嫦娥三号多普勒测速数据时标偏差补偿

李海涛¹, 樊敏^{1*}, 黄勇², 程承¹, 李培佳², 张正好³

1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094

2. 中国科学院上海天文台, 上海 200030

3. 太原卫星发射中心, 太原 030031

* 通信作者. E-mail: fanmin@bittt.cn

收稿日期: 2019-12-13; 接受日期: 2020-02-06; 网络出版日期: 2020-10-20

摘要 数据分析表明我国嫦娥三号月球探测器多普勒测速数据存在周期性系统差. 根据多普勒测速模型和轨道信息, 辅助多普勒测速信息含量分析, 推导出周期性系统差产生的原因是测量数据的时标存在偏差, 进而提出了自校准和差分统计校准两种补偿时标偏差的方法. 计算结果表明, 两种方法计算的嫦娥三号多普勒测速数据时标偏差一致. 补偿时标偏差后, 多普勒测速数据残差均方根 (RMS) 从 1.5 cm/s 降低到 0.3 mm/s, 无明显周期性系统差. 以测距和甚长基线干涉 (VLBI) 测量数据联合定轨的结果为基准, 利用时标偏差补偿后的多普勒测速数据联合 VLBI 测量数据进行定轨, 其精度与基准轨道精度一致, 位置偏差仅为 2.5 m; 利用时标偏差补偿后的多普勒测速数据联合测距数据进行定轨, 与基准轨道的位置偏差为 25 m; 单独利用时标偏差补偿后的多普勒测速数据进行定轨, 与基准轨道的位置偏差为 200 m.

关键词 月球探测, 轨道确定, X 频段, 多普勒测速, 时标偏差

1 引言

我国月球探测工程包括“绕、落、回”3个阶段. 其中, 嫦娥一号 (CE-1, 2007 年) 和嫦娥二号 (CE-2, 2010 年) 探测器圆满完成“绕”月探测任务^[1]. 嫦娥三号 (CE-3, 2013 年) 探测器实现了“落”月探测^[2]. 嫦娥五号再入返回飞行试验器 (CE-5T1, 2014 年) 从地月自由返回轨道顺利返回内蒙古四子王旗^[3,4]. 嫦娥四号 (CE-4, 2018 年) 探测器实现了世界上首次月球背面着陆巡视探测, 通过运行在地月 L2 点 Halo 轨道的中继星将科学探测数据传回地球^[5,6]. 后续我国还将发射嫦娥五号 (CE-5) 月球探测器, 完成月面着陆区的现场勘察和取样并将月球样品带回地球, 从而实现探月第 3 步“回”.

在月球与深空探测任务中, 轨道测量与确定是整个任务导航的基础, 可靠性高、测量精度稳定的地基跟踪测量系统是当前国际上主用的测轨手段. 我国已建成用于月球探测器轨道测量的地基测量系

引用格式: 李海涛, 樊敏, 黄勇, 等. 嫦娥三号多普勒测速数据时标偏差补偿. 中国科学: 信息科学, 2020, 50: 1932–1943, doi: 10.1360/SSI-2019-0279
Li H T, Fan M, Huang Y, et al. Compensation for time-tag bias of Doppler measurement from Chang'e-3 probe (in Chinese). Sci Sin Inform, 2020, 50: 1932–1943, doi: 10.1360/SSI-2019-0279

统,主要由喀什、佳木斯和南美 3 个深空站和上海、北京、昆明、乌鲁木齐 4 个甚长基线干涉 (VLBI) 测量台站构成,实现测距、多普勒 (Doppler) 测速和 VLBI 测量^[7]. 该系统测距 (X 频段) 精度可达 1 m, 测速 (X 频段, 积分时间为 1 s) 精度可达 1 mm/s, 干涉测量时延 (X 频段) 精度可达 1 ns; 对嫦娥系列探测器的转移轨道段和环月轨道段的定轨精度分别达到百米和十米量级, 月面定位精度达到 50 m^[8].

在地基测量系统中,多普勒测速是一种常用的传统测量手段,测量的是航天器相对地面测站的视向距离变化率. 多普勒测速易于实现,精度高且不包含系统差,为月球和深空探测任务尤其是环绕大天体的轨道段定轨提供重要的数据支持. 同时,高精度的多普勒测速数据也可用于开展深空探测无线电科学研究,例如,反演中心天体重力场、开展无线电掩星观测、验证广义相对论效应等^[9~11]. 因此,多普勒测速在深空导航中有不可替代的作用.

支持 CE-3 探测器跟踪测量的深空站是佳木斯 (66 m) 和喀什 (35 m) 深空站,首次采用 X 频段测量体制,获取了 X 频段测距和多普勒测速数据. 利用全部有效测量数据对 CE-3 探测器环月轨道定轨后发现,多普勒测速数据残差中存在明显的周期性变化项,变化范围达到 2 cm/s. 本文针对该问题进行了详细分析,梳理了定轨后实测数据残差情况,通过分析数据残差,利用多普勒测速信息含量公式,推导出残差中周期项的产生与数据时标偏差相关. 计算分析表明,对于月球探测器地月转移轨道段,由于探测器相对地面深空站的视向距离变化率的变化量级为 $10^{-2} \sim 10^{-3} \text{ m/s}^2$, 相对当前的多普勒测速精度,较小的时标偏差 (如 10 ms) 引起的周期性误差淹没在残差中,无法识别;而在环月轨道段,探测器相对地面深空站的视向距离变化率的变化量级可达 1 m/s^2 , 必须要采取有效的方法进行时标偏差补偿. 为此,本文提出了两种时标偏差确定方法并利用 CE-3 探测器环月轨道实测数据进行验证,结果表明,两种方法均能有效地补偿多普勒测速数据的时标偏差,提升了多普勒测速数据在定轨中的应用效果.

2 多普勒测速数据系统差检测

CE-3 探测器于 2013 年 12 月 2 日凌晨发射,直接进入地月转移轨道,飞行约 112 h,经历 2 次中途修正,在近月点约 100 km 处实施近月制动,进入 $100 \text{ km} \times 100 \text{ km}$ 环月轨道,飞行约 4 天后,经过降轨变轨进入 $100 \text{ km} \times 15 \text{ km}$ 环月轨道,继续飞行约 4 天后,于 2013 年 12 月 14 日 21:11 (北京时间) 在近月点约 15 km 高度处,开始实施动力下降并成功软着陆于月球正面虹湾以东地区,之后释放“玉兔”月球车,对月球表面进行科学探测^[12]. CE-3 探测器的轨道测量数据除深空站的 X 频段测距和多普勒测速外,还包括 4 个 VLBI 台站获取的时延和时延率数据. 由于采用了差分单向测距 (ΔDOR) 技术,所以,VLBI 时延和时延率的测量精度得到极大的提高,时延精度优于 1 ns,时延率精度优于 1 ps/s^[13].

其中,深空站对月球探测器的多普勒测速主用双向模式,由深空站发射上行信号,探测器应答机接收上行信号并根据相干转发比完成下行载波的相干转发,深空站接收下行信号并测量多普勒频率. 由于上行信号和下行信号均依据深空站高稳定的频率源产生,所以,双向模式可以得到高精度的多普勒频率测量值,由此可以计算探测器相对于深空站的视向距离变化率^[14],即多普勒测速,测量模型为^[15,16]:

$$\begin{aligned}\dot{\rho} &= \left(1 - \frac{1}{M} \frac{f_R}{f_S}\right) \cdot c = \frac{c}{\Delta T} [(UTC_3 - UTC_1)_e - (UTC_3 - UTC_1)_s] \\ &= \frac{c}{\Delta T} [(TDB_3 - TDB_1)_e - (TDB_3 - TDB_1)_s] + \frac{c}{\Delta T} [(TDB_1 - UTC_1)_e - (TDB_1 - UTC_1)_s]\end{aligned}$$

表 1 实测数据情况
Table 1 Specific description of the measurement data

Type of measurement	Station/baseline	Tracking arc
Range/range rate	Jiamusi	2013-12-09 04:17~2013-12-09 05:17
		2013-12-09 06:00~2013-12-09 07:15
		2013-12-09 07:59~2013-12-09 09:12
		2013-12-09 09:56~2013-12-09 11:10
		2013-12-09 11:54~2013-12-09 13:07
Range/range rate	Kashi	2013-12-09 13:52~2013-12-09 15:05
		2013-12-09 15:49~2013-12-09 17:02
Time delay/time delay rate	Beijing-Kunming	2013-12-09 07:02~2013-12-09 07:13
	Beijing-Shanghai	
	Shanghai-Kunming	2013-12-09 07:59~2013-12-09 09:07
	Beijing-Urumqi	2013-12-09 09:56~2013-12-09 11:04
	Kunming-Urumqi	2013-12-09 11:54~2013-12-09 13:02
	Shanghai-Urumqi	2013-12-09 13:52~2013-12-09 15:00

$$\begin{aligned} & -\frac{c}{\Delta T}[(\text{TDB}_3 - \text{UTC}_3)_e - (\text{TDB}_3 - \text{UTC}_3)_s] \\ & = \frac{\rho_{2w,e} - \rho_{2w,s}}{\Delta T}, \end{aligned} \tag{1}$$

其中, $\dot{\rho}$ 为视向距离变化率, f_R 为接收频率, f_S 为发射频率, M 为探测器上应答机的转发比, c 表示光速, ΔT 为测站积分周期, UTC 为协调世界时, TDB 为质心动力学时. 角标 s 和 e 分别表示积分开始和结束的时刻, 角标 1 表示测站发射上行信号的时刻, 角标 3 表示测站接收到经探测器转发后的下行信号的时刻. 这里 UTC_{3e} 为已知的测量时标, 而 $\text{UTC}_{3s} = \text{UTC}_{3e} - \Delta T$ 也为已知量, 根据 UTC 和 TDB 时间系统间的转换关系及探测器的轨道状态矢量即可求解出 TDB_3 , TDB_1 和 UTC_1 , 由此可以分别得到积分终点和起点时刻的双程距离 $\rho_{2w,e}$ 和 $\rho_{2w,s}$. 对于环月轨道段, 该测量模型在太阳系质心相对论框架下建立.

基于上述多普勒测速的测量模型, 利用上海天文台开发的月球探测器定轨定位综合软件^[17], 对 CE-3 探测器在 $100\text{ km} \times 100\text{ km}$ 环月轨道段, 我国佳木斯和喀什两深空站的多普勒测速数据进行处理分析. 测量数据弧段为 2013-12-09 04:00~2013-12-09 17:05, 约 13 h, 如表 1 所示. 具体定轨策略如下:

- (1) 计算月球中心引力和非球形引力摄动时, 选取 GRAIL 月球重力场模型^[18], 截断至 660 阶次;
- (2) 计算 N 体引力摄动时, 考虑太阳及大行星的质点引力, 采用 JPL DE421 历表计算^[19];
- (3) 计算太阳辐射压摄动时, 采用基于探测器外形的固定面质比模型, 有效反射面积为 15.5 m^2 , 质量为 2822.0 kg , 反射系数取 1.24;
- (4) 测量数据包括测距、测速和时延、时延率数据;
- (5) 采用数值求解二阶微分方程组的 KSG 定步长线性多步积分器求解动力学方程, 积分步长取为 10 s;
- (6) 采用最小二乘批处理方法求解出“最优”状态估计值;
- (7) 解算的状态参数主要包括定轨历元时刻 CE-3 探测器的位置和速度. 考虑到不同测站不同跟踪弧段测距数据存在不同的系统差和不同时段太阳辐射压系数的变化, 解算参数还包括分站分弧段的

图 1 采用测距、多普勒测速和 VLBI 测量数据定轨后, 测距和多普勒测速数据残差

Figure 1 Post-fit residuals of orbit determination using ranging, Doppler, and VLBI data. (a) Residuals of ranging data; (b) residuals of Doppler data

图 2 分别采用测距 + VLBI 测量数据和多普勒 + VLBI 测量数据进行定轨后, 测距和多普勒测速数据残差

Figure 2 Post-fit residuals of orbit determination using ranging + VLBI data and Doppler + VLBI data, respectively. (a) Residuals of ranging data; (b) residuals of Doppler data

测距系统差和分段的太阳辐射压系数. 此外, 还采用分段解算 RTN (径向、横向和法向) 方向的经验加速度的模式削弱了无法精确建模的其他摄动力的影响.

定轨后发现, VLBI 时延和时延率数据残差正常, 均方根 (RMS) 分别为 1 ns 和 0.5 ps/s, 但是, 测距和多普勒测速数据残差 RMS 分别为 1.2 m 和 1.5 cm/s, 超出测量设备的精度指标, 而且残差中存在周期性变化项, 如图 1 所示. 考虑到 CE-3 探测器 100 km $\times$ 100 km 环月轨道的周期约为 120 min, 本文选取的跟踪弧段内, CE-3 探测器的轨道处于非通视状态 (即轨道面与视线方向不垂直, 部分被月球遮挡), 由图 1 可见, 多普勒测速数据残差中周期性变化项的周期与轨道周期相近.

为了进一步分析测距和多普勒测速数据的问题, 分别采用测距 + VLBI 测量数据和多普勒 + VLBI 测量数据两种方案确定事后精密轨道, 定轨后 VLBI 时延和时延率数据残差正常, 而测距和多普勒测速数据的残差如图 2 所示.

由图 2 可见, 测距 + VLBI 测量数据定轨后测距数据残差正常, 测距数据的残差 RMS 为 0.41 m, VLBI 时延数据残差 RMS 为 0.67 ns, 时延率数据残差 RMS 为 0.5 ps/s. 而多普勒测速 + VLBI 测量

数据定轨后, 多普勒测速数据残差 RMS 为 3 mm/s, 虽然该值相对图 1 中的残差结果有所降低, 但依然存在与轨道周期高度相关的周期项, 振幅达到 1 cm/s. 因此, 用测距 + VLBI 测量数据确定的事后精密轨道是可信的, 可以作为后续分析的基准轨道, 该轨道的精度可达 20 m^[6]; 而多普勒测速数据残差中存在的周期项需要进一步开展分析.

3 多普勒测速数据残差中周期项的分析

在 J2000 地心天球坐标系中, 测距量和探测器状态矢量之间的关系如参考文献 [20] 中图 1 所示. r 是探测器的地心距, α, δ 是探测器的赤经、赤纬, r_s 为测站到 z 轴的距离, z_s 为测站到 XOY 平面的距离, φ 为测站的经度, α_g 为格林尼治的赤经.

由此, 探测器的状态矢量可以表示为球坐标形式 $\mathbf{X}_{\text{sph}} = (r, \alpha, \delta, \dot{r}, \dot{\alpha}, \dot{\delta})^T$ 和直角坐标形式 $\mathbf{X}_{\text{car}} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$. 地面测站的位置矢量可以表示为 $\mathbf{R}_{\text{sta}} = (r_s \cos(\alpha_g + \varphi), r_s \sin(\alpha_g + \varphi), z_s)$. 对于月球探测器, 视向距离变化率 $\dot{\rho}$ 可以近似表示为^[21]

$$\dot{\rho}(t) \approx \dot{r}(t) + r_s \dot{\varphi}(t) \cos \delta(t) \sin(\alpha_g + \varphi(t) - \alpha(t)). \quad (2)$$

对式 (2) 两端关于时间 t 求导, 可得 $\ddot{\rho}$ 的近似表达式为

$$\ddot{\rho}(t) \approx \ddot{r}(t) + \omega_e r_s [(\omega_e - \dot{\alpha}(t)) \cos \delta(t) \cos(\alpha_g + \varphi(t) - \alpha(t)) - \dot{\delta}(t) \sin \delta(t) \sin(\alpha_g + \varphi(t) - \alpha(t))], \quad (3)$$

其中, $\dot{\varphi} \approx \omega_e$, ω_e 为地球自转平均角速度.

在式 (3) 右端, 不考虑常数 ω_e, r_s 和 α_g , 其他变量 $\ddot{r}, \alpha, \delta$ 和 $\dot{\alpha}, \dot{\delta}$ 为表征探测器运动状态的量. 环月探测器的运动对应中心天体为月球的受摄二体问题, 其运动规律为受摄条件下的圆锥曲线, 运动周期为轨道周期^[22]. 因此, 表征探测器运动状态的量 $(r, \alpha, \delta, \dot{r}, \dot{\alpha}, \dot{\delta}, \ddot{r}, \ddot{\alpha}, \ddot{\delta})$ 均为按照轨道周期变化的变量, 那么, $\ddot{\rho}$ 的变化周期也与轨道周期一致.

在 t 时刻, 多普勒测速数据残差的定义为测量量与理论计算量的差, 即

$$\text{res}(t) = \dot{\rho}_o(t) - \dot{\rho}_c(t), \quad (4)$$

其中, $\dot{\rho}_o$ 为多普勒测速的测量值, $\dot{\rho}_c$ 为多普勒测速的计算值. 在测量数据和定轨结果均正常的情况下, res 应为服从 $N(0, \sigma^2)$ 分布的随机误差, σ 为多普勒测速数据的测量精度. 对于 CE-3 探测器获取的深空站多普勒测速数据而言, $\sigma = 1 \text{ mm/s}$.

但是, 由第 2 节的计算结果可见, 多普勒测速数据的残差不是随机噪声形式, 而是存在随时间变化的周期项. 假设多普勒测速量的时标 t 存在常值偏差 Δt , 那么, t 时刻的残差可以表示为

$$\overline{\text{res}}(t) = \dot{\rho}_o(t + \Delta t) - \dot{\rho}_c(t). \quad (5)$$

根据泰勒 (Taylor) 展式将 $\dot{\rho}_o(t + \Delta t)$ 展开为

$$\dot{\rho}_o(t + \Delta t) = \dot{\rho}_o(t) + \ddot{\rho}_o(t) \cdot \Delta t + o(\Delta t), \quad (6)$$

其中, $\ddot{\rho}_o$ 为多普勒测速的一阶导数, $o(\Delta t)$ 表示 (Δt) 的高阶小量. 将式 (6) 代入式 (5), 可得

$$\overline{\text{res}}(t) = \text{res}(t) + \ddot{\rho}_o(t) \cdot \Delta t + o(\Delta t). \quad (7)$$

通常 $|\Delta t| \ll 1 \text{ s}$ 为小量, 可以忽略式 (6) 中 $o(\Delta t)$ 项, 则

$$\text{bias}(t) = \overline{\text{res}}(t) - \text{res}(t) \approx \ddot{\rho}_o(t) \cdot \Delta t. \quad (8)$$

由此可见, 当时标偏差 Δt 为常数时, 会导致多普勒测速数据残差中包含与轨道周期一致的周期性变化项. 因此, 图 1 中多普勒测速数据残差的周期性变化项可能由时标偏差引起.

4 时标偏差修正方法

4.1 基于轨道约束的自校准方法

通常对月球探测器进行定轨采用统计估计方法, 该方法首先根据动力学运动规律建立状态方程, 利用数值积分方法求解状态方程; 再根据测量量的物理意义建立测量方程, 通过对测量方程线性化给出条件方程; 最后, 通过迭代求解条件方程, 从而得到轨道参数的最优估计^[23]. 那么, 基于统计估计方法, 在解算探测器轨道参数的同时, 将时标偏差作为待估的测量系统误差参数同时估计出来, 就是时标偏差的自校准方法^[24]. 采用该方法还可以同时解算轨道动力学参数和其他测量系统误差. 动力学参数是指探测器轨道动力学模型中无法确知的参数, 如太阳辐射压系数、经验力系数等, 可以记为矢量形式 $\mathbf{P}_d$. 测量数据的系统误差是与探测器动力学方程无关, 由测量系统的物理因素引起的误差参数, 如地面站址坐标误差、测距系统误差、时标偏差等, 这些误差参数体现在测量量的物理模型中, 记为矢量形式 $\mathbf{P}_g$.

由此, 将探测器位置速度矢量 $\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}$ 和 $\mathbf{P}_d, \mathbf{P}_g$ 以及多普勒测速数据时标偏差 t_b 一起记为状态矢量 $\mathbf{X} = (\mathbf{r} \ \dot{\mathbf{r}} \ \mathbf{P}_d \ \mathbf{P}_g \ t_b)^T$. 则动力学状态方程为带有初值的一阶微分方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}, \\ \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \end{cases} \quad (9)$$

其中, $\mathbf{F} = (\dot{\mathbf{r}} \ \mathbf{F}_0 + \mathbf{F}_\varepsilon \ \mathbf{0} \ \mathbf{0} \ 0)^T$, $\mathbf{F}_0 = -\frac{\mu}{r^3}(\frac{\mathbf{r}}{r})$ 为月球质心引力, μ 为月球引力常数, $\mathbf{F}_\varepsilon$ 为摄动力之和, 而 $\dot{\mathbf{P}}_d = \dot{\mathbf{P}}_g = \mathbf{0}$, $t_b = 0$. $\mathbf{X}_0$ 为待估参数的初值, 探测器位置速度矢量可取标称值或根据已有测量数据定轨预报的轨道, 动力学参数和测量系统误差参数可取理论设计值或经验先验值. 该方程可以通过数值积分方法求解得 $\mathbf{X}(t) = \mathbf{X}(t_0, \mathbf{X}_0; t)$.

将测量量和状态矢量 $\mathbf{X}$ 之间的函数关系记为 $G(\mathbf{X}, t)$, 考虑测量噪声 ε , 则可以给出测量方程为

$$Y_i = G(\mathbf{X}_i, t_i) + \varepsilon_i, \quad (10)$$

其中, Y_i 为 t_i 时刻的测量量, $\mathbf{X}_i$ 为 t_i 时刻的状态矢量, ε_i 为 t_i 时刻的测量噪声.

将测量方程在参考状态 $\mathbf{X}^*(t_i)$ 处展开并线性化为

$$y_i = \mathbf{H}_i \mathbf{x}_0 + \varepsilon_i, \quad (11)$$

其中, $y_i = Y_i - G(\mathbf{X}_i^*, t_i)$, $\mathbf{H}_i = \frac{\partial G}{\partial \mathbf{X}}|_{\mathbf{X}=\mathbf{X}_i^*} \cdot \Phi(t_i, t_0)$, $\mathbf{x}_0 = \mathbf{X}_0 - \mathbf{X}_0^*$, $\Phi(t_i, t_0)$ 为状态转移矩阵.

测量方程对各动力学参数和其他测量系统误差参数的偏导数已有详细推导^[22], 本文仅给出多普勒测速量对 t_b 的导数:

$$\frac{\partial \dot{\rho}}{\partial t_b} = \ddot{\rho}|_{t=t_b}. \quad (12)$$

再将所有的测量方程总写为

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}\mathbf{x}_0 + \varepsilon. \quad (13)$$

对于不同类型的测量量, 可以根据其测量精度进行加权. 设权系数矩阵为 $\mathbf{W}$, 对于相互独立的测量量, 该矩阵为对角阵, 对角线元素为测量噪声方差的倒数. 由此, 可以将测量方程的法方程写为

$$(\mathbf{H}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{H}) \cdot \mathbf{x}_0 = \mathbf{H}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{y}. \quad (14)$$

根据加权最小二乘估计理论, 如果已知待估计参数 $\mathbf{x}_0$ 的先验估计 $\bar{\mathbf{x}}_0$ 和先验估计的加权矩阵 $\bar{\mathbf{P}}_0$, 则批处理算法解算的 $\mathbf{x}_0$ 的“最佳”估值 $\hat{\mathbf{x}}_0$ 为

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = (\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1})^{-1} (\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{y} + \bar{\mathbf{P}}_0^{-1} \bar{\mathbf{x}}_0). \quad (15)$$

待估状态矢量的最优估值 $\hat{\mathbf{X}}_0$ 为

$$\hat{\mathbf{X}}_0 = \mathbf{X}_0^* + \hat{\mathbf{x}}_0. \quad (16)$$

至此就解算出了多普勒测速数据的时标偏差, 同时, 将时标偏差修正后的多普勒测速数据用于轨道参数的估计.

为了使解算结果更加可靠, 要求测量类型和测量数据都有足够的冗余度. 分别采用 13 h 的多普勒测速数据联合测距、VLBI 时延/时延率数据和多普勒测速数据联合测距数据两种方案进行统计定轨, 并校准多普勒测速数据的时标偏差, 计算结果为实数型.

第 1 种方案计算的结果是, 佳木斯和喀什深空站的时标偏差分别为 -25.05 ms 和 -10.08 ms; 第 2 种方案计算的结果是, 两深空站的时标偏差分别为 -25.01 ms 和 -10.09 ms. 考虑到佳木斯和喀什深空站多普勒测速数据的基础采样间隔分别为 25 ms 和 10 ms, 多普勒测速数据的时标偏差应与基础采样间隔相匹配 (以 ms 为单位的整数倍), 因此, 确定佳木斯深空站多普勒测速数据时标偏差为 -25 ms, 喀什深空站为 -10 ms.

采用自校准方法在确定两个深空站多普勒测速数据时标偏差的同时, 还确定了 CE-3 探测器的轨道, 定轨结果和基准轨道的比较如下: 第 1 种方案定轨位置误差约为 2.6 m, 速度误差约为 0.2 cm/s; 第 2 种方案定轨位置误差约为 29.0 m, 速度误差约为 2.6 cm/s. 第 1 种方案定轨后, VLBI 时延残差 RMS 为 0.7 ns, 时延率残差 RMS 为 0.5 ps/s. 两种方案定轨后, 测距数据残差 RMS 均为 0.41 m, 多普勒测速数据定轨后残差 RMS 均为 0.3 mm/s. 测距和多普勒测速数据残差如图 3 所示.

4.2 差分统计校准法

在测站跟踪探测器时, 可以获取间隔为 1 s 的多普勒测速数据序列, 对该数据序列进行差分处理, 可以作为式 (6) 中 $\ddot{\rho}$ 的近似, 即

$$\ddot{\rho}_o(t_n) \approx \frac{\dot{\rho}_o(t_{n+1}) - \dot{\rho}_o(t_n)}{t_{n+1} - t_n}, \quad (17)$$

其中, t_n 为多普勒测速的测量值对应的测量时标, $n = 1, 2, \dots$. 对于月球探测器, 在地月转移轨道段, $\ddot{\rho}$ 的量级为 $10^{-2} \sim 10^{-3}$ m/s², 而通常 $|\Delta t| \ll 1$ s, 那么, 根据式 (8), bias 将会淹没在残差 $\bar{\text{res}}$ 中, 无法识别. 但是, 在环月轨道段, $\ddot{\rho}$ 的量级可达 1 m/s², 则 $\bar{\text{res}}$ 中会明显地表现出 bias.

考虑到 CE-3 探测器实测多普勒测速数据的 $\bar{\text{res}}$ 量级为 2 cm/s, 而 res 的量级为 1 mm/s, $\ddot{\rho}_o$ 的量级达到 1 m/s², 那么, 根据式 (8), 忽略 res 项, 计算每个测量时刻的 Δt_n 近似值:

$$\Delta t_n = \frac{\bar{\text{res}}(t_n) - \text{res}(t_n)}{\ddot{\rho}_o(t_n)} \approx \frac{\bar{\text{res}}(t_n)}{\ddot{\rho}_o(t_n)}. \quad (18)$$

图 3 采用测距数据和时标偏差校准后的多普勒测速数据进行定轨后, 测距和多普勒测速数据残差

Figure 3 Post-fit residuals of orbit determination using ranging data and the Doppler data after the calibration of time-tag bias. (a) Residuals of ranging data; (b) residuals of Doppler data

图 4 环月段深空站多普勒测速数据差分结果和计算的时标偏差值

Figure 4 The difference (a) and time-tag bias (b) of the Doppler data obtained from deep space stations for CE-3 probe in lunar orbit

$\ddot{\rho}$ 和 Δt_n 的计算结果如图 4 所示. 对比图 1 和 4, 可见, $\ddot{\rho}_o(t_n)$ 变化周期与多普勒测速数据残差中的周期项一致, 均为轨道周期.

对计算得到的 Δt_n 按照 3σ 原则剔除野值后, 进行统计分析, 计算佳木斯和喀什深空站 Δt_n 的统计量并给出分位数 (QQ) 图^[25], 分别如表 2 和图 5 所示.

由表 2 和图 5 可见, 对于佳木斯深空站, 时标偏差均值为 -24.76 ms, 偏度 > 0 , 峰度 < 0 , 表明其均值右边的数据比均值左边的数据分布更散, 但均值两侧的极端数值较少; 而喀什深空站的时标偏差均值为 -10.16 ms, 数据特征与佳木斯深空站相反. 两个深空站时标偏差的 QQ 图均接近直线 $y = \sigma x + \mu$, 因此, 多普勒测速时标偏差近似服从正态分布, 分别为 $N(-24.76, 0.515)$ 和 $N(-10.16, 1.609)$.

同样, 考虑多普勒测速数据的时标偏差应与基础采样间隔相匹配, 得到与 4.1 小节自校准方法相同的结论, 佳木斯深空站多普勒测速数据时标偏差为 -25 ms, 喀什深空站为 -10 ms.

将 CE-3 探测器的实测多普勒测速数据进行时标修正后, 联合 VLBI 数据定轨, 其结果和基准轨道的位置偏差为 2.5 m, 速度偏差为 0.1 cm/s; 联合测距数据定轨, 其结果和基准轨道的位置偏差约为

表 2 多普勒测速数据时标偏差统计结果
Table 2 Statistics of time-tag bias for Doppler data

Station	Mean (μ , ms)	Standard deviation (σ , ms)	Skewness	Kurtosis
Jiamusi	-24.76	0.72	0.14560	-0.03582
Kashi	-10.16	1.27	-0.28430	0.05471

图 5 佳木斯和喀什深空站多普勒测速数据差分统计校准时标偏差 QQ 图

Figure 5 QQ charts of time-tag bias calibrated by differential statistical method for Doppler data obtained from (a) Jiamisi and (b) Kashi deep space stations

25 m, 速度偏差约为 2.3 cm/s. 这两种情况下, 多普勒测速数据定轨后残差 RMS 约为 0.3 mm/s. 上述结果也与 4.1 小节自校准方法的结果相一致.

多普勒测速数据修正时标后也可以单独进行定轨, 但考虑到 CE-3 探测器在轨飞行期间频繁进行喷气调姿, 导致测控天线相对探测器质心的位置发生变化^[26], 图 3 中测距和多普勒测速数据残差中表现出的非平稳噪声的部分正是由此产生的, 尤其是多普勒测速数据对姿态变化更为敏感. 为此, 采用解算 RTN 3 个方向的经验加速度的策略来部分消除姿态变化给定轨带来的不利影响, 同时又考虑到弧段过长会导致经验力解算不准确, 通过对不同时段的多普勒测速数据单独定轨结果进行比较分析, 选取 10 h 修正时标偏差后的多普勒测速数据定轨可以得到可靠的结果, 残差如图 6 所示, 定轨结果和基准轨道的位置偏差约为 200 m, 速度偏差约为 0.2 m/s.

至此, 我们分别采用基于轨道约束的自校准方法和差分统计校准方法补偿了深空站多普勒测速数据的时标偏差并利用多普勒测速数据实现了 CE-3 探测器环月轨道的确定, 比较两种方法, 可得:

- (1) 自校准方法可以在解算时标偏差的同时确定探测器的轨道, 时标偏差的计算精度 (实数型) 优于 1%, 而且定轨结果和基准轨道的一致性很高, 但是, 需要多种类型的测量数据并且要保证有足够的跟踪弧段;
- (2) 差分统计校准方法需要先对多普勒测速数据进行处理分析以补偿时标偏差, 时标偏差的计算精度约为 2%, 然后再利用多普勒测速数据进行定轨, 优点是可以单独使用时标偏差补偿后的多普勒测速数据定轨.

5 讨论和结论

多普勒测速是传统的高精度地基测量方式, 不仅可以为月球和深空探测器提供地基测量与导航支

图 6 时标偏差修正后的多普勒测速数据单独定轨残差

Figure 6 Post-fit residuals of orbit determination by Doppler data after the calibration of time-tag bias

持,也可以开展无线电科学研究.本文针对我国深空站实测的 CE-3 月球探测器多普勒测速数据中存在的问题,开展详细分析,首先,从多普勒测速的测量模型和残差定义出发,利用多普勒测速数据进行定轨并找出残差中存在的周期项.然后,根据多普勒测速信息含量公式,推导出残差中周期项与轨道周期一致,产生的原因可能是测量数据的时标存在偏差.最后,给出基于轨道约束自校准和差分统计校准两种方法,有效地补偿了多普勒测速数据的时标偏差.其中,基于轨道约束的自校准方法可以在解算时标偏差的同时确定探测器的轨道,时标偏差的计算精度和定轨精度均有保证,而差分统计校准方法在补偿时标偏差后,可单独使用多普勒测速数据进行定轨.两种方法补偿时标偏差后,CE-3 探测器实测的多普勒测速数据残差正常,无周期性变化.利用时标偏差补偿后的多普勒测速 +VLBI 测量数据定轨,与测距 +VLBI 测量数据的定轨结果一致.由此,提升了多普勒测速信息在月球探测器定轨中的应用价值,为后续月球轨道交会对接和采样返回任务以及火星等深空探测任务的高精度多普勒测速与定轨提供技术支持.

参考文献

- 1 Ye P J, Huang J C, Zhang T X, et al. Technological achievements of Chang'E-2 satellite and prospect of China's deep space exploration. *Sci Sin Tech*, 2013, 43: 467–477 [叶培建, 黄江川, 张廷新, 等. 嫦娥二号卫星技术成就与中国深空探测展望. *中国科学: 技术科学*, 2013, 43: 467–477]
- 2 Sun Z Z, Zhang T X, Zhang H, et al. The technical design and achievements of Chang'E-3 probe. *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 331–343 [孙泽洲, 张廷新, 张焯, 等. 嫦娥三号探测器的技术设计与成就. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 331–343]
- 3 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program. *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. *中国科学: 技术科学*, 2015, 45: 111–123]
- 4 Huang Y, Li P J, Fan M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data. *Sci Sin Phys Mech Astron*, 2018, 48: 079501 [黄勇, 李培佳, 樊敏, 等. 基于地基测量数据的地月 L2 点探测器轨道确定. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2018, 48: 079501]
- 5 Zhang L H, Xiong L, Sun J, et al. Technical characteristics of the relay communication satellite “Queqiao” for Chang'E-4 lunar farside exploration mission. *Sci Sin Tech*, 2019, 49: 138–146 [张立华, 熊亮, 孙骥, 等. 嫦娥四号任务中继星“鹊桥”技术特点. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49: 138–146]
- 6 Ye P J, Sun Z Z, Zhang H, et al. Mission design of Chang'E-4 probe system. *Sci Sin Tech*, 2019, 49: 124–137 [叶培建, 孙泽洲, 张焯, 等. 嫦娥四号探测器系统任务设计. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49: 124–137]
- 7 Dong G L, Li H T, Hao W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system. *J Deep Space*

- Explor, 2018, 5: 99–114 [董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展. 深空探测学报, 2018, 5: 99–114]
- 8 Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover. Chin Sci Bull, 2014, 59: 3858–3867 [黄勇, 吕胜骐, 李培佳, 等. “嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位. 科学通报, 2014, 59: 2268–2277]
- 9 Iess L, Stevenson D J, Parisi M, et al. The gravity field and interior structure of Enceladus. Science, 2014, 344: 78–80
- 10 Armstrong J. Low-frequency gravitational wave searches using spacecraft Doppler tracking. Living Rev Relat, 2006, 9: 1–2
- 11 Cao J F, Huang Y, Hu X G, et al. Mars Express tracking and orbit determination trials with Chinese VLBI network. Chinese Sci Bull, 2010, 55: 3654–3660 [曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 利用中国 VLBI 网实现对“火星快车”的测定轨. 科学通报, 2010, 55: 2659–2666]
- 12 Wu W R, Zhou J L, Wang B F, et al. Key technologies in the teleoperation of Chang'E-3 “Jade Rabbit” rover. Sci Sin Inform, 2014, 44: 425–440 [吴伟仁, 周建亮, 王保丰, 等. 嫦娥三号“玉兔号”巡视器遥控操作中的关键技术. 中国科学: 信息科学, 2014, 44: 425–440]
- 13 Liu Q H, He Q B, Zheng X, et al. Analysis of VLBI observation for Tianma radio telescope in Chang'E-3 orbit determination. Sci Sin Phys Mech Astron, 2015, 45: 039501 [刘庆会, 贺庆宝, 郑鑫, 等. 天马望远镜在嫦娥三号测定轨 VLBI 观测中的应用分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45: 039501]
- 14 Li H T, Zhou H, Hao W H, et al. Development of radio interferometry and its prospect in deep space navigation. J Spacecr TT&C Technol, 2013, 32: 470–478 [李海涛, 周欢, 郝万宏, 等. 深空导航无线电干涉测量技术的发展历程和展望. 飞行器测控学报, 2013, 32: 470–478]
- 15 Cao J F, Huang Y, Hu X G, et al. Modeling and application of Doppler data in deep space exploration. J Astronautics, 2011, 32: 1583–1589 [曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中多普勒的建模与应用. 宇航学报, 2011, 32: 1583–1589]
- 16 Cao J F, Huang Y, Liu L, et al. Modeling and algorithm realization of three-way Doppler for deep space exploration. J Astronautics, 2017, 38: 304–309 [曹建峰, 黄勇, 刘磊, 等. 深空探测器三程多普勒建模与算法实现. 宇航学报, 2017, 38: 304–309]
- 17 Huang Y, Hu X G, Cao J F, et al. The Mars satellite orbit determination software at Shanghai Astronomical Observatory. J Spacecr TT&C Technol, 2009, 28: 83–89 [黄勇, 胡小工, 曹建峰, 等. 上海天文台火星卫星定轨软件系统. 飞行器测控学报, 2009, 28: 83–89]
- 18 Konopliv A, Park S, Yuan D. The JPL lunar gravity field to spherical harmonic degree 660 from the GRAIL primary mission. J Geophys Res, 2013, 118: 1415–1434
- 19 Folkner W, Williams J, Boggs D. The planetary and lunar ephemeris DE 421. Interpla Netw Prog Rep, 2009, 178: 1–34
- 20 Ulvestad J, Thurman S. Orbit-determination performance of doppler data for interplanetary cruise trajectories. Part I: error analysis methodology. TDA Prog Rep, 1992, 42: 31–48
- 21 Hamilton T, Melbourne W. Information Content of a Single Pass of Doppler Data from a Distant Spacecraft. Jet Propulsion Laboratory, 1966
- 22 Liu L, Hu S J, Cao J F, et al. Theory and Application of Spacecraft Orbit Determination. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015 [刘林, 胡松杰, 曹建峰, 等. 航天器定轨理论与应用. 北京: 电子工业出版社, 2015]
- 23 Fan M. Researches of GNSS-based navigation for lunar missions. Dissertation for Ph.D. Degree. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, 2018 [樊敏. 基于 GNSS 的月球探测器导航技术研究. 博士学位论文. 上海: 中科院上海天文台, 2018]
- 24 Liu L S, Zhao H, Liu Y. On methods of accuracy validation for TT&C systems with a calibration satellite. J Spacecr TT&C Technol, 2014, 33: 275–282 [刘利生, 赵华, 刘元. 应用标校卫星鉴定测控系统精度方法探讨. 飞行器测控学报, 2014, 33: 275–282]
- 25 Mao S S, Lv X L. Mathematical Statistics. Beijing: China Renmin University Press, 2011
- 26 Duan J F, Zhang Y, Chen M, et al. Application of GRAIL lunar gravity field model in attitude and orbit control for CE-3 satellite. J Spacecr TT&C Technol, 2014, 33: 342–347 [段建峰, 张宇, 陈明, 等. 嫦娥三号姿轨控过程中 GRAIL 重力场模型的应用. 飞行器测控学报, 2014, 33: 342–347]

Compensation for time-tag bias of Doppler measurement from Chang'e-3 probe

Haitao LI¹, Min FAN^{1*}, Yong HUANG², Cheng CHENG¹, Peijia LI² & Zhenghao ZHANG³

1. *Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;*

2. *Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;*

3. *Taiyuan Satellite Launch Center, Taiyuan 030031, China*

* Corresponding author. E-mail: fanmin@bittt.cn

Abstract Data analysis shows there are periodic systematic errors in the Doppler measurement of the Chang'e-3 lunar probe. According to the Doppler measurement model and orbit information, as well as analysis of the Doppler information, periodic variation in the residuals is related to bias of the time-tag of the measurements. In this paper, self-calibration and differential statistical calibration methods are proposed to compensate this time-tag bias. The time-tag biases of the Jiamusi and Kashi deep space station estimated by these methods were 25 ms and 10 ms, respectively. The root mean square of the Doppler residual was reduced from 1.5 cm/s to 0.3 mm/s after the time-tag bias was compensated. The periodic variation in the residual was removed. In addition, the application of Doppler data in orbit determination was analyzed. Based on the orbit determination of ranging and VLBI data, the position error was only 2.5 m of the orbit determination using the compensated Doppler and VLBI data. The position deviation of the orbit determination obtained using the Doppler and ranging data was 25 m, and the position error of the orbit determination via Doppler data was 200 m.

Keywords lunar exploration, orbit determination, X-band, Doppler measurement, time-tag bias

include technical research and system design of deep space TT&C.

Haitao LI earned his B.S. degree in communication engineering from National University of Defense Technology in 1996 and his M.S. degree in communication engineering from National University of Defense Technology in 2002. He is currently the Chief Designer of the TT&C System for the China Lunar Exploration Project and China First Mars Exploration Program, and is one of the main designers of China's deep space TT&C network. His research interests

Min FAN earned B.S. and M.S. degrees in computational mathematics from Northwest University in 2002 and 2005, respectively. She earned her Ph.D. degree in astrometry and astromechanics from Shanghai Astronomy Observatory, Chinese Academy of Sciences in 2018. Her research interests include system design of deep space TT&C and precise orbit determination for lunar and deep space spacecraft.