

# 嫦娥五号月面上升和下降段实时轨道确定

黄普\*,张重阳,李海玥,王帆

宇航动力学国家重点实验室,西安 710043

**摘要:**针对月球探测中月面上升和下降段的实时轨道确定问题,提出基于三向测量的实时自适应当前统计方法。首先,通过自适应当前统计模型描述探测器月面上升下降过程,其次,综合利用三向数据进行测量更新,最后,通过 UKF 滤波算法完成实时轨道确定。由于自适应当前统计模型具有良好的适应性,该方法能对探测器月面上升和下降段进行有效定位,通过嫦娥五号探测器实际上升和下降过程数据进行测试,结果表明,文章提出的基于三向测量的实时自适应当前统计方法比传统的几何定位方法具有更好的抗差性,对深空目标探测具有一定的工程应用价值。

**关键词:**月面上升下降;自适应当前统计;三向测量;嫦娥五号;轨道确定

中图分类号:V412.1

文献标识码:A

## Real-time orbit determination of the ascending and descending process of CE-5

HUANG Pu\*,ZHANG Chongyang,LI Haiyue,WANG Fan

State Key Laboratory of Astronautic Dynamics,Xi'an 710043,China

**Abstract:** A real-time adaptive “current” statistical method based on three-way measurement was proposed to solve the problem of real-time orbit determination in the process of lunar surface ascending and descending. First,an adaptive current statistical model was used to describe the landing and sampling return process of the lunar process. Second,the method made full use of the measured data which include three-way measurement to update the estimated trajectory. And at last,unscented Kalman filter(UKF) method was used to complete real-time orbit determination. As the adaptive “current”statistical model is very suitable for the complicated trajectory,which includes landing and sampling return,it can solve the orbit determination problem effectively. By processing the measured data of CE-5 lunar process,it shows that this method is more stable and convergent than the traditional method,and has certain application value to deep space target detection.

**Keywords:** ascending and descending;adaptive“current”statistics;three-way measurement;CE-5;orbit determination

### 1 引言

中国探月工程<sup>[1]</sup>分为“绕、落、回”三个阶段,

2013年下半年,随着嫦娥三号任务的圆满完成,探月工程进入最后的阶段“回”。

在嫦娥五号任务中,探测器首次进行月面上升。在这个环节中由于距离远、信号弱,上升过

收稿日期:2021-07-26;修回日期:2021-09-02;录用日期:2022-03-10;网络出版时间:2022-03-18 15:50

基金项目:基础加强计划重点基础研究项目(2020-JCJQ-ZD-120)

\* 通信作者. E-mail: huangpu1982@163. com

引用格式:黄普,张重阳,李海玥,等. 嫦娥五号月面上升和下降段实时轨道确定[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(5):103-107.  
HUANG P,ZHANG C Y,LI H Y,et al. Real-time orbit determination of the ascending and descending process of CE-5 [J]. Chinese Space Science and Technology, 2022,42(5):103-107 (in Chinese).

程将完全依靠自身系统,这对器上导航,制导与控制(guidance,navigation and control,GNC)系统是一个考验,同时,如何利用外测数据实时确定探测器位置也是一个重要问题。由于月面上升过程采用自主 GNC 模式,受力复杂,地面中心很难建模,传统的动力学定轨方式将不再适应,众多学者<sup>[2-4]</sup>均给出非动力学的定轨方法,其中 Song 在近地卫星定轨中,采用样条法逼近航天器的轨道<sup>[5]</sup>。昌胜骐同样采用样条法,对落月过程的轨道进行了分析<sup>[6]</sup>。黄勇等利用统计定轨方法对嫦娥三号任务软着陆和返回过程的轨道进行了事后解算<sup>[7-10]</sup>,这些方法采用参数化建模的形式,利用样条函数逼近轨道,实现了高精度统计定位,但主要问题在于样条函数的节点选择需要人工干预,并不适合实时定位,同时,几种方法均为几何定位,测量数据质量对精度影响大,特别是轨道曲线的平滑性受测量野值影响很大。

为此本文分析探测器月面上升和下降过程,建立自适应当前统计模型,利用无迹卡尔曼(unscented kalman filter,UKF)方法进行实时定位,考虑到运动过程的复杂性,可通过自适应模型进行非动力学模型建模。通过对嫦娥五号探测器月面上升下降数据进行测试,证实了该方法的有效性,为深空探测三向测量跟踪定位技术提供新思路。

2 实时自适应轨道确定方法

2.1 三向测量预测值计算

目前,深空探测航天器的外测数据除了常用的甚长基线干涉测量(very long baseline interferometry,VLBI)数据<sup>[9,10]</sup>外,还包括三向测量数据<sup>[11,12]</sup>,其主要通过主站发送上行信号,经应答机转发后,由副站接收信号,获得双程测距和,当两个副站及主站同时接收到下行信号后,传统方法通过几何方式进行定位计算,测量原理如图 1 所示。但该种方式受测量精度影响很大,且通常为事后计算。本文从实时定位需求出发,将自适应模型引入三向测量模型,进而完成滤波计算。

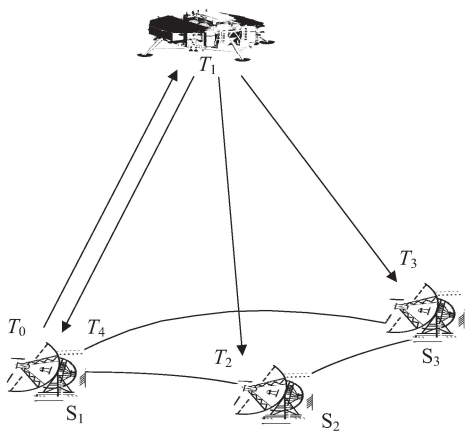


图 1 三向测量原理图  
Fig. 1 Three-way measurement schematic diagram

图中  $S_1, S_2$  和  $S_3$  分别代表 3 个测站( $S_1$  为主站, $S_2$  和  $S_3$  为副站), $S_1$  发上行信号时刻为  $T_0$ , $T_0$  经卫星转发机处理后,发射下行信号时刻为  $T_1$ , $S_1$  接收到下行信号时刻为  $T_4$ , $S_2$  接收到下行信号时刻为  $T_2$ , $S_3$  接收到下行信号时刻为  $T_3$ 。

考虑到 UKF 滤波方法不需要将测量值线性化,可将观测模型直接建立在观测坐标系(如东北天测量坐标系)下,且以距离和作为观测量。

考虑到三向测量的时标(记为  $T_e$ )均为下行测站接收时刻,其对应的探测器时间(记为  $T_n$ )、上行测站发送站时间(记为  $T_s$ ),由于电波传播时延,必不相同,为此,滤波计算中需要根据探测器当前状态矢量  $\mathbf{X}$  及光行时公式迭代计算三个时标, $\tau_1, \tau_2$  为光行时,指电磁信号在发射和接收之间传播的时间间隔。测量解算如图 2 所示。

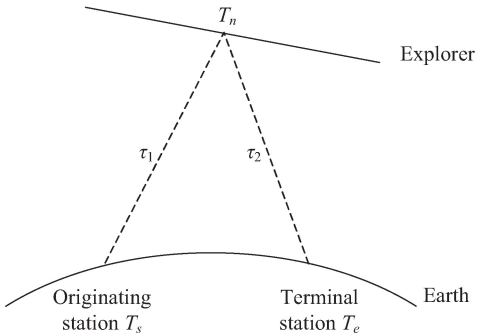


图 2 距离和解算示意图  
Fig. 2 Distance sum solution diagram

迭代出三个时标后,由发端站、收端站大地坐标即可计算出两站分别在  $T_s, T_e$  时刻的地心

惯性系位置  $\mathbf{r}_s, \mathbf{r}_e$ , 又由滤波器状态外推可计算出  $T_n$  时刻探测器的位置  $\mathbf{r}_n$ , 这样即可得到  $T_e$  时刻的距离和预测值为:

$$r = |\mathbf{r}_n - \mathbf{r}_e| + |\mathbf{r}_n - \mathbf{r}_s| \quad (1)$$

以三向测量的三条基线  $d_{11}, d_{12}, d_{13}$  为例, 计算三向测量的预测值方程如下:

$$d_{11} = |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_1(t_1)| + |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_1(t_2)| \quad (2)$$

$$d_{12} = |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_1(t_1)| + |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_2(t_3)| \quad (3)$$

$$d_{13} = |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_1(t_1)| + |\vec{\mathbf{r}}(t_0) - \vec{\mathbf{R}}_3(t_4)| \quad (4)$$

式中:  $\vec{\mathbf{r}}(t_0)$  为光行时迭代计算的探测器当前位置矢量;  $\vec{\mathbf{R}}_1(t_1)$  为主站发送上行  $t_1$  时刻的位置矢量;  $\vec{\mathbf{R}}_1(t_2)$  为主站接收时刻  $(t_2)$  的位置矢量;  $\vec{\mathbf{R}}_2(t_3)$  为副站接收时刻  $(t_3)$  的位置矢量;  $\vec{\mathbf{R}}_3(t_4)$  为副站接收时刻  $(t_4)$  的位置矢量。由此可知, 三向测量测的测距值为主站上行测距值加三个测站的下行测距值, 将此数据送入自适应滤波器中作为观测值进行测量更新。

## 2.2 当前统计滤波算法

在机动目标跟踪计算中, 受力复杂很难建立高精度动力学模型的情况下, 通常采用运动学定轨方式, 主要包括: 多项式模型、当前统计模型及相关改进方法<sup>[13-15]</sup>。

以当前统计模型为例, 其主要采用修正瑞利分布描述目标机动加速度, 能准确体现目标的机动特性, 可定义系统状态矢量为:

$\mathbf{X} = (X, \dot{X}, \ddot{X}, Y, \dot{Y}, \ddot{Y}, Z, \dot{Z}, \ddot{Z})$ , 则系统状态外推方程为:

$$\mathbf{X}(k+1|k) = f(\mathbf{X}(k|k), \mathbf{W}(k)) =$$

$$\Phi(k+1|k)\mathbf{X}(k|k) + \mathbf{U}(k)\bar{\mathbf{a}} + \mathbf{W}(k) \quad (5)$$

$$\Phi(k+1, k) = \text{diag}\{\Phi, \Phi, \Phi\} \quad (6)$$

$$\mathbf{U}(k) = \text{diag}\{\mathbf{U}, \mathbf{U}, \mathbf{U}\}$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & T & \alpha^{-2}(-1 + \alpha T + e^{-\alpha T}) \\ 0 & 1 & \alpha^{-1}(1 - e^{-\alpha T}) \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \alpha^{-1}(-T + 0.5\alpha T^2 + \alpha^{-1}(1 - e^{-\alpha T})) \\ T - \alpha^{-1}(1 - e^{-\alpha T}) \\ 1 - e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{W}(k)$  为状态噪声;  $\alpha$  为机动频率, 这里设  $\alpha = 1$ 。  $\mathbf{Q}(k) = E[\mathbf{W}(k)\mathbf{W}^T(k)]$ ;  $T = 1\text{s}$  是采样时间间隔;  $\bar{\mathbf{a}} = (0, 0, \ddot{X}, 0, 0, \ddot{Y}, 0, 0, \ddot{Z})$ 。

## 2.3 自适应计算

当前统计模型的性能需要依靠加速度最大幅值与机动常数的准确设置。通常解决方法为事前分析, 分段设置, 该方法能在一定程度上解决问题, 但对滤波性能的影响依然存在, 且当目标机动与事先不一致时, 会严重影响滤波性能, 为此本文采用自适应<sup>[15]</sup>的方式实时在线计算机动参数。

### (1) 加速度最大幅值计算

$$\left. \begin{aligned} A_{\max} &= 4 |\ddot{x}_k| / (4 - \pi) \\ A_{\min} &= 4 |\ddot{x}_k| / (\pi - 4) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中:  $\ddot{x}_k$  为滤波计算加速度大小, 考虑到滤波过程中野值影响, 实际计算中可以通过引入渐消因子限制目标加速度方差的大小。

### (2) 机动常数计算

加速度的变化与机动常数存在关联。可通过累积增量的方法进行计算。设置采样间隔为  $\Delta t$ , 则加速度增量  $\Delta a_k = a_k - a_{k-1}$ , 具体公式如下:

$$\begin{aligned} \alpha_k &= - \frac{(a_k - a_{k-1}) / \Delta t}{\frac{1}{\Delta t} \left( \frac{a_k - a_{k-1}}{\Delta t} - \frac{a_{k-1} - a_{k-2}}{\Delta t} \right)} \\ &= - \frac{\Delta a_k}{\Delta a_k - \Delta a_{k-1}} \cdot \Delta t \end{aligned} \quad (10)$$

同样, 实际计算中, 需要引入渐消因子  $\lambda_b \in (0, 1)$  和  $\lambda_a \in (0, 1)$  提高系统的稳定性并限制  $\alpha_k$  的大小。渐消因子可根据公式(11)进行计算。

$$\left. \begin{aligned} \Delta a_k &= \lambda_b \cdot \Delta a_k + (1 - \lambda_b) \cdot \Delta a_{k-1} \\ \alpha_k &= \lambda_a \cdot \alpha_k + (1 - \lambda_a) \cdot \alpha_{k-1} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

## 3 算例分析

为了验证算法的可行性, 分别使用月面上升和下降数据进行测试。其中月面上升过程由于没有三向测量数据, 可根据事后数据仿真观测数据进行测试。月面下降过程全程采用实测三向测量数据进行测试, 由于没有标准轨道评价该弧

段轨道的外符合精度,可通过内测弹道作为标准轨道。

(1)仿真数据月面上升轨道计算

月面上升过程发生在北京时间 2020 年 12 月 3 日 23 时 10 分,持续时间大约 400 s,将事后多源融合轨道作为标准轨道,生成三向测量数据,采样率设置为 1 s,测距噪声标准差设置为 5 m。为了验证算法的有效性,分别采用传统的多项式滤波方法、本文提出的自适应滤波方法和几何定位方法计算的上升过程高度变化,计算高度变化曲线和定位偏差曲线如图 3、4 所示,其中横坐标表示相对时间,起始点为 23 时 10 分,高度变化图中设置月球参考半径为 1 737 400 m。

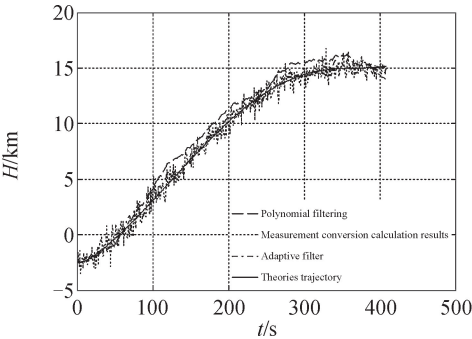


图 3 不同算法的高度变化曲线  
Fig. 3 Height change curves of different algorithms

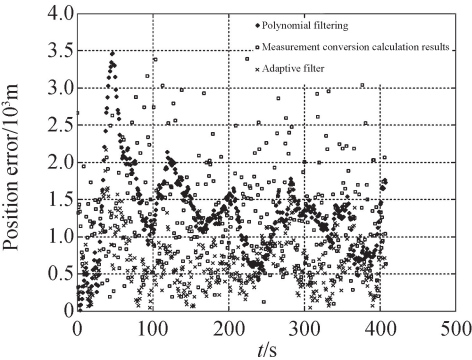


图 4 不同算法定位误差曲线  
Fig. 4 Positioning error curves of different algorithms

(2)实测数据月面下降轨道计算

月面下降过程发生在北京时间 2020 年 12 月 1 日 22 时 57 分,持续时间大约 12 min,三向数据的三个测站分别为喀什、三亚、佳木斯。分别采用多项式滤波方法、自适应滤波方法和几何定位方法计算的下降过程高度变化曲线如图 5 所示,其中横坐标表示相对时间,起始点为 22 时 57 分,高度变化图中设置月球参考半径为 1 737 400 m。

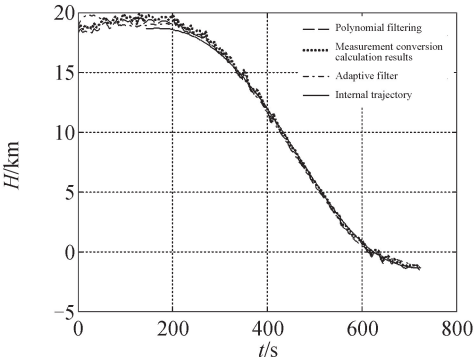


图 5 实测数据不同算法的高度变化曲线  
Fig. 5 Height change curves of different algorithms for measured data

从上图 3~5 可以看出,几何定位方法受制于三向测量精度,计算曲线存在震荡;两种滤波方法同样受制于三向测量精度但抗差性要明显好于几何定位方法,多项式滤波方法在滤波起始阶段和机动过程中存在适应性差的问题,而本文提出的自适应滤波方法效果最好。另外,当采用两个站进行跟踪时,滤波直接发散,定位误差曲线如图 6 所示。

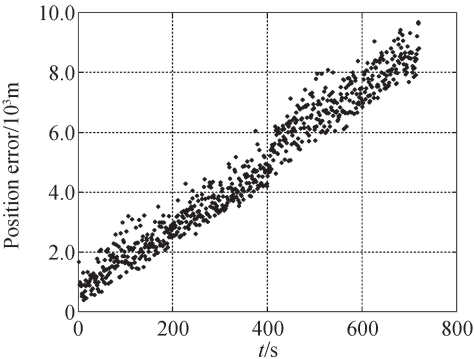


图 6 双站滤波定位误差曲线  
Fig. 6 Two-station filtering positioning error curve

4 结论

本文对深空探测中常用的三向测量方式进行了阐述,并提出自适应多项式模型的三向测量滤波算法,从嫦娥五号的月面上升下降数据滤波计算结果可得到以下结论:

- 1) 本文给出的自适应当前统计滤波方法是可行的,但测量结果受测量精度影响较大,且至少要有 3 个站才能正确定位。
- 2) 对于三向测量数据滤波,运动学滤波算法

抗野值能力和稳定性要好于几何定位方法。

可以看出,虽然三向测量数据是深空探测的一类重要观测数据,但此类数据源对测量精度较为敏感,定位精度受测量精度影响明显,需要联合其他数据源进行融合计算提高定位精度。

## 参考文献(References)

- [1] LIU S H. Review of the precise orbit determination for Chinese lunar exploration projects[J]. Earth and Space Science, 2021, 8(4): e2020EA001361.
- [2] ZHAO B. Trajectory planning and prediction guidance based on the moon-earth return reentry dynamics[J]. Advanced Materials Research, 2013, 2161: 100-103.
- [3] SHEN H X, LI H Y. Optimal feedback gains determination method for nominal reentry guidance[J]. Optimal Control Applications and Methods, 2016, 37(1): 212-224.
- [4] 刘迎春, 张飞鹏, 董晓军. 月球探测卫星的轨道支持[J]. 飞行器测控学报, 2003, 22(1): 15-19.  
LIU Y C, ZHANG F P, DONG X J. Orbital support to lunar exploration spacecraft [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2003, 22(1): 15-19(in Chinese).
- [5] SONG Y Z, HUANG Y, HU X G, et al. Spacecraft orbit determination with the B-spline approximation method [J]. Chinese Astrophysics, 2014, 38(2): 172-185.
- [6] 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 S Q, HUANG Y, SONG Y Z, 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(in Chinese).
- [7] HUANG Y, CHANG S Q, LI P J, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and rover[J]. Chin. Sci. Bull., 2014, 59(29-30): 3858-3867.
- [8] HUANG Y, HU X G, LI P J, et al. Precise positioning of the Chang'E-3 lunar lander using a kinematic statistical method[J]. Chin. Sci. Bull., 2012, 57(35): 4545-4551.
- [9] 王威, 胡小工, 黄勇, 等. 影响奔月飞行器定轨精度的误差源分析[J]. 飞行器测控学报, 2005, 24(1): 44-50.  
WANG W, HU X G, HUANG Y, et al. Analysis of error sources for trans-lunar spacecraft orbit determination[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2005, 24(1): 44-50(in Chinese).
- [10] 黄勇. “嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究[D]. 上海: 中国科学院国家天文台, 2006.  
HUANG Y. Orbit determination of the first Chinese lunar exploration spacecraft CE-1[D]. Shanghai: The National Astronomical Observatories of the Chinese Academy of Sciences, 2006.
- [11] 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 L, WANG H, FAN M. Application of three-way measurement in deep space exploration[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2012, 31(3): 6-10(in Chinese).
- [12] SMITH E, MORINELLI P, MOREAU M, et al. Analysis of three-way doppler tracking data from the lunar reconnaissance orbiter mission [C] // SpaceOps 2010 Conference Delivering on the Dream. Huntsville: AIAA, 2010.
- [13] 曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. USB与VLBI联合确定“嫦娥一号”卫星撞月点的位置[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1724-1729.  
CAO J F, HUANG Y, HU X G, et al. Determination of impact site of CE-1 using USB and VLBI data[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1724-1729(in Chinese).
- [14] 曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 深空探测中多普勒的建模与应用[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1583-1589.  
CAO J F, HUANG Y, HU X G, et al. Modeling and application of doppler data in deep space exploration[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(7): 1583-1589(in Chinese).
- [15] 黄普, 孙守明, 李恒年. 多级火箭主动段实时自适应跟踪算法[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(6): 39-43.  
HUNG P, SUN S M, LI H N. A real-time adaptive tracking algorithm for multi-stage rocket boost phase [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(6): 39-43(in Chinese).

## 作者简介:

黄普(1982—),男,副研究员,主要研究方向为航天最优估计, huangpu1982@163.com

(编辑:邓薇)