

嫦娥三号落月段中欧联合测量弱信号相位估计

郝万宏^{1,2} 陆明泉¹

1 清华大学电子工程系,北京,100084
2 北京跟踪与通信技术研究所,北京,100094

摘 要:干涉测量技术对于直接获取月球和深空探测器空间方位,开展科学研究具有非常重要的意义。提出了一种利用高品质因数天线获取的探测器高动态飞行段估计信息,对远距离地较低接收品质因数天线接收的弱信号进行补偿,进而实现弱信号窄带跟踪的方法。利用嫦娥三号动力落月段中欧联合干涉测量获取的原始数据进行了验证,结果表明,基于该方法补偿后的弱信号只需采用噪声带宽 5 Hz 的数字锁相环即可实现精确相位跟踪,对新诺舍站 DOR(differential one-way ranging)音信号的相位估计标准差低至 3.4°。该方法可应用于中国未来月球和深空探测,以及机构间干涉测量交互支持。

关键词:月球探测;动力飞行;弱信号;多普勒补偿;窄带跟踪
中图分类号:P228.5 **文献标志码:**A

中国于 2013 年底成功实施了嫦娥三号月球探测任务。由着陆器和巡视器共同组成的嫦娥三号探测器于北京时间 2013 年 12 月 14 日 21 时开展了月面动力飞行下降,并成功在虹湾区域软着陆^[1],随后释放巡视器开展了月面巡视漫游和就位探测,成为中国月球和深空探测历程上又一个重要里程碑。

在嫦娥三号任务中,中国首次利用新建的佳木斯 66 m 深空站和喀什 35 m 深空站开展了干涉测量试验应用,特别是在嫦娥三号探测器动力落月飞行段期间和落月前后,与欧洲空间局位于澳大利亚西海岸的新诺舍 35 m 深空站共同开展了干涉测量机构间交互支持验证试验,获取了有效的干涉测量信号原始电平数据。

起源于天体测量和天体物理领域的甚长基线干涉测量(very long baseline interferometry, VLBI)技术,通过在两个(或更多)测站精确测量来自同一河外射电源的信号波前到达两个测站的时间延迟,可以获得射电源角位置的精确测量^[2]。由于具有超高精度的空间目标方位测量能力,VLBI 技术于 20 世纪 70 年代开始应用于深空探测航天器导航^[3],并逐渐演化成为由国际空间数

据咨询委员会制订相关技术标准^[4-5]的双差分单向测距技术(delta differential one-way ranging, Delta-DOR),被各大航天机构作为深空探测地基无线电导航不可或缺的技术手段,并在历次深空探测任务中发挥了重要作用^[6]。

基于干涉测量的技术特点,利用相距数千甚至上万千米且对航天器共视的各类天线开展联合测量,可显著提高对航天器的空间方位测量能力。美国深空网和欧空局深空站曾多次开展机构间天线联合测量以获取高质量的测量数据^[7]。另一方面,由于深空探测中航天器距离地球遥远,通常需要大口径天线接收以保证干涉测量相关处理中对信号差分相位的估计精度,而小口径天线则由于接收能力较弱通常会导致相位估计精度恶化。本文提出了一种在航天器干涉测量相关处理中,基于月球和深空航天器到达地面各测站信号动态的相关性,通过利用大口径天线获取的航天器运动状态估计信息,实现对小口径天线接收弱信号的动态补偿,以提高小口径天线接收弱信号的相位估计质量,并利用嫦娥三号动力落月飞行段中欧联合干涉测量佳木斯 66 m 和新诺舍 35 m 天线接收的实测数据进行了验证。

1 基本数学模型

1.1 航天器干涉测量基本模型

航天器干涉测量从原理上讲是一种 TDOA (time difference of arrival) 体制的测向技术,如图 1 所示^[8]。表示为:

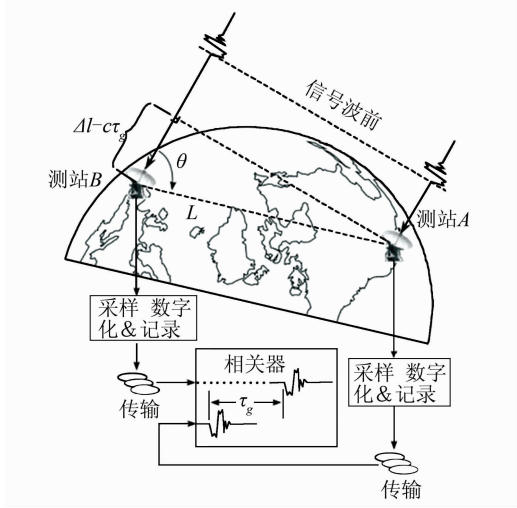


图 1 干涉测量基本原理示意图
Fig. 1 Diagram of VLBI Tracking

$$c \cdot \tau_g = L \cos \theta$$
(1)

式中, τ_g 为航天器信号到达两个测站的时延; L 为基线长度; θ 为航天器信号的波达方向与两测站形成空间基线间的几何夹角; c 为光速。

由此可见,航天器信号时延的测量误差所引起的航天器空间方位的估计误差为:

$$d\theta = -\frac{c \cdot d\tau_g}{L \sin \theta}$$
(2)

可见,基线长度越长,单位时延误差所引起的空间方位误差越小。

在进行航天器干涉测量时,通常航天器发射调制有多个正弦信号的载波,形成如图 2 所示的航天器干涉测量信号频谱结构。其中载波信号 ω_c 主要用于信号捕获和同步,内侧音 $\omega_c - \omega_1$ 、 $\omega_c + \omega_1$ 主要用于时延的整周模糊计算,外侧音 $\omega_c - \omega_2$ 、 $\omega_c + \omega_2$ 主要用于决定时延的测量精度。在估计得出各信号分量到达两个测站差分相位之后,即可获得对时延 τ_g 的估计:

$$\tau_g = \frac{\phi(\omega_c + \omega_2) - \phi(\omega_c - \omega_2)}{2\omega_2}$$
(3)

式中, $\phi(\omega_c + \omega_2)$ 为信号分量 $\omega_c + \omega_2$ 到达两个测站的差分相位; $\phi(\omega_c - \omega_2)$ 为信号分量 $\omega_c - \omega_2$ 到达两个测站的差分相位。

因此,为获取时延,需要首先得出测站收到航

天器信号时刻航天器各信号分量的相位估计值。

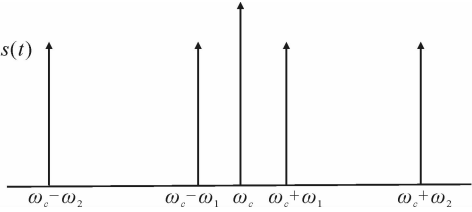


图 2 航天器干涉测量频谱结构
Fig. 2 Spectrum Structure of Spacecraft VLBI

1.2 航天器接收信号模型

航天器载波信号到达两个测站 A、B 并完成下变频之后的接收信号模型分别为:

$$s_A^{\omega_c}(t) = S_A^{\omega_c} \exp \left[j \left(\omega_c t - \omega_{LO_A} t - \frac{\omega_c}{c} p_A(t) + \phi_A \right) \right]$$
(4)

$$s_B^{\omega_c}(t) = S_B^{\omega_c} \exp \left[j \left(\omega_c t - \omega_{LO_B} t - \frac{\omega_c}{c} p_B(t) + \phi_B \right) \right]$$
(5)

式中, $s_A^{\omega_c}$ 、 $s_B^{\omega_c}$ 分别为 A、B 站接收信号的载波信号幅度; ω_{LO_A} 、 ω_{LO_B} 分别为 A、B 站的本振频率; $p_A(t)$ 、 $p_B(t)$ 分别为航天器与 A、B 站之间的信号传输距离; ϕ_A 、 ϕ_B 分别为 A、B 站的本振相位。

同理,以 $\omega_{DOR} = \omega_c + \omega_2$ 为例,航天器侧音信号到达两个测站 A、B 并完成下变频之后的接收信号模型分别为:

$$s_A^{\omega_{DOR}}(t) = S_A^{\omega_{DOR}} \exp \left[j \left(\omega_{DOR} t - \omega_{LO_A} t - \frac{\omega_{DOR}}{c} p_A(t) + \phi_A \right) \right]$$
(6)

$$s_B^{\omega_{DOR}}(t) = S_B^{\omega_{DOR}} \exp \left[j \left(\omega_{DOR} t - \omega_{LO_B} t - \frac{\omega_{DOR}}{c} p_B(t) + \phi_B \right) \right]$$
(7)

式中, $S_A^{\omega_{DOR}}$ 、 $S_B^{\omega_{DOR}}$ 分别为 A、B 站接收信号的侧音信号幅度,其余符号含义同前。

1.3 航天器信号相位估计策略

航天器信号相位估计的目的是获取航天器各信号分量到达两个测站的差分相位,进而通过带宽综合技术得出航天器信号到达两个测站的时延。差分相位即可按照传统天文 VLBI 处理中通过先验时延补偿再进行互相关处理求取,也可根据航天器发射信号为正弦波这一特性,根据统计信号处理中的自适应最优估计理论进行单独相位估计再进行站间差分处理得出。考虑到嫦娥三号落月段动力飞行过程力学模型复杂,很难建立准确的先验时延模型,并按照天文 VLBI 处理的流程进行信号相关处理,因此采用数字锁相环对信号进行相位跟踪和估计是可行的策略,考虑到嫦

娥三号落月段高动态飞行特性,则锁相环阶数为 3 阶。

数字锁相环的有关内容见文献[9-10]。决定环路跟踪特性和噪声性能的重要参数是环路单边噪声带宽 B_L 。当数字锁相环稳定锁定信号并进行连续跟踪后,环路相位跟踪误差可按式计算^[9]:

$$\sigma_{\phi}^2 = \frac{N_0 B_L}{P_C}$$

(8)

式中, σ_{ϕ}^2 为相位跟踪误差的方差; N_0 为测站接收机的热噪声功率谱密度; P_C 为测站接收信号的功率。当热噪声引起的相位跟踪误差达到一定程度时,会导致环路失锁。因此通常将 B_L 尽可能地取小,以克服热噪声误差。

对于 n 阶环路,其稳态跟踪时由输入信号带来的相位误差按下式计算^[10]:

$$\theta_e = \frac{d^n R / dt^n}{\omega_0^n}$$

(9)

式中, $d^n R / dt^n$ 为引起信号频率 n 阶动态的 n 阶加速度; ω_0 是环路的特征频率,与单边噪声带宽 B_L 成正比。当输入信号存在 2 阶相位变化时,3 阶环路可以实现对信号动态无误差的自适应跟踪。但是当信号存在目标加速度引起的 3 阶动态应力时,则 3 阶环路会存在固有的偏差,当偏差达到一定程度时,导致环路失锁。因此通常将 B_L 尽可能取大,以克服加速度及高阶动态应力误差。

深空通信是典型的功率受限系统,为节省能量,通常载波信号被分配有较大的发射功率,而各 DOR 侧音的功率相较载波功率要低十余分贝。对于同一测站而言,实现载波信号捕获同步即可实现对本站接收信号动态的近无偏估计,因此通常对载波跟踪采用较大的环路单边噪声带宽。利用载波估计所获取的目标动态信息后,对各 DOR 音进行动态补偿,即可采用很窄的环路单边噪声带宽,以适应 DOR 音的弱信号特性。

2 远距离站间信号动态补偿

为尽可能提高对航天器信号的接收质量,获取高质量的相位估计结果,通常采用具有较大增益的天线接收信号。对于抛物面天线而言,接收增益与天线口径的平方成正比,以中国深空网大天线为例,65 m 天线理论上比 35 m 天线接收增益高近 6 dB。即对同一个航天器发出的信号,采用数字锁相环跟踪 65 m 天线接收的载波可采用的环路带宽是跟踪 35 m 天线接收载波跟踪环路

的 4 倍,两个环路所对应的热噪声误差相同。而 65 m 天线接收信号跟踪环路由于具有更大的带宽,可以跟踪具有更高动态的信号。若干涉测量均采用大口径天线进行信号接收,以便实现信号高动态的跟踪,但由于天线造价与天线口径的立方成正比,因此代价很高。为此,下面根据月球和深空航天器站心径向距离的近似模型,分析干涉测量异地远距离测站接收信号动态的相关性,并提出异地远距离站间接收信号动态补偿方法。

Thornton 等^[11]指出,月球和深空航天器到测站站心的径向距离 ρ 可一阶近似为如下模型:

$$\rho \approx r - [r_s \cos \delta \cos(\varphi - \alpha) + z_s \sin \delta]$$

(10)

式中, r 为航天器到地心的距离; α, δ 分别为航天器的赤经、赤纬; $[r_s, z_s, \varphi]$ 为测站在地心系下的柱坐标。具体如图 3 所示。

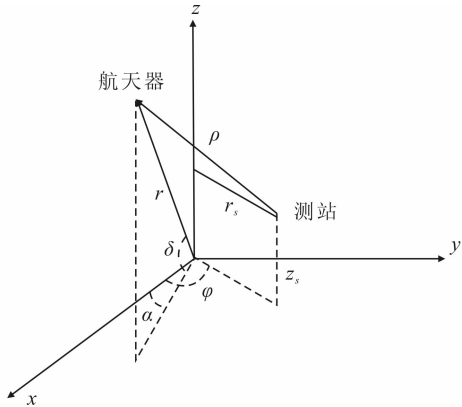


图 3 航天器径向距离模型
Fig. 3 Spacecraft Topocentric Range Model

对式(10)求导,可得航天器到测站站心距离变化率 $\dot{\rho}$ 的近似表达式:

$$\dot{\rho} \approx \dot{r} - z_s \dot{\delta} \cos \delta + r_s \dot{\delta} \sin \delta \cos(\varphi - \alpha) \cdot$$

$$r_s (\dot{\varphi} - \dot{\alpha}) \cos \delta \sin(\varphi - \alpha)$$

(11)

可见, $\dot{\rho}$ 是两部分运动复合叠加而成,一部分是由航天器相对地心的径向距离变化率引起,一部分则是由航天器角运动与地球自转叠加引起。

在诸如航天器落月段等高动态飞行段,航天器相对地心的距离变化率 \dot{r} 变化十分剧烈,而由于月球和深空航天器距离地球十分遥远,短时间空间方位的剧烈变化所引起的航天器相对地心的赤经、赤纬变化很小,因此,对于异地远距离干涉测量的测站而言,两站接收信号中大部分动态 \dot{r} 是相同的,不同的部分是由两测站地心坐标不同所对应的角复合运动。

下面以嫦娥三号动力落月段标称落月轨迹为例,分析中欧联合干涉测量期间佳木斯 66 m 天线和新诺舍 35 m 天线接收信号的动态特性。

嫦娥三号动力落月段期间,探测器到佳木斯站和新诺舍站的站心径向距离变化率如图 4(a)所示。可见,两条径向距离变化率曲线具有高度的相似性,这主要是由探测器在短时间内地心径向距离变化率的剧烈变化引起。

为验证式(11)的有效性,按照嫦娥三号落月标称轨迹得出的赤经、赤纬及其变化率,以及佳木斯、新诺舍两个站的地心柱坐标计算角复合运动对应的动态,并分别对佳木斯、新诺舍的站心距离变化率进行补偿,可分别得出由佳木斯、新诺舍的站心距离变化率计算得出的地心距离变化率,如图 4(b)所示。

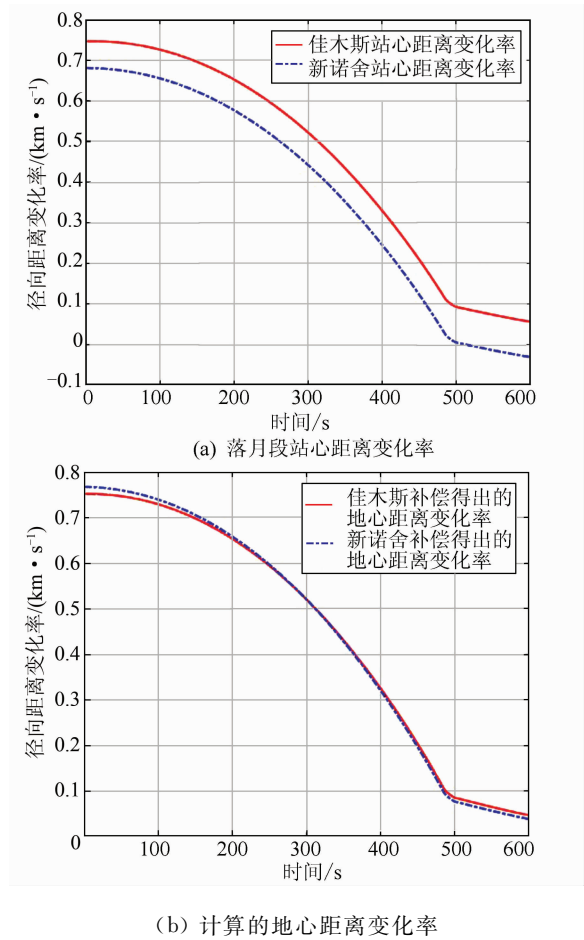


图 4 嫦娥三号动力落月段距离变化率
Fig. 4 The Range-Rate of Chang'E-3 Power Descending

由图 4(b)可见,计算得出的两条地心距离变化率曲线基本一致,由于式(11)是站心距离变化率的近似模型,因此两条地心距离变化率曲线仍存在微小偏差,同时也说明了式(11)对站心距离变化率近似的有效性。

图 5 为佳木斯站和新诺舍站的站心径向距离变化率之差。可以看出,差分后几乎抵消了地心距离变化率带来的动态,残余动态主要由测站地理位置差异所引起的复合角运动差异。但差分径

向距离变化率曲线相较单站径向距离变化率曲线,变化范围减小了约 2 个数量级。

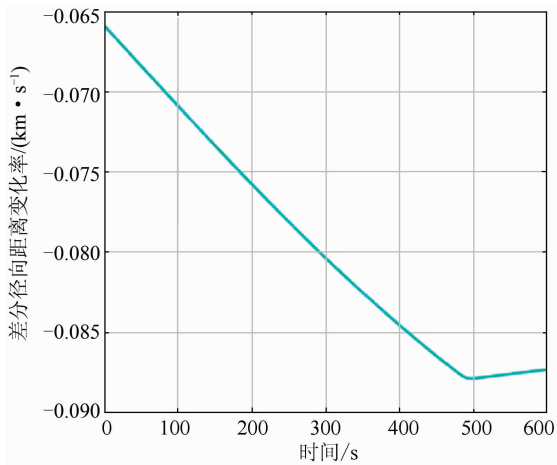


图 5 嫦娥三号动力落月段差分站心距离变化率
Fig. 5 Differential Topocentric Range-Rate of Chang'E-3 Power Descending

通过上述分析可见,由于佳木斯站天线品质因数更大,可以采用较宽噪声带宽的数字锁相跟踪信号,获取对目标运动状态信息的估计。然后利用该运动状态信息对新诺舍站的信号动态进行补偿,补偿后的信号仅包括测站地理位置差异所引起的复合角运动差异,可采用更窄噪声带宽的数字锁相跟踪信号估计信号相位。这就是异地远距离大天线接收信息辅助小天线信号跟踪实现高精度估计的原理。

3 中欧联测实测数据处理

北京时间 2013 年 12 月 14 日 21 时,佳木斯站和新诺舍站共同开展了嫦娥三号动力落月段中欧联合干涉测量试验。

佳木斯站以 500 kHz 的复采样速率分别记录了嫦娥三号发出的载波信号、±3.8 MHz DOR 侧音信号和±19.2 MHz DOR 侧音信号。新诺舍站以 200 kHz 复采样速率分别记录了嫦娥三号发出的载波和±3.8 MHz DOR 侧音信号。两站接收载波信号的频谱如图 6 所示。

对佳木斯站接收的载波信号进行跟踪,由于信号具有较高的高阶动态,选取噪声带宽为 50 Hz,可实现对载波信号的锁定和稳定跟踪。鉴相误差如图 7(a)所示,统计结果表明载波信号的相位跟踪误差标准差约为 4.3°。图 7(b)是基于佳木斯站载波原始数据获取的对于载波多普勒频率的估计曲线。

基于佳木斯站载波估计获得的目标多普勒动

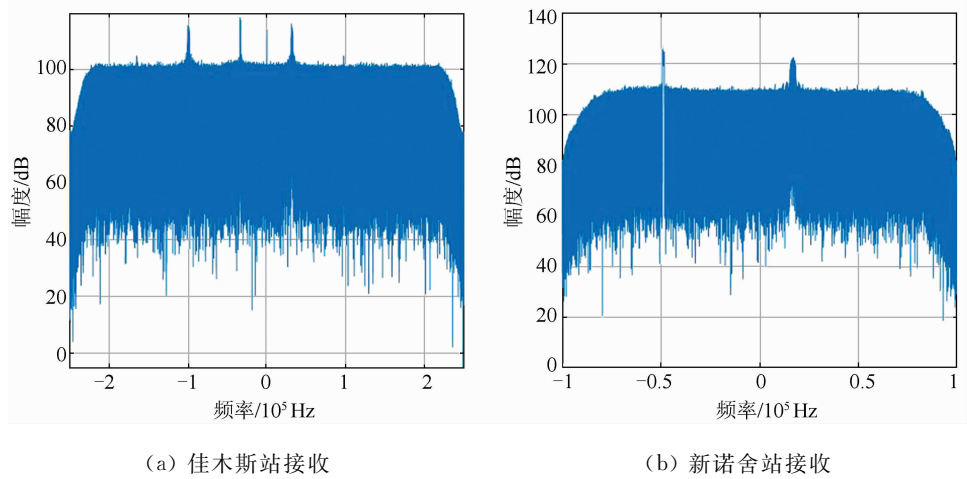


图 6 嫦娥三号动力落月段载波接收频谱(1 min 数据)

Fig. 6 Carrier Spectrum of Chang'E-3 Power Descending (One Minute Data)

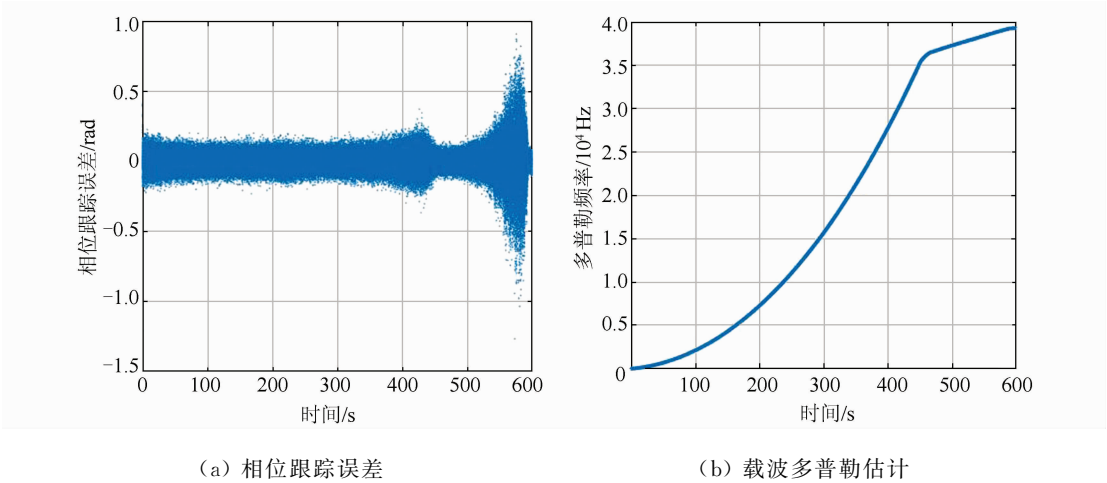


图 7 嫦娥三号动力落月段佳木斯站载波相位跟踪结果(10 min 数据)

Fig. 7 Carrier Tracking Results of Chang'E-3 Power Descending in Jiamusi Station(Ten Minutes Data)

态信息,对新诺舍站记录的载波原始电平数据进行补偿。采用噪声带宽为 5 Hz 的数字锁相环对补偿后的载波电平数据进行相位估计。鉴相误差

如图 8(a)所示,锁相环输出的多普勒频率如图 8 (b)所示,统计结果表明新诺舍站载波信号的相位跟踪误差标准差约为 1.9° 。

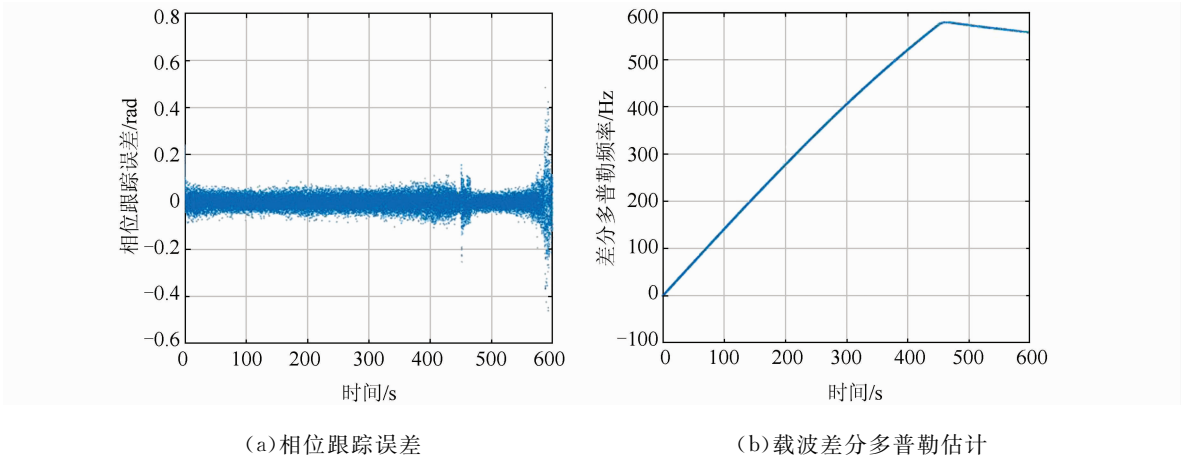


图 8 嫦娥三号动力落月段新诺舍站载波相位跟踪误差(10 min 数据)

Fig. 8 Carrier Tracking Errors of Chang'E-3 Power Descending in New Norcia Station(Ten Minutes Data)

为进一步验证对弱信号补偿动态实现精确相位估计的能力,基于佳木斯站载波估计获得的目标多普勒动态信息,对新诺舍站记录的+3.8 MHz DOR 音原始电平数据进行补偿。采用噪声带宽为 5 Hz 的数字锁相环对补偿后的信号电平数据进行相位估计。DOR 音原始频谱如图 9(a)所示。

图 9(b)中上图为多普勒补偿前采用 50 Hz

带宽锁相环对 DOR 音信号进行跟踪时的鉴相误差,统计结果表明,其相位跟踪误差标准差约为 10.6° ;图 9(b)中下图为多普勒补偿后信号跟踪的鉴相误差,统计结果表明,DOR 音相位跟踪误差标准差约为 3.4° 。锁相环输出的多普勒频率与图 8(b)相似。

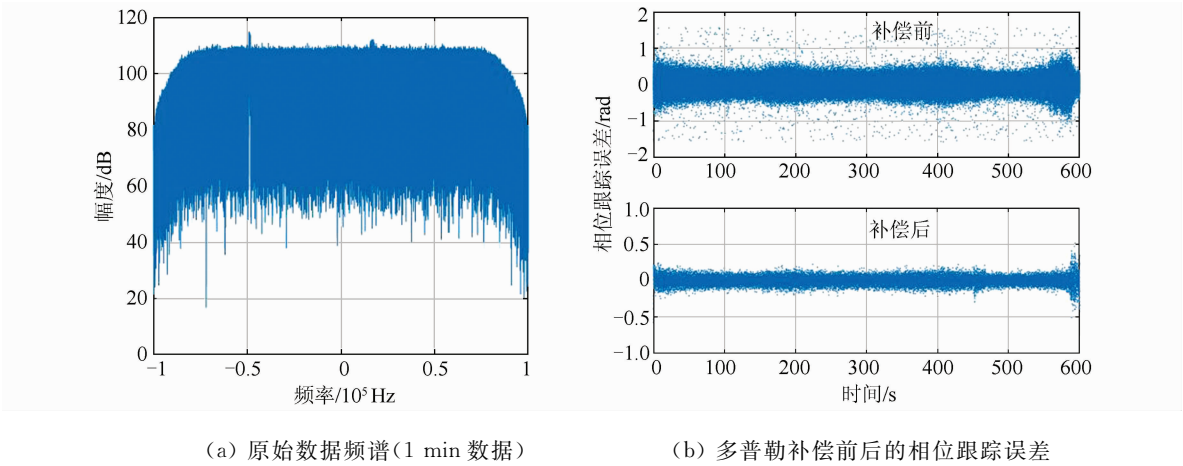


图 9 嫦娥三号动力落月段新诺舍站+3.8 MHz DOR 音处理结果

Fig. 9 +3.8 MHz DOR Tone Processing Results of Chang'E-3 Power Descending Received in New Norcia Station

由上述计算结果可见,在实现佳木斯站载波多普勒估计及其对新诺舍站载波、+3.8 MHz DOR 音信号的补偿以后,新诺舍站接收信号仅利用窄至 5 Hz 的噪声带宽即可完全适应补偿后信号的残余动态。虽然新诺舍站天线增益不及佳木斯站大天线的接收增益,但低噪声带宽极大地提高了对新诺舍站接收信号的相位跟踪精度。特别是对于新诺舍站接收的+3.8 MHz DOR 音,其信噪谱密度比相对载波信号低约 12 dB,但采用补偿和窄带跟踪联合的方式,显著提高了对 DOR 音信号相位的估计精度。根据式(3)可知,提高 DOR 音信号的相位估计精度可提高对航天器几何时延的估计精度。

上述结果还表明,开展干涉测量的地面天线不一定全部具有大口径,只要有一面大天线具有足够的接收增益,以便能够采用较高的环路噪声带宽跟踪航天器地心径向运动引起的信号高动态,其余共视小天线则可利用大天线估计的航天器运动信息对本地数据进行多普勒补偿,进而可采用较窄环路噪声带宽跟踪信号残余动态。这种方法可显著降低开展干涉测量地面天线网络的建设成本。

4 结 语

本文提出了一种在航天器干涉测量相关处理

中,基于月球和深空航天器到达地面各测站信号动态的相关性,通过利用大口径天线获取的航天器运动状态估计信息,实现对小口径天线接收弱信号的动态补偿,以提高小口径天线接收弱信号的相位估计质量。利用嫦娥三号动力落月段标称落月轨迹验证了航天器站心距离变化率近似模型的有效性。在嫦娥三号动力落月段中欧联合干涉测量试验中,利用这种方法实现了佳木斯站接收载波估计的航天器动态信息对新诺舍站接收的弱 DOR 音信号的窄带跟踪和高精度相位估计。这种方法可用于未来中国的月球和深空探测任务。

参 考 文 献

[1] Sun Zezhou, Zhang Tingxin, Zhang Hao, et al. The Technical Design and Dchievements of Chang'E-3 Probe[J]. *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 331-343(孙泽洲, 张廷新, 张焄, 等. 嫦娥三号探测器的技术设计与成就[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 331-343)

[2] Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Burkhart P D, et al. Mars Science Laboratory Interplanetary Navigation[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(4):1 014-1 028

[3] Layland, Receiver J W. Design Concepts for VLBI and Differential One-Way Range[R]. DSN PR 42-

- 50, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, US, 1979
- [4] CCSDS 506.1-B-1, Delta-DOR Raw Data Exchange Format[S]. Blue Book, Space Communications and Navigation Office, Space Operation Mission Directorate, NASA Headquart, Washington, D C, US, 2013
- [5] CCSDS 500.1-G-1, Delta-DOR-Technical Characteristics and Performance[S]. Green Book, Space Communications and Navigation Office, Space Operation Mission Directorate, NASA Headquart, Washington, D C, US, 2013
- [6] Curkendall D W, Border J S. Delta-DOR: The One-Nanoradian Navigation Measurement System of the Deep Space Network—History, Architecture, and Compon-entry [R]. The Interplanetary Network Progress Report, Jet Propul-sion Laboratory, Pasadena, California, 2013
- [7] Mercolino M, Ardito A, Barbaglio F, et al. A 1 nrad Delta-DOR System[C]. ESA International Workshop on Tracking, Telemetry and Command Systems for Space Applications, Noordwijk, The Netherlands, 2016
- [8] Border J S. 210B Delta-Differential One Way Ranging[R]. DSMS Telecommunications Link Design Handbook, DSN No. 810-005, 210, Rev. B, JPL D-19379, CL # 17-0718, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, California, US, 2017
- [9] Vilnrotter V, Hamkins J, Ashrafi S. Performance Analysis of Digital Tracking Loops for Telemetry-Based Ranging Applications[C]. IEEE Aerospace Conference, Big SKy, Montana, US, 2014
- [10] Xie Gang. Principles of GPS and Receiver Design [M]. Beijing: Publishing House of Electronic Industry, 2009(谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版社, 2009)
- [11] Thornton C L, Border J S. Radiometric Tracking Techniques for Deep-Space Navigation [OL]. https://descanso.jpl.nasa.gov/monograph/series1/Descanso1_all.

Phase Estimation for Inter-agency Interferometric Tracking in Chang'E-3 Powered Descent Flight

HAO Wanhong^{1,2} LU Mingquan¹

1 Department of Electronic Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China

2 Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China

Abstract: Very long baseline interferometry plays a critical role on the orbit determination of the lunar and deep space probes, as well as the radio science research. Based on a first-order approximation model of the probe's topocentric range-rate, this paper proposes a new narrow band tracking method for the weak signal received by an antenna with relatively small aperture. As long as the Doppler dynamics has been estimated from the signal received by a large antenna with high G/T value, the weak signal, received by the small antenna during the same time duration, could be Doppler compensated. The raw data acquired by Chinese Jiamusi station and European Space Agency's New Norcia station have been processed, and the results demonstrate the effectiveness of this method. Digital phase locked loop with 5 Hz noise bandwidth could be used to track the differential one-way ranging(DOR) tone received by New Norcia, after Doppler compensation by estimation results from Jiamusi carrier tracking, and the root mean square of the tracking phase errors for DOR tone is around 3.4 degree. This method could be used in the radio metric navigation for the future lunar and deep space missions, as well as the inter-agency cross-supports.

Key words: moon exploration; power flight; weak signal; Doppler compensation; narrow band tracking

First author: HAO Wanhong, PhD, specializes in deep space radio-metric tracking and signal processing techniques. E-mail: haowanhong@bittt.cn

Corresponding author: LU Mingquan, PhD, professor. E-mail: lumq@tsinghua.edu.cn

Foundation support: Chinese Lunar Exploration Program.