

引用格式: 昌胜骐, 黄勇, 宋叶志, 等. 嫦娥三号动力落月段轨迹确定策略[J]. 飞行器测控学报, 2014, 33(3): 236-243. Chang Shengqi, Huang Yong, Song Yezhi, et al. On trajectory determination strategy for soft landing of CE-3 on the moon[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2014, 33(3): 236-243.

## 嫦娥三号动力落月段轨迹确定策略<sup>\*</sup>

昌胜骐<sup>1,2</sup>, 黄勇<sup>1</sup>, 宋叶志<sup>1</sup>, 李培佳<sup>1</sup>, 胡小工<sup>1</sup>

(1. 中国科学院上海天文台·上海·200030; 2. 中国科学院大学研究生院·北京·100049)

**摘要:** 针对 CE-3(嫦娥三号)月球探测器动力下降弧段,特别是悬停避障段频繁机动的特点,提出了采用 B 样条函数逼近方法进行落月轨迹确定。仿真分析表明:在动力下降运动较平滑弧段,B 样条逼近法计算结果略优于多项式拟合法;而在频繁机动弧段,B 样条逼近法有明显优势。计算结果表明,加入 VLBI(Very Long Baseline Interferometry,甚长基线干涉测量)数据后能有效提高落月轨迹确定精度,在没有系统误差的情况下联合定位后位置精度优于 50 m。此外,还分析了三向测量系统差对定位的影响,可对 CE-3 任务提供参考。最后对 CE-3 实测数据进行处理,动力落月段末点位置和着陆器定位计算值相比小于 200 m。

**关键词:** 落月轨迹; B 样条函数; 三向测量; 软着陆; 嫦娥三号(CE-3)

中图分类号: V412.41

文献标志码: A

文章编号: 1674-5620(2014)03-0236-08

DOI: 10.7642/j.issn.1674-5620.2014-03-0236-08

## On Trajectory Determination Strategy for Soft Landing of CE-3 on the Moon

CHANG Shengqi<sup>1,2</sup>, HUANG Yong<sup>1</sup>, SONG Yezhi<sup>1</sup>, LI Peijia<sup>1</sup>, HU Xiaogong<sup>1</sup>

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030;

2. Graduate School, Chinese Academy of Sciences University, Beijing 100049)

**Abstract:** A method based on B spline approximation is proposed for determination of the landing trajectory of CE-3 (Chang'e-3) probe on the moon based on the feature of frequent maneuvers of the probe in the boosted descending arc and, particularly, during the hovering and obstacle-avoidance period. Simulation shows that the method gives a higher precision result compared with the method based on polynomial function fitting in the relatively smooth arc in the boosted descending period and it is significantly better in the arc with frequent maneuvers. Computation results indicate that the adding of VLBI (Very Long Baseline Interferometry) data effectively increases the accuracy in determination of the moon-landing trajectory. The position accuracy is better than 50 m after joint trajectory determination without systematic error. The impact of the systematic error of three-way measurement on trajectory determination is also analyzed. Finally, the method is tested with data from the CE-3 mission. Compared with the computed location of the lander, the position accuracy at the end point of the boosted descending period is less than 200 m.

**Keywords:** trajectory of landing on the moon; B-spline; three-way measurement; soft landing; Chang'e-3 (CE-3)

## 0 引言

我国于 2013 年底发射 CE-3(嫦娥三号)月球探

测器,这是我国不载人探月工程“绕、落、回”计划中的第二步。CE-3 与 CE-1、CE-2 最大的不同是将实现探测器的月球表面软着陆以及月球车的月面

\* 收稿日期: 2013-12-31; 修回日期: 2014-02-17; 网络出版时间: 2014-XX-XX

网络出版地址:

基金项目: 国家自然科学基金(No. 11073047); 上海市科学技术委员会基金(No. 12DZ2273300); 上海市导航实验室开放课题(No. Y224353002)

第一作者简介: 昌胜骐(1989—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为空间飞行器精密定轨; E-mail: changsq@shao.ac.cn

巡视。

为实现在月球的软着陆,必须使着陆器与月面的相对速度降到几 m/s 的量级,然后再通过着陆缓冲装置吸收着陆冲击,确保着陆器上装载的有效载荷完好,顺利完成后续的探测任务<sup>[1]</sup>。着陆的方式分为 2 类:从地月转移轨道直接着陆和从环月轨道着陆。

由于从地月转移轨道直接着陆的方式着陆精度较差<sup>[2]</sup>,故从苏联“月球 16 号”探测器开始,其无人着陆器以及美国的“阿波罗”载人登月系列探测器均采用了从环月轨道着陆。在这种方式中,探测器一般都先进入轨道高度约 100~200 km 的环月轨道,然后经变轨降低轨道近月点至 15~20 km,从这个近月点开始动力下降。在动力下降过程中,依靠图像导航和基于 IMU(Inertial Measurement Unit, 惯性测量单元)的导航等探测器自主导航方式以控制探测器的着陆过程<sup>[3]</sup>。为减少着陆前发动机喷流引起月壤喷溅,一般探测器发动机会在距月面 2~4 m 高处关闭,探测器自由下落到月面<sup>[4]</sup>。这种着陆方式,有比较充裕的时间在环月轨道进行在轨测试,有利于保证着陆精度,我国 CE-3 探测器也将采用这种方式进行着陆。

从图 1 可见,CE-3 的软着陆过程主要分成 5 个阶段。前 3 个阶段主要是反推火箭制动减速,消除探测器较大的水平初速度,调整探测器姿态为垂直向下,并使其在到达预定高度时速度接近于 0;悬停避障段主要是根据图像敏感器对着陆区的成像选择安全着陆点;最后一个阶段探测器继续缓慢下降,保证其在离月面还有约 4 m 时速度为零,进而关闭发动机,以自由落体方式撞击月表着陆。

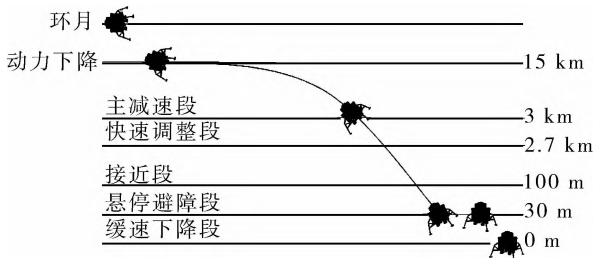


图 1 CE-3 月球软着陆示意图

Fig. 1 Illustration of soft landing of CE-3 on the moon

国内已有学者采用运动学统计定位的方法计算 CE-1 撞月时的轨迹,获得与动力学定轨方法相当的结果<sup>[5]</sup>。但是由于 CE-3 需要软着陆,下降过程中

有大量的轨道机动,运动复杂。王宏等<sup>[6]</sup>在其工作中指出,基于多项式拟合的运动学统计定位方法只适用于 CE-3 动力下降段前 3 个阶段的轨迹确定。基于几何法的单点定位虽然也适用于动力落月段这种受力状态不易精确模制的情况,但由于地面测站相对于月球距离遥远,几何构形较差,会对定位精度有很大影响。从事后分析的角度来看,单点定位只利用了单历元数据,没有充分利用到整个测量弧段的信息。本文提出采用 B 样条函数逼近的运动学统计定位的方法对落月段的轨迹进行仿真计算,对该弧段轨迹确定的策略进行了分析和探讨。

### 1 计算原理和测量方法

最早将样条逼近方法应用于航天测控系统,是在利用外测数据事后处理时,用该方法逼近导弹弹道。宋叶志等<sup>[7]</sup>运用这种方法对各类地球卫星轨道进行轨道计算,计算结果表明该方法精度可靠,解算稳定。和多项式拟合方法一样,该方法进行轨道确定不受坐标系选择的限制。多项式拟合方法的局限性在于无法拟合变化复杂的轨道,只能拟合运动轨迹较为平滑的轨道,而样条函数逼近的方法却不受轨道本身形状所限,更加灵活。三阶 B 样条具有良好的二阶光滑度,拟合灵活性强,特别适宜拟合曲率变化大,拐曲严重的任意形状函数,并且具有很好的稳定性和收敛性<sup>[8]</sup>。因此本文选择三阶标准 B 样条,函数形式如下:

$$B = \begin{cases} 0, & |t| \geq 2 \\ \frac{1}{2} |t|^3 - t^2 + \frac{2}{3}, & |t| \leq 1 \\ -\frac{1}{6} |t|^3 + t^2 - |t| + \frac{4}{3}, & 1 \leq |t| \leq 2 \end{cases}$$

将样本数据处理区间记为  $[T_2, T_{P-1}]$ ,  $P$  为节点数,则:

$$\begin{cases} h = \frac{T_{P-1} - T_2}{P-3} \\ T_j = T_2 + (j-2)h, \quad j=1, 2, \dots, P \\ x(t) = \sum_{j=1}^P \alpha_j B\left(\frac{t-T_j}{h}\right), \quad \dot{x}(t) = \sum_{j=1}^P \alpha_j \dot{B}\left(\frac{t-T_j}{h}\right) \\ y(t) = \sum_{j=1}^P \beta_j B\left(\frac{t-T_j}{h}\right), \quad \dot{y}(t) = \sum_{j=1}^P \beta_j \dot{B}\left(\frac{t-T_j}{h}\right) \\ z(t) = \sum_{j=1}^P \gamma_j B\left(\frac{t-T_j}{h}\right), \quad \dot{z}(t) = \sum_{j=1}^P \gamma_j \dot{B}\left(\frac{t-T_j}{h}\right) \end{cases}$$

其中:

$$\dot{B}_3 = \begin{cases} 0, & |t| \geq 2 \\ \frac{3}{2}|t|^2\kappa - 2t, & |t| \leq 1 \\ -\frac{1}{2}|t|^2\kappa + 2t - 2\kappa, & 1 \leq |t| \leq 2 \end{cases}$$

$$\kappa = \text{sign}(t)$$

这样,该弧段上任意时刻探测器的位置速度便可用样条函数表示。B 样条逼近方法进行轨道确定的具体算法在宋叶志等<sup>[7]</sup>的工作中已给出,其本质就是从统计定位的思想出发,将需要定位的弧段分成很多个小的区间,在区间上用 B 样条函数逼近,再利用最小二乘求解每个节点的参数  $\alpha_j, \beta_j, \gamma_j$ 。其可调参数  $P$  越大,就会将样本数据区间分得越小,这样需要解算的参数  $\alpha_j, \beta_j, \gamma_j$  就会越多。

基于多项式拟合的运动学统计定位法,则是将任意时刻探测器的位置通过下式描述<sup>[5]</sup>:

$$\begin{cases} x(t) = \sum_{i=0}^n A_i t^i, & \dot{x}(t) = \sum_{i=1}^n i A_i t^{i-1} \\ y(t) = \sum_{i=0}^n B_i t^i, & \dot{y}(t) = \sum_{i=1}^n i B_i t^{i-1} \\ z(t) = \sum_{i=0}^n C_i t^i, & \dot{z}(t) = \sum_{i=1}^n i C_i t^{i-1} \end{cases}$$

其中,  $t$  为观测时刻,  $A_i, B_i$  和  $C_i$  是需要通过定位求解的多项式系数。(  $A_0, B_0, C_0$  ) 表示探测器的初始位置, (  $A_1, B_1, C_1$  ) 表示探测器的初始速度。

我国计划在月球探测软着陆段利用三向测量技术进行实时定位监视<sup>[9]</sup>,即利用喀什深空站、佳木斯深空站和三亚站组成 X 频段三向测量系统。三向测量是指利用主站发射上行信号,经应答机相干转发后,由另一个站(副站)进行信号接收的测量体制,包括三向测距和三向测速。在美国“阿波罗”任务中,为了克服探测器在软着陆过程中无法准确建模的问题,NASA(National Aeronautics and Space Administration,美国国家航空航天局)运用三向测量的方式,充分利用测站的几何构型进行实时定轨定位,解决了在短弧条件下快速定轨定位的难题。

我国在探月工程中已成功利用 USB(Unified S-Band,统一 S 频段)和 VLBI(Very Long Baseline Interferometry,甚长基线干涉测量)进行联合精密定轨,VLBI 对关键弧段定轨精度的提升起到了显著作用。CE-3 的 VLBI 观测利用的是  $\Delta$ DOR(Delta Differential One-way Ranging,双差分单向测距)这种差分 VLBI 技术。VLBI 时延除了随机误差外,还

包括了系统误差。其中,中性大气时延引起误差数 m,电离层对 S 频段时延引起误差数 m,观测装置的误差影响数十 m。利用差分 VLBI 技术,同时或交替观察飞行器及其附近位置精确已知的河外射电源,可以极大地消除它们之间的共同误差源,提高观测量精度<sup>[10]</sup>。但由于 VLBI 进行条纹搜索的相关处理时,受预报轨道精度影响,无法在落月段给出实时高精度观测数据,只能在事后提供。因此,本文利用三向测量数据的仿真观测量定位,然后分析加入 VLBI 数据观测量对定位精度的影响,并讨论了三向测量系统差对落月段定位精度的影响。最后利用 CE-3 的实测数据对该方法的可行性进行了检验。

## 2 仿真计算及分析

仿真时,利用中国空间技术研究院提供的 GNC(Guidance Navigation Control,制导、导航和控制)仿真弹道生成观测量。在飞行器制导过程中采用得最多的一种方法就是标称轨道制导法——预先确定一条着陆轨迹,然后根据着陆器的位置和速度的测量信息与这条标称轨道进行比较,综合制导控制量使飞行器跟踪标称轨道。美国的“阿波罗”11 登月舱就是采用标称轨道制导方法实现月面软着陆<sup>[11]</sup>。因此根据 GNC 仿真弹道生成的观测量和实际情况更加接近,更有可信度。

三向测量数据采样率为 1 s,测距数据噪声为 2 m,测速数据噪声为 1.5 cm/s;VLBI 时延采样率为 5 s,数据噪声为 1.2 m。GNC 弹道文件提供 644 s 的弹道数据。初步分析表明,探测器在 420 s 之后速度出现明显拐点,探测器越接近月面运动会越复杂。仿真计算工作据此分成 3 个部分,首先将前 420 s 数据采用 B 样条函数逼近方法的定位结果与多项式拟合方法的定位结果相比较;再分析后 224 s 数据单独采用 B 样条函数逼近方法的定位结果;最后讨论系统差对落月段定位的影响。

### 2.1 前 420 s 定位结果分析

在这一节中,先通过 B 样条函数逼近的统计定位法,利用三向测量数据对动力落月段前 420 s 弧段进行定位,并与基于多项式拟合的统计定位结果进行比较,从而确定 B 样条函数逼近法最佳的节点数,再计算加入 VLBI 时延数据对定位精度的提升。首先将仅用三向测量数据定位结果和 GNC 弹道进行比较,结果见表 1。

表 1 B 样条逼近与多项式拟合定位结果(前 420 s 利用测距测速数据定位)

Tab. 1 Results of B spline approximation and polynomial function fitting (first 420 s with range and Doppler data)

定位策略	位置 RMS/m				速度 RMS/(m/s)			
	R	T	N	总计	R	T	N	总计
四阶多项式	78.4	51.9	36.3	100.8	0.531	1.002	1.266	1.670
五阶多项式	82.4	98.1	72.1	146.9	1.376	2.705	4.002	5.022
B 样条 10 节点	78.7	43.7	29.3	94.6	0.849	0.608	0.852	1.347
B 样条 20 节点	68.4	44.1	29.5	86.6	1.734	0.624	1.601	2.437
B 样条 30 节点	63.4	40.1	29.6	80.7	2.251	0.826	1.777	2.984
B 样条 40 节点	70.9	48.8	29.9	91.3	2.588	1.056	2.498	3.784
B 样条 50 节点	75.7	37.4	33.3	90.8	1.838	1.168	1.702	2.763

RMS—Root Mean Square,均方根

从计算结果可以看出,B 样条函数逼近定位结果整体略好于多项式拟合定位结果。可调参数  $P$  从 10 增加到 30 时,位置误差的 RMS 在逐渐变小, $P$  取 30 时,三维位置误差 RMS 为 80 m 左右。但是继续增加节点数, $P$  增大到 50 的时候,三维位置误差 RMS 并没有继续减小,反而增大到了 90 m 左右。这是因为随着节点数的增加,需要解算的参数迅速增加,解算参数的个数  $N$  和  $P$  的关系是  $N = (P + 3) \times 3$ 。可见当  $P$  取 50 的时候,需要解算的参数达到 159 个。参数较多,会导致计算效率较低,而且会产生强相关问题,所以三维位置误差反而增加了。在处理实测数据时,取  $P = 30$  为宜。图 2 是  $P = 30$  时的定位残差。

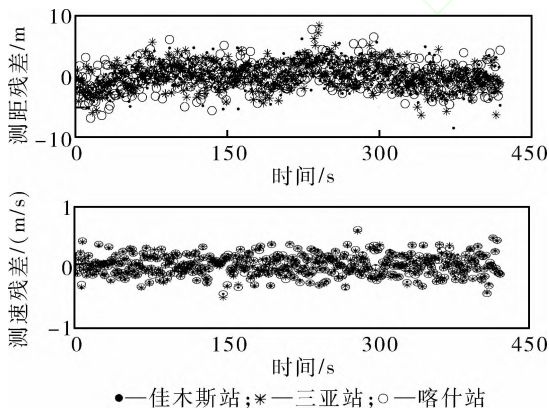


图 2 定位后测距、测速数据残差(前 420 s,  $P=30$ )  
Fig. 2 Post-fitting range and range rate residuals (first 420 s,  $P=30$ )

测距数据残差 RMS 为 2.136 m,测速数据残差 RMS 为 0.157 m/s。和仿真时设置的噪声情况相比较,测距数据残差在合理范围内,但测速数据的残

差偏大,这主要是因为 B 样条函数逼近方法本质上是对位置分段建模,速度是对位置求导数得出的,虽然位置的误差不大,但其变化较剧烈(见图 3),由此导致速度误差以及和速度相关的观测量残差较大。这表明 B 样条函数逼近的方法对探测器的位置确定较为准确,但是对速度的计算精度还有待提高。从表 1 也能看出,不管是样条函数逼近还是多项式拟合,其速度误差都偏大,在同一个量级。在确定了 B 样条函数逼近法的节点数后( $P = 30$ ),尝试加入 VLBI 时延数据,联合三向测量数据同时进行定位,计算结果如图 3 所示,三维位置误差 RMS 只有 41.67 m,其精度较只有三向测量数据时的定位结果有了很明显的提升。由于 VLBI 时延观测量的本质是测角,与测距测速对探测器的几何约束不一样。因此,加入时延数据联合定位,可增强对探测器的约束,提高定位精度。

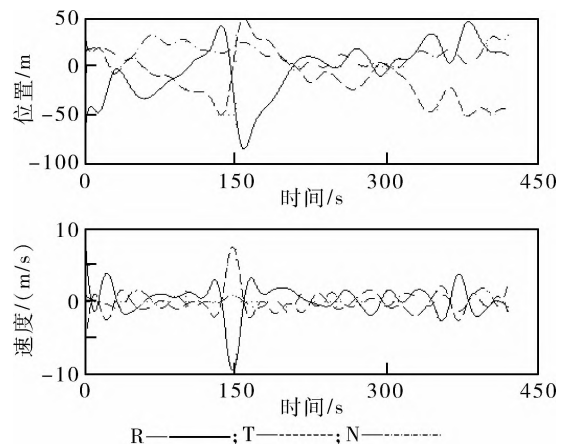


图 3 VLBI+三向测量定位与 GNC 弹道历比较  
Fig. 3 VLBI+3-way measurement vs GNC trajectory



由于 B 样条函数逼近的定位结果和多项式拟合的定位结果相当,在实际数据处理时,这一阶段 2 种方法皆可采用。而 VLBI 时延数据的加入可明显提高定位精度。

## 2.2 后 224 s 定位结果分析

因为在这个弧段内探测器需要根据图像敏感器对着陆区的成像选择安全着陆点,所以探测器的运动会更为复杂,计算表明多项式拟合的统计定位法

无法完成这个弧段的定位工作。而从理论上,B 样条函数逼近的统计定位法对飞行器运动的轨迹形状没有太高要求,本节尝试将这种方法运用到这个弧段的定位工作。

首先利用前面弧段定位结果给出的位置速度作为本弧段的初值,计算取不同节点数时 B 样条函数逼近的定位结果。表 2 给出了不同节点定位计算出的轨迹与 GNC 弹道的比较结果。

表 2 后 224 s 利用测距测速数据定位结果

Tab. 2 Results of B spline approximation of last 224 s with range and Doppler data

定位策略	位置 RMS/m				速度 RMS/(m/s)			
	R	T	N	总计	R	T	N	总计
5 节点	187.4	199.9	346.5	441.7	13.045	24.495	14.508	31.316
10 节点	30.7	38.5	21.5	53.8	1.940	1.692	1.607	3.035
15 节点	18.5	25.5	36.0	47.8	1.904	1.964	1.305	3.031
20 节点	14.4	29.3	23.5	40.2	1.571	1.256	1.313	2.402
25 节点	14.9	36.5	32.2	50.9	1.966	1.121	1.560	2.748

从星历比较的结果可以看出,当节点数从 5 增加到 20 的时候,三维位置误差 RMS 逐渐变小, $P$  为 20 时 RMS 约为 40 m。随着节点数继续增加,同样会因为解算参数过多而降低定位精度。从定位后测量数据残差(表 3)看,能得到同样的结论。当节点数为 20 时,测距和测速的残差分别是 2.27 m 和 0.30 m/s。

表 3 观测量残差

Tab. 3 Post-fitting residuals

定位策略	测距残差/m	测速残差/(m/s)
5 节点	29.03	2.69
10 节点	3.52	0.51
15 节点	2.67	0.46
20 节点	2.27	0.30
25 节点	2.69	1.11

从残差图(图 4)可以看出,测距数据残差在合理范围内,未出现明显偏差。但和前一弧段定位结果一样,测速数据残差偏大,位置计算结果相对比较可靠。尽管该弧段探测器的运动轨迹更为复杂,但是仿真计算结果却表明,该弧段比前 420 s 弧段的定位精度更高。分析认为,对于同样的数据采样率来说,后 224 s 弧段由于探测器运动速度因前面的

减速已变得很小,观测数据对该弧段的覆盖率比前 420 s 弧段高,所以相应的定位精度也得到提高。为了论证这一点,尝试将测距测速数据的采样率降为 5 s,重新仿真一组观测数据。同样采用  $P=20$  的 B 样条函数逼近,计算结果表明,三维位置误差达到 105.9 m。

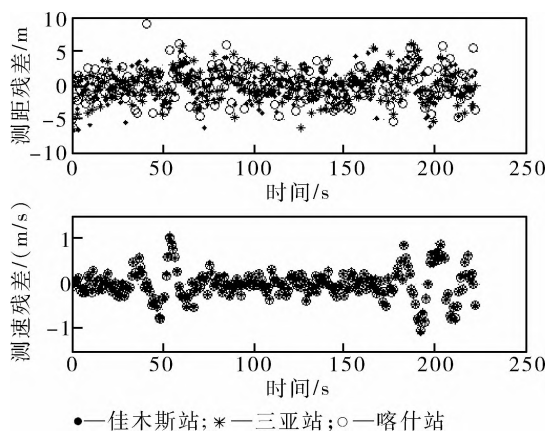


图 4 定位后测距、测速数据残差(后 224 s,  $P=20$ )

Fig. 4 Post-fitting range and range rate residuals (last 224 s,  $P=20$ )

在 CE-3 任务期间,动力下降段开始几 min 内可能会出现没有观测数据的情况,那么后 224 s 弧段定位就可能没有可靠的初始位置信息。针对没有

初始位置信息的情况,也采用 B 样条函数逼近的方法定位。结果表明,没有初始位置信息的定位结果和有初始位置信息的定位结果完全一致。同样地,在  $P = 20$  时加入 VLBI 时延数据进行定位,三维位置误差 RMS 为 32.34 m,定位精度得到提高。

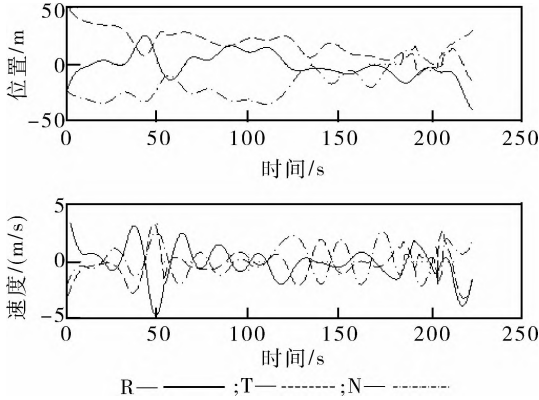


图 5 VLBI+三向测量定位与 GNC 弹道比较

Fig. 5 VLBI+3-way measurement vs GNC trajectory

综上所述,即使在没有初始位置信息的情况下,20 节点的 B 样条函数逼近方法的定位结果和 GNC 星历比较,得出的三维位置误差 RMS 在 40 m 左右,三维速度误差 RMS 在 2.4 m/s 左右。VLBI 时延数据的加入,同样能使该弧段的定位精度得到提高。此方法很好地解决了本弧段多项式拟合方法无法定位的问题,而且给出了较为理想的定位结果。

### 2.3 系统差对定位影响分析

喀什深空站和佳木斯深空站均是首次参加月球探测任务,因此对其测量量的系统差不了解,而系统差又是影响定位精度特别是短弧定位的重要因素,所以很有必要分析三向测量数据系统差对定位的影响,为 CE-3 任务提供参考。

本节计算了设置测距数据不同系统差组合后的定位结果,为了得到定性的结论,本文挑选了几组典型的系统差组合设置,如表 4 所示。

表 4 系统差设置策略  
Tab. 4 Strategy of bias settings

策略	系统差/m		
	喀什站	佳木斯站	三亚站
1	0	0	0
2	5	5	5
3	6	8	10
4	5	10	15
5	20	20	20

分别对前 420 s 和后 224 s 的弧段进行分析,采用由前面分析得到的 B 样条函数逼近方法最佳的节点数,只选择测距、测速数据,利用不同的系统差设置策略,将定位后的结果和 GNC 弹道进行比较,见表 5。

表 5 不同系统差定位结果与 GNC 弹道三维位置误差 RMS  
Tab. 5 Position difference between different bias setting strategy and GNC trajectory 3-D position RMS

策略	位置误差 RMS/m	
	前 420 s	后 224 s
1	80.7	40.2
2	80.8	40.5
3	818.2	827.9
4	2 104.5	2 111.4
5	83.1	44.9

策略 2 和策略 5 的结果与策略 1,也就是不加系统差的结果基本一致,尽管策略 5 分别在 3 个测站加了 20 m 的系统差,也仅使得三维位置误差 RMS 分别增加了 3 m 和 5 m 左右。虽然策略 3 给每个测站加的系统差的绝对值不大,但是,每个测站之间并不相同,这样就会引起较大的位置误差。所以,像动力落月段这种短弧定位,不同测站之间系统差的差别大小将会对定位结果产生很大影响。策略 4 的设置是将各站之间系统差的差别进一步放大,三维位置误差同样也变大了,进一步验证了这个结论。

## 3 实测数据分析

CE-3 于北京时间 2013-12-14T21:00:00 开始动力下降,持续时间约 12 min。动力下降开始 5 min 后,三向测距数据以及 VLBI 时延、时延率数据正常。测距数据的系统差是利用奔月段和环月段进行三向测量试验时,通过前期长弧定轨标校得出的。喀什站、佳木斯站和三亚站系统差分别为 -3、-18 和 -39 m。利用 B 样条函数逼近的方法,对整个动力落月段进行定位,节点数  $P$  取 25。

鉴于目前没有遥测数据或其他的手段来评价该弧段定位的外符精度,而由于落月轨迹的最后一点便是探测器在月面的着陆位置,所以通过与着陆器的定位计算值进行比较来评价 B 样条函数定位精度。根据位置速度间隔为 1 s 的动力落月轨迹计算

结果,探测器于 21:11:20 在月固系中位置不再变化,将该点标定为动力落月末点。

Huang Yong 等<sup>[12]</sup>提出运用统计定位的方法对着陆器进行定位,联合测距和 VLBI 数据的着陆器定位结果见表 6。同时 NASA 在其网站公布的利用 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter,月球侦察轨道器)拍照的定位结果也见表 6<sup>[13]</sup>。对 2 类数据比较可见,着陆器定位计算精度优于 50 m。以着陆器定位计算值作为检验动力落月段轨迹确定精度的参考标准。

表 6 动力落月末点和着陆器定位计算结果比较

Tab. 6 Comparison between endpoint of the moon-landing trajectory and computed location of the lander

计算方法	经度/(°)	纬度/(°)	高程/m
NASA	-19.511 6	44.121 4	-2 640
着陆器定位计算值	-19.510 2	44.120 5	-2 636.6
落月末点	-19.504 5	44.119 6	-2 619.5

和着陆器定位计算结果进行比较,联合测距和 VLBI 数据确定的动力落月轨迹末点位置误差约为 175 m。通过对实测数据的计算,比较动力落月轨迹末点和着陆器位置,验证了 B 样条函数逼近方法的正确性。

## 4 结 论

CE-3 在进行软着陆过程中,涉及到制动减速、调姿、悬停避障等一系列机动过程,这使得动力落月段的轨迹变得较为复杂。本文提出利用 B 样条函数逼近的统计定位法来对动力下降段进行定位。B 样条函数逼近的统计定位法不涉及动力学模型,无论是在月固系还是月心 J2000 坐标系下均可进行计算。该方法定位时不需要初始位置信息,可以很好地对动力落月段的轨迹进行确定,也可以应用于后续深空探测中的一些特殊弧段。

针对多项式统计定位法能够完成定位的轨迹较平滑弧段(对应本文仿真弹道前 420 s),比较了其和 B 样条函数逼近方法的定位结果,这 2 种方法的定位精度量级上相当,B 样条函数逼近的方法略优一点。本文主要在仿真计算中,完成了利用 B 样条函数逼近的方法对探测器在悬停避障段和缓速下降段(对应本文仿真弹道后 224 s)的定位工作,并通过实测数据得到验证。仿真计算表明,加入 VLBI 数据

后能有效提高落月轨迹确定精度,在没有系统误差的情况下联合定位后位置精度优于 50 m。此外,还分析了三向测距数据系统差对定位的影响,不同站之间系统差的不同将会对短弧定位产生较大影响。所以,提前标定系统差显得尤为重要,这对动力落月轨迹确定精度提升有很大帮助。

通过初步分析处理 CE-3 动力落月段的实测数据,比较动力落月段末点位置和着陆器定位计算值,三维位置差在 175 m 左右,验证了 B 样条函数逼近方法的正确性。

## 参考文献(References)

- [1] 沈祖炜. 阿波罗登月舱最终下降及着陆综述[J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(1): 11-14.  
Shen Zuwei. The survey of Apollo LM during the descent to the lunar surface[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2008, 29(1): 11-14(in Chinese).
- [2] 陈世杰. 月球探测器制动段实时轨道确定研究[D]. 郑州:解放军信息工程大学, 2012.  
Chen Shijie. Research on orbit determination for the braking lunar explorer[D]. Zhengzhou: The PLA Information Engineering University, 2012(in Chinese).
- [3] 王大轶, 黄翔宇, 关轶峰, 等. 基于 IMU 配以测量修正的月球软着陆自主导航研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1544-1549.  
Wang Dayi, Huang Xiangyu, Guan Yifeng, et al. Research on the autonomous navigation based on measurement-updated IMU for lunar soft landing[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1544-1549(in Chinese).
- [4] Rogers W F. Apollo experience report: lunar module landing gear subsystem, NASA TN D-6850[R]. Houston: Manned Spacecraft Center, NASA, 1972: 25-27.
- [5] 李培佳, 胡小工, 黄勇, 等. 运动学统计定轨法应用于 CE-1 落月轨迹确定[J]. 天文学进展, 2010, 28(3): 290-300.  
Li Peijia, Hu Xiaogong, Huang Yong, et al. Kinematic statistical method using in the orbit determination of CE-1[J]. Progress In Astronomy, 2010, 28(3): 290-300(in Chinese).
- [6] 王宏, 黄勇, 樊敏. 基于地面测量的月球软着陆轨迹解算精度分析[C]//第二届全国航天飞行动力学研讨会会议文摘. 贵阳, 2013: 304-308.  
Wang Hong, Huang Yong, Fan Min. The analysis of precision on lunar soft-landing trajectory determination based on ground measurement[C]//Proceedings of the 2nd National Symposium on Space Flight Dynamics. Guiyang, 2013: 304-308(in Chinese).
- [7] 宋叶志, 黄勇, 胡小工, 等. 空间飞行器轨道确定的 B 样条逼近方法[J]. 天文学报, 2013, 54(4): 370-381.  
Song Yezhi, Huang Yong, Hu Xiaogong, et al. Spacecraft orbit determination with B spline approximation method[J]. Acta As-

- tronomical Sinica, 2013, 54(4): 370-381(in Chinese).
- [8] 李波涛,杨长春,陈雨红,等. 基于B样条函数的散乱数据曲面拟合和数据压缩[J]. 地球物理学进展, 2009, 24(3): 936-943. Li Botaο, Yang Changchun, Chen Yuhong, et al. Surface fitting and scattered data compressing with B-spline smoothing function[J]. Progress In Geophysics, 2009, 24(3): 936-943 (in Chinese).
- [9] 黄磊,王宏,樊敏. 三向测量技术在深空探测中的应用研究[J]. 飞行器测控学报, 2012, 31(3): 6-10. Huang Lei, Wang Hong, Fan Min. Application of three-way measurement in deep space exploration[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2012, 31(3): 6-10(in Chinese).
- [10] 舒逢春,张秀忠,郑为民. 地球同步卫星的VLBI观测[J]. 上海天文台年刊, 2003, 24: 105-111. Shu Fengchun, Zhang Xiuzhong, Zheng Weimin. VLBI observations of geosynchronous satellites[J]. Annals of Shanghai Observatory Academia Sinica, 2003, 24: 105-111(in Chinese).
- [11] 单永正. 月球探测器软着陆的制导问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009. Shan Yongzheng. Research on guidance problem of lunar probe for soft landing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009(in Chinese).
- [12] Huang Yong, Hu Xiaogong, Li Peijia, et al. Precise positioning of the Chang'E-3 lunar lander using a kinematic statistical method[J]. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(35): 4545-4551.
- [13] NASA/GSFC/Arizona State University. NASA Images of Chang'e 3 Landing Site[EB/OL]. (2013-12-30) [2014-01-10]. <http://www.nasa.gov/content/nasa-images-of-change-3-landing-site/#.U0YpiqiSxoR>.

(本文编辑:姚旭)