行多基线联合处理,以支持探测器软着陆过程的精密弹道确定。

## 参 考 文 献

- [1] 嫦娥三号下降过程[EB/OL]. [2014-11-28]. <http://news.163.com/13/1215/03/9G3T20FJ00014AED.html>,  
 [2] 王保丰,周建亮,唐歌实,等.嫦娥三号巡视器视觉定位方法[J].中国科学 信息科学,2014,44(4):452-460. [Wang B F,

- Zhou J L, Tang G S, et al. Research on visual localization method of lunar rover[J]. Scientia Sinica Informationis, 2014,44(4):452-460.]  
 [3] Han S T, Tang G S, Chen L, et al. VLBI software correlator in Interferometric Center of China DSN[R]. the 8th IVS General Meeting, 2014.  
 [4] 唐歌实,韩松涛,陈略,等.深空网干涉测量技术在嫦娥3号任务中应用分析[J].深空探测学报,2014,1(2):146-149. [Tang G S, Han S T, Chen L, et al. Analysis on interferometric tracking technology by China Deep Space Network in the Chang'e-3 mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014,1(2):146-149.]  
 [5] Zheng W M. Realtime & high accuracy VLBI in CE-3 mission[R]. the 8th IVS General Meeting, 2014.  
 [6] 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, 2007.  
 [7] 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.]  
 [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] James N, Abello R, Lanucara M, et al. Implementation of an ESA delta-DOR capability [J]. *Acta Astronautica*, 2009(64):1041-1049.
- [10] 吴伟仁,王广利,节德刚,等.基于  $\Delta$ 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  $\Delta$ DOR signals[J]. *Science China*, 2013, 43(2): 185-196.]
- [11] 钱之瀚, 邬林达. 甚长基线射电干涉测量[M]. 北京: 测绘出版社, 1983. [Qian Z H, Wu L D. *Very long baseline interferometry* [M]. Beijing: Surveying and Mapping Press, 1983.]
- [12] Thompson A R. *Interferometry and synthesis in radio astronomy*[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc. 1986.
- [13] 陈略, 唐歌实, 等. 一种连线干涉测量信号处理方法及实验验证[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第七届学术年会. 哈尔滨: 深空探测技术委员会, 2010. [Chen L, Tang G S. Demonstration and signal processing algorithm of CEI[C] // the 7th Academic General Meeting of Deep Space Exploration Committee, Chinese Society of Astronautics. Harbin: Deep Space Exploration Committee, 2010.]
- [14] 杨艳. 应用于卫星跟踪的 VLBI 软件相关处理关键技术的研究[D]. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006. [Yang Y. *Technologies of VLBI software correlation in satellite tracking* [D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory. CAS, 2006.]
- [15] Deller A T, Tingay S J, Bailes M, et al. DiFX: a software correlator for very long baseline interferometry using multiprocessor computing environments[J]. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, 2007, 119(853): 318-336.
- [16] 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. [Tang G S. *Radiometric measuring techniques for deep space navigation* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012.]
- [17] 舒逢春, 平劲松, 郑为民, 等. 深空探测器 DOR 信号的本地相关处理模型[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第七届学术年会. 哈尔滨: 深空探测技术委员会, 2010. [Shu F C, Ping J S, Zheng W M, et al. Local correlation model of DOR tones for deep spacecraft [C]. the 7th Academic General Meeting of Deep Space Exploration Committee, Chinese Society of Astronautics. Harbin: Deep Space Exploration Committee, 2010.]
- [18] Ruggier C J, Martin T J. *Delta differential one-way ranging* [R]. *DSMS Telecommunications Link Design Handbook*. 2004.
- [19] 韩松涛, 唐歌实, 陈略, 等. DOR 测量处理算法与实验验证[J]. *航天器工程*, 2014, 23(2): 119-123. [Han S T, Tang G S, Chen L, et al. Algorithm and demonstration of DOR tracking model reconstruction[J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(2): 119-123.]
- [20] 孟令鹏, 郑为民. 采用软件锁相技术提取深空探测器高精度多普勒频率[J]. *中国科学院上海天文台年刊*, 2012(33): 83-91. [Meng L P, Zheng W M. The software phase lock loop technology to extract deep space probe high-precision doppler frequency [J]. *Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica*, 2012(33): 83-91.]

作者简介:

韩松涛(1982—),男,工程师,研究方向:深空探测无线电测量技术、干涉合成孔径雷达技术。  
E-mail:jstodoit\_doing@126.com

## Application of Interferometric Tracking by China DSN in CE-3 Soft Landing

HAN Songtao<sup>1,2,3</sup>, TANG Geshi<sup>1,2</sup>, CAO Jianfeng<sup>1,2</sup>,  
CHEN Lue<sup>1,2</sup>, REN Tianpeng<sup>1,2</sup>, WANG Mei<sup>1,2</sup>

(1. Key Laboratory on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094, China; 2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China; 3. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China)

**Abstract:** This paper discussed the possibility of application of Interferometric tracking to track CE-3 during Soft Landing by China Deep Space Network. Algorithm of adaptive model reconstruction and interferometric phase unwrapping are discussed in details, which can avoid accuracy of predict orbit deteriorate caused by spacecraft maneuver and can keep interferometric phase continuous. Based on data analysis in project, the accuracy of the interferometric tracking is in the order of 0.3ns, which corresponds to 30nrad angular accuracy.

**Key words:** interferometric tracking; deep space network; soft landing; CE-3

[责任编辑:宋宏]