论文

CE-5T1探月飞行器地月转移段和环月段的实时定轨

李培佳^{1*}, 樊敏^{1,2,3,4}, 黄勇^{1,4}, 胡小工¹, 吕胜骐^{1,4}, 单荃^{1,4}

1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;
2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;
3. 空间目标测量重点实验室, 北京 100094;
4. 中国科学院大学, 北京 100049

* 联系人, E-mail: pjli@shao.ac.cn

收稿日期: 2017-02-24; 接受日期: 2017-04-01; 网络出版日期: 2017-06-30

国家自然科学基金(编号: 11403076, 11473056)、上海市科学技术委员会(编号: 3912DZ227330001)和中国科学院行星科学实验室、探月工程、空间目标测量重点实验室资助项目

摘要 随着我国探月工程和深空探测工程的实施, 传统的地基测轨手段联合最小二乘定轨预报的模式已难以满足定轨任务的实时性需求, 为此需要发展飞行器的自主测轨手段和定轨方法. 本文采用扩展卡尔曼滤波算法对探月飞行器进行实时定轨研究. 对CE-5T1月地转移段约2.5h弧长的星基GNSS伪距数据进行滤波处理, 计算结果表明, 以预报轨道为先验参考轨道, 约1h后滤波即可稳定收敛, 且收敛后轨道精度与批处理统计定轨精度相当, 位置偏差(Root Mean Square, RMS)约在30m, 速度偏差好于1cm/s. 对CE-5T1环月段地基测量数据进行滤波计算, 计算结果表明, 对于轨道周期为2h的月球探测器, 位置偏差好于50m (RMS). 由于之前的定轨信息通过协方差矩阵传递保留, 月球遮挡探测器以及月球升落引起的地面测轨数据长弧段间断不会影响后续可视弧段的滤波精度, 且只需一两个观测数据即可快速收敛至滤波稳定.

关键词 扩展卡尔曼滤波(EKF), CE-5T1, 实时定轨, 星载GNSS**PACS:** 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

1 引言

随着我国探月工程和深空探测工程的实施, 飞行器距离地球越来越远, 器地测控通信的信号传播路程增加(如地球到火星的距离约为1000光秒以上), 飞行器接收的地面测控信号功率也越来越弱. 与此同时,

为完成引力捕获、目标飞掠、伴飞或对接等任务, 飞行器对轨道精度以及轨道实时性的要求越来越高. 传统地利用地基测轨数据进行批处理统计定轨预报的模式已难以满足定轨任务的实时性需求, 为此需要发展飞行器的自主测轨手段和实时定轨能力.

目前, 我国对探月飞行器各飞行工作阶段进行的

引用格式: 李培佳, 樊敏, 黄勇, 等. CE-5T1探月飞行器地月转移段和环月段的实时定轨. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 129503
Li P J, Fan M, Huang Y, et al. Real-time orbit determination for transfer orbit and lunar orbit of the CE-5T1 probe (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2017, 47: 129503, doi: [10.1360/SSPMA2017-00044](https://doi.org/10.1360/SSPMA2017-00044)

定轨定位工作均属于批处理统计定轨,即积累一定时间段的观测数据利用统计方法(最小二乘)对卫星进行轨道确定.事后统计定轨技术已经相当成熟,对月球的动力学建模以及相关定轨软件研发都取得了很好的进展.国内Huang等人^[1-3]、Li等人^[4-6]、曹建峰等人^[7-9]、张宇等人^[10]、董光亮等人^[11]对“嫦娥一号”、“嫦娥二号”、“嫦娥三号”探测器的事后统计定轨工作进行了详细的研究和精度分析.

随着我国探月工程和深空探测的发展与成熟,对关键弧段定轨的实时性要求增强.此外,深空探测器飞行弧段长、观测时间少,除了依靠地面站的观测,也可以使用星基观测量(如CE-5T1探测器上搭载的GNSS接收机测量数据)自主测轨手段进行实时定轨,有效地节约地面站的观测资源.

2014年10月23日发射的CE-5T1探测器在完成了再入返回试验任务后,服务舱开始了4个阶段的拓展任务:大椭圆地球停泊轨道、地月转移轨道、地月L2点绕飞轨道和环月轨道,目前仍在环月轨道飞行.CE-5T1任务的地面测量跟踪网与CE-3探月任务一样,采取了深空站测距测速联合VLBI (Very Long Base Interferometry) 测量网CVN (Chinese VLBI Network)的测量跟踪模式.除了地基测量数据,CE-5T1探测器搭载了高动态、高灵敏度的L频段C/A码GNSS接收机,首次获得了月球探测任务中距离地心10000–60000km的星基观测数据.该接收机具备高灵敏度捕获和跟踪的能力,在探测器的 $\pm Z$ 轴上各装有一个天线,以增加接收机可视范围,保证导航信号全向接收.任务期间GNSS接收机共开机两次进行了验证试验,为后续月球与深空探测任务导航积累工程经验.

Fan等人^[12]、Cao等人^[13]、Liu等人^[14]利用CE-5T1地基和星基观测数据,使用批处理统计方法进行定轨分析,定轨结果与长弧段地基数据单独定轨精度相当.本文使用扩展卡尔曼滤波算法对CE-5T1探测器再入返回段和拓展任务环月飞行段进行实时定轨计算,评价卡尔曼滤波算法应用到月球探测器实时定轨的可行性,并对定轨精度进行分析.

卡尔曼滤波算法序贯处理的特点,即得到一个观测数据算一个,能够满足探测器的实时计算要求.在滤波开始阶段,由于观测数据较少,轨道精度往往较差,当滤波进行一段时间后,随着观测数据的积累,轨道确定精度趋于稳定,滤波结果收敛,对于月球探测

器,滤波收敛时间是本文的研究内容之一.

对于地球卫星,地基和星基观测数据密集,能够基本覆盖定轨弧段,使用卡尔曼滤波算法进行实时定轨可以得到很高的定轨精度.然而对于月球探测器,特别是环月探测器,会存在约数小时的月球遮挡探测器以及约12h的月球升落引起的地面测轨数据间断,在观测间断弧段,卡尔曼滤波算法的滤波结果仅为预报,轨道精度会迅速降低,降低的轨道精度对后续可视弧段的滤波精度和收敛速度的影响也是本文的研究内容之一.

2 算法

卡尔曼(Kalman)滤波提供了一种利用单个或少量观测数据对参量的先验估计进行修正并最终达到与最小二乘算法相似效果的方法,从而实现了对待估参量的实时估计.常用的卡尔曼滤波算法包括:普通卡尔曼滤波算法(Kalman Filter, KF)、扩展卡尔曼滤波算法(Extended Kalman Filter, EKF)和无迹卡尔曼滤波算法(Uncented Kalman Filter, UKF).

本文所使用的扩展卡尔曼滤波是非线性系统中常用的一种递推滤波算法.该滤波算法将非线性系统的动力学方程以及测量方程应用泰勒技术展开进行线性化处理,即只要获得上一时刻状态的估计值以及当前状态的观测值就可以计算出当前状态,因此不需要记录观测或者估计的历史信息.这样估计出的结果综合理论模型和观测数据,既限制了模型偏差也减小了测量误差.

对扩展卡尔曼滤波器简单介绍如下.

离散化的待估状态参数向量的状态方程:

$$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1}, w_{k-1}), \quad (1)$$

测量方程:

$$y_k = h(x_k) + v_k, \quad (2)$$

其中, x_k 表示 t_k 时刻的状态参数向量, u_{k-1} 表示 t_{k-1} 时刻的模型参数, w_{k-1} 表示 t_{k-1} 时刻的模型系统误差, v_k 表示 t_k 时刻的观测误差.

非线性模型的线性化方法,和平差等处理中的方法一样,即利用泰勒展开做一阶近似如下:

$$x_k = F_k x_{k-1} + W_k w_{k-1}, y_k = H_k x_k + v_{k-1}.$$

估计状态参量 x_k 的卡尔曼滤波方法由以下5个式

子描述:

时间更新方程:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = f(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}), \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{W}_k \mathbf{Q}_{k-1} \mathbf{W}_k^T. \quad (4)$$

状态更新方程:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (5)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - h(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})), \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1}, \quad (7)$$

其中, $\mathbf{P}$, $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}$ 分别是 $\mathbf{x}$, $\mathbf{w}$, $\mathbf{v}$ 的协方差矩阵. 因此如果已知 $\mathbf{x}$, $\mathbf{P}$ 的初值、观测量、模型参数以及 $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}$ 矩阵就可以实现扩展卡尔曼滤波算法.

3 测量模型与轨道计算策略

目前我国的月球探测工程已经开展了近10年, 在探月一期和二期任务中测定轨手段主要基于地基测量, 其可靠性高、测量精度稳定等特点也是目前国际上月球和深空探测任务的主要导航手段. 我国的地基深空探测网主要由深空网和VLBI观测网组成, 深空网包括3个深空站: 喀什深空站、佳木斯深空站以及在建的南美深空站3个深空站组成大三角, 可以连续不断地对探测器进行观测, 测距精度可以高达1m, 测速精度0.1mm/s. VLBI观测网(CVN)由上海、北京、昆明和乌鲁木齐构成, 在CE-3任务期间, X波段的delta-DOR测量精度可以达到0.1 ns.

考虑引力场对电磁信号传播的路径弯曲和时间延迟影响, 对于深空探测中的测量模型, 需要在太阳系质心相对论框架下建立. CE-5T1任务中涉及的测量模型主要有以下几种.

3.1 双程测距和双程多普勒测速

此测量类型上行信号发出站和下行信号接站收均为同一测站, 如美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的深空网

(Deep Space Network, DSN)、欧洲太空局(European Space Agency, ESA)深空站、日本深空站以及我国的深空站.

双程测距测速由测站发射上行信号, 经星上转发器转发后, 返回下行信号由测站接收. 发射和接收信号的为统一测站. 双程测距 ρ_i 测量模型如下:

$$\rho_i = \frac{|r(t - \Delta t_2) - R(t)| + |r(t - \Delta t_2) - R(t - \Delta t_1 - \Delta t_2)|}{2}, \quad (8)$$

其中, Δt_1 是上行信号光行时, Δt_2 是下行信号光行时, $R(t)$ 是测站在 t 时刻接收信号时测站位置矢量, $r(t - \Delta t_2)$ 为信号转发时刻飞行器位置矢量, $R(t - \Delta t_1 - \Delta t_2)$ 是测站发射信号时测站位置矢量.

双程测速 $\dot{\rho}_i$ 测量模型:

$$\dot{\rho}_i = \frac{\rho_{t_2} - \rho_{t_1}}{T_c}, \quad (9)$$

其中, T_c 为计数间隔,

$$t_2 = t + \frac{T_c}{2}, \quad t_1 = t - \frac{T_c}{2}.$$

ρ_{t_1} , ρ_{t_2} 分别为 t_1 , t_2 时刻的双程测距. 具体公式推导可见文献[2].

3.2 VLBI测量

对于无线电测距测速测量模式, 随着卫星地心距的增加, 由于测量精度的制约, 定轨精度也会越来越差. 为了得到更高精度的测量模式, 可以将VLBI技术应用到卫星跟踪, 改变策略模式单一的局面.

VLBI测量的是同一信号波前到达地面两个不同测站的时间差. VLBI时延和时延率的观测模型可简单地表示为

VLBI时延:

$$\begin{aligned} \tau_i &= \frac{1}{c}(\rho_2 - \rho_1) \\ &= \frac{1}{c}(|r(t - \Delta t) - R_2(t + \tau_i)| - |r(t - \Delta t) - R_1(t)|), \end{aligned} \quad (10)$$

VLBI时延率:

$$\dot{\tau}_t = \frac{1}{c}(\dot{\rho}_1 - \dot{\rho}_2)$$

$$= \frac{1}{c} \left[\frac{(\mathbf{r}(t - \Delta t) - \mathbf{R}_2(t + \tau_t)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t - \Delta t) - \dot{\mathbf{R}}_2(t + \tau_t))}{\rho_2} - \frac{(\mathbf{r}(t - \Delta t) - \mathbf{R}_1(t)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t - \Delta t) - \dot{\mathbf{R}}_1(t))}{\rho_1} \right], \quad (11)$$

其中, c 为光速, Δt 为信号到达一个台站1的光行时, 可通过迭代进行解算. $\mathbf{r}(t - \Delta t)$, $\dot{\mathbf{r}}(t - \Delta t)$ 是信号发射时飞行器的位置和速度矢量, $\mathbf{R}_1(t)$, $\dot{\mathbf{R}}_1(t)$ 信号在 t 时刻到达第1站时的台站1的位置和速度矢量, $\mathbf{R}_2(t + \tau_t)$, $\dot{\mathbf{R}}_2(t + \tau_t)$ 为信号在 $t + \tau_t$ 到达第2站时的台站2的位置和速度矢量, 具体公式推导可见文献[2].

3.3 星载GNSS伪距测量

CE-5T1任务中除了地基测量外, 还搭载了星载GNSS接收机, GNSS接收机获取的基本观测量包括伪距、相位和多普勒频率变化等. 通常用于航天器定轨/定位的测量量主要是伪距(C/A码)和相位(L1, L2).

伪距观测量是导航卫星到接收机的距离, 由于卫星钟、接收机钟的误差以及无线电信号经过电离层和对流层的延迟, 实际测出的距离 ρ' 与接收机至导航卫星几何距离 ρ 有一定的差值, 因此, 将 ρ' 称为伪距. 根据伪距观测量与几何距离的关系, 伪距观测方程可表示如下:

$$\rho^k = \tilde{\rho}^k + c\delta t - c\delta t^k + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{pco}} + \delta\rho_{\text{pco}}^k + \varepsilon_{\rho}, \quad (12)$$

其中, ρ^k 为伪距观测值; $\tilde{\rho}^k$ 为第 k 颗GNSS卫星至探月卫星的几何距离; c 为真空中的光速; δt 为探月卫星星载接收机钟差; δt^k 为第 k 颗导航卫星钟差; $\delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论改正; $\delta\rho_{\text{pco}}$ 为探月卫星接收机天线相位中心偏差;

$\delta\rho_{\text{pco}}^k$ 为第 k 颗导航卫星天线相位中心偏差; ε_{ρ} 为观测噪声.

由于中性大气层高度为80km以下, 电离层高度为1000km以下, 而探月卫星的飞行高度大部分在地面5000km以上, GNSS卫星信号跟踪飞行试验器时穿过对流层和电离层的信号远小于总信号的5%, 故在伪距测量方程右端不考虑中性大气层和电离层延迟影响.

本文实时定轨为了精确消除接收机钟差影响, 采用星间差分伪距数据消除接收机钟差, 然后进行定轨计算. 对于同一观测时刻, 第 k 颗GNSS卫星和第 j 颗GNSS卫星对飞行试验器的星间差分伪距观测方程为

$$\rho^k - \rho^j = \tilde{\rho}^k - \tilde{\rho}^j + c\delta t - c\delta t^k + c\delta t^j + \delta\rho_{\text{rel}}^k - \delta\rho_{\text{rel}}^j + \delta\rho_{\text{pco}}^k - \delta\rho_{\text{pco}}^j + \Delta\rho_{\text{pco}}^{k,j} + \varepsilon_{\rho}^{k,j}, \quad (13)$$

其中, $\Delta\rho_{\text{pco}}^{k,j}$ 是探月卫星天线相位中心改正之差, $\varepsilon_{\rho}^{k,j}$ 为观测噪声.

3.4 轨道计算策略

探月飞行器实时定轨和事后定轨在算法、积分器选择以及定轨策略的制定上有很大区别, 具体可见表1.

对于测距系统差由于扣除给定值后残余系统差在10m以内, 且随着设备开关机会变化, 所以在事后定轨时采用分弧段解算测距系统差的策略, 而在实时定轨时考虑到几米的测距系统差对几十米的定轨精度影响有限, 且若数据存在较大野值或滤波不平稳时, 解算结果反而不如不解, 所以在实时滤波计算时仅扣除测距系统差常值, 不对残余系统差进行解算.

对于地基测量量, 事后和实时计算均可处理; 而对于星基GNSS测量量, 由于存在接收机钟差、钟跳等影响, 实时定轨仅处理差分伪距数据.

滤波计算的初始轨道为预报轨道, 初始先验协方差矩阵为对角阵, 对角元素为初始轨道误差平方值. 地

表1 事后与实时定轨策略
Table 1 Orbit determination strategy

事后		实时
算法	最小二乘批处理	扩展卡尔曼滤波
积分器	KSG	RK78
测距系统差	定轨时分测站分弧段解算	滤波时给予常值扣除不解算
测量数据	测距、测速、VLBI时延、时延率、GNSS伪距、GNSS相位	测距、测速、VLBI时延、时延率、GNSS差分伪距

月间转移飞行弧段轨道位置误差约为1km, 初始先验协方差矩阵的对角元素为 $[1000^2, 1000^2, 1000^2, 0.1, 0.1, 0.1]$; 环月段弧段轨道位置误差约为500 m, 初始先验协方差矩阵的对角元素为 $[500^2, 500^2, 500^2, 0.1, 0.1, 0.1]$.

4 计算结果与分析

4.1 地月间转移飞行弧段星基测量数据实时定轨精度分析

CE-5T1探测器在主任务期间, 其上搭载的星载GNSS接收机分别于地月转移初期和月地转移后期各开机1次, 具体弧段分别为: 弧段1: 2014-10-23 18:56–21:53; 弧段2: 2014-10-31 18:55–21:56, 弧段内飞行试验器到地心的距离变化范围为10000–60000km.

GNSS测量数据采样率为1s, 数据格式采用通用的RINEX格式, 包括GPS/GLONASS (Global Positioning System/Global Navigation Satellite System)的伪距和载波相位数据. GLONASS系统相对于GPS系统而言, 星载接收机接收到的信号更弱、可见星数量更少、几何精度因子 (Geometric Dilution of Precision, GDOP)更差. Fan等人^[12]在处理数据时, 发现利用GLONASS测量数据的单点定位误差大, 且部分测量数据有错误, 因此, 本文仅利用GPS数据进行定轨和精度分析.

Fan等人^[12]在利用GNSS数据定轨分析时对可见星数量以及位置精度因子 (Position Dilution of Precision, PDOP)进行了详细的分析, 本文在此不再详述, 具体结果见表2. 分析表明, 此次试验获取的GNSS测量数据可靠, 可以开展数据处理分析.

GNSS跟踪弧段1处于地月转移初期, CE-5T1探测器有多次调姿、喷气动作, 对轨道的测量和确定有一定影响, 不利于精度评估与分析; 弧段2处于月地转移后期的关键弧段, CE-5T1探测器飞行姿态稳定, 有利于评估GNSS测量数据的定轨精度; 且弧段2的定轨结果对于CE-5T1舱器分离点的的预报结果有重要作用,

因此, 本节对第2弧段进行定轨预报精度分析.

对探测器在UTC时间2014-10-31 18:55–21:20进行滤波定轨. GNSS星间差分伪距数据定轨后的残差如图1所示, 滤波后残差统计的RMS为7.7m.

将滤波计算结果与Fan等人^[12]使用批处理统计算法的定轨结果进行星历比较, 结果如图2所示.

对弧段2进行滤波定轨, 1h后滤波收敛稳定, 分别统计全弧段和滤波稳定后的星历比较结果, 见表3.

卡尔曼滤波算法与批处理算法不同点在于滤波算法是来一个观测量计算一个, 随着观测量累积, 定轨

图1 GNSS差分伪距数据残差图

Figure 1 The post-fit residuals of GNSS single-difference pseudorange data.

图2 (网络版彩色) Kalman滤波算法与最小二乘法定轨后星历比较

Figure 2 (Color online) Ephemeris differences between Kalman filter method and least-squares estimation.

表2 GNSS数据可见星数量和PDOP

Table 2 The number of tracked GNSS satellites and the PDOP

	卫星平均可见数	4颗以上可见星	PDOP	三维定位精度 (m)
弧段1	8.6	98%	12.6	9–180
弧段2	7.5	98%	10.1	7–144

精度逐渐收敛. 所以在滤波开始启动时, 精度较差, 随着观测量增多, 定轨精度提高, 最终可以达到与批处理算法相当的定轨精度.

批处理的定轨结果与基准轨道(地基测定轨系统的长弧定轨结果)相比, 位置偏差小于109m, 速度偏差小于0.02 m/s^[12]. Kalman滤波结果与批处理定轨结果差异如下: 对全弧段定轨结果的统计偏差较大, 三维位置差异约130m, 速度差异3.65cm/s, 这主要由于全弧段的统计结果包括了刚开始滤波时不稳定的轨道精度; 当滤波开始进行1h后, 滤波结果逐渐稳定, 对滤波稳定后的轨道进行比较, 三维位置偏差约30m, 速度偏差好于1 cm/s.

4.2 环月飞行弧段地基测量数据实时定轨精度分析

CE-5T1探测器在完成既定的再入返回任务后, 服务舱和返回器在距离地面5000km处分离, 返回器于2014年10月31日22时42分在内蒙古四子王旗预定区域成功着陆, 之后服务舱开始了4个阶段的拓展任务:

大椭圆地球停泊轨道、地月转移轨道、地月L2点绕飞轨道和环月轨道4个阶段.

环月轨道拓展任务的主要目的是为了验证未来CE-5任务月球轨道交会对接段的轨道确定和预报精度, 分为调相试验段、降轨控制试验段和上升器远程导引试验段, 各飞行弧段的变轨控制节点和轨道信息见表4.

第1次调相前定轨弧长约为6.5h, 每隔2h有约1h的月球遮挡, 观测数据为3条基线的VLBI数据和两个深空站测距数据, 滤波后测量数据残差如图3所示.

滤波后探测器轨道与统计定轨算法星历比较结果如图4所示.

从星历比较结果可以看到, 观测开始1/2h后滤波开始收敛, 在月球遮挡弧段由于没有观测数据, 滤波过程为仅预报, 轨道预报精度随着时间变差, 可以到km量级; 但当新的观测数据加入时, 滤波结果可以迅速收敛(一两个点即可), 主要原因是之前定轨的信息都通过协方差矩阵传递保留.

第2次调相前定轨弧长约为23h, 除了2h一次的月

表 3 CE-5T1奔月段滤波轨道与精密轨道星历比较结果
Table 3 Comparison of the residual RMS in OD (orbit determination) for transfer trajectory of CE-5T1

轨道比较 弧段	位置RMS (m)				速度RMS (cm/s)			
	径向	切向	法向	三维	径向	切向	法向	三维
全弧段	126.16	14.48	23.60	129.16	2.83	0.56	2.24	3.65
滤波稳定后	28.30	7.20	10.08	30.89	0.63	0.23	0.53	0.78

表 4 CE-5T1拓展实验飞行轨道信息
Table 4 Orbit information of CE-5T1 extened mission

	轨道弧段	轨道类型	轨道倾角 (°)	定轨弧长 (h)
调相试验段	第1次调相前	220 km×170 km	21	6.5
	第2次调相前	320 km×200 km	21	23
	第3次调相前	320 km×200 km	21	16.5
降轨控制试验段	第1次降轨前	230 km×170 km	18	22
	第2次降轨前	200 km×130 km	18	21.5
	第3次降轨前	220 km×60 km	18	6
上升器远程导引试验段	第1次远程导引控制前	180 km×20 km	19	22
	第2次远程导引控制前	180 km×160 km	19	10
	第3次远程导引控制前	180 km×160 km	19	12
	第4次远程导引控制前	210 km×180 km	19	16

图3 (网络版彩图)第1次调相前滤波后观测量残差. (a) VLBI时延数据残差; (b) 测距数据残差

Figure 3 (Color online) The post-fit residuals of observation data before the first orbital manoeuvre. (a) VLBI delay residuals; (b) range residuals

图4 (网络版彩图)第一次调相前, Kalman滤波与统计定轨算法星历比较结果

Figure 4 (Color online) Ephemeris differences between Kalman filter method and least-squares estimation before the first orbital manoeuvre.

球遮挡外, 该弧段还包含了月落引起的接近12h观测数据间断. 对第2次调相前的轨道进行滤波, 观测量残差如图5所示.

滤波后探测器轨道与统计定轨算法星历比较结果如图6所示.

图5 (网络版彩图)第2次调相前滤波后观测量残差. (a) VLBI时延数据残差; (b) 测距数据残差

Figure 5 (Color online) The post-fit residuals of observation data before the second orbital manoeuvre. (a) VLBI delay residuals; (b) range residuals

图6 (网络版彩图)第2次调相前Kalman滤波与统计定轨算法星历比较结果

Figure 6 (Color online) Ephemeris differences between Kalman filter method and least-squares estimation before the second orbital manoeuvre.

从星历比较结果可以看到, 观测开始1/2h后滤波开始收敛, 在月球遮挡弧段以及月落弧段由于没有观测数据, 滤波过程仅为轨道预报过程, 预报误差随着时间推移变差, 12h的月落弧段轨道预报误差达到20km量级; 但当新的观测数据加入时, 滤波结果同样可以

表 5 CE-5T1 环月段滤波轨道与精密轨道星历比较结果**Table 5** Comparison of the residual RMS in OD for lunar orbit trajectory of CE-5T1

	轨道类型	统计弧段测量量	径向 (m)	切向 (m)	法向 (m)	三维 (m)
第一次调相前	220 km×170 km	测距+VLBI	6.70	31.55	30.48	44.38
第二次调相前	320 km×200 km	测距+VLBI	21.19	25.49	17.64	37.55
第三次调相前	320 km×200 km	测距	247.16	142.23	75.88	295.09
第一次降轨前	230 km×170 km	测距	27.83	92.39	117.80	152.27
第二次降轨前	200 km×134 km	测距+VLBI	32.62	38.33	9.93	51.30

迅速收敛(一两个点即可).

对调相试验段和降轨控制段的各轨道类型弧段进行Kalman滤波分析,选取滤波稳定后的弧段与批处理统计算法的定轨结果进行星历比较,轨道类型、统计弧段测量量以及滤波结果见表5,分析可以得到以下结论: (1) 对于轨道周期为2h的环月探测器,观测开始30min后滤波收敛. (2) 使用扩展卡尔曼滤波定轨算法在滤波稳定后可以得到与批处理统计定轨相当的定轨精度. (3) 测距单站定轨弧段,定轨精度在150–300m;对于有VLBI数据的弧段,定轨精度可以达到50m,这与统计定轨中单站测距定轨精度与联合定轨精度的分析结论一致. (4) 月球背面遮挡以及月落月升会引起地基观测数据间断(最长可达12h),在无观测数据弧段,轨道预报误差会明显变差,但随着新观测数据的加入,定轨精度可以很快收敛(一两个点即可),主要原因是之前定轨的信息都通过协方差矩阵传递保留.

5 讨论和结论

本文使用扩展卡尔曼滤波算法对CE-5T1探测器实时定轨计算进行研究,对卡尔曼滤波算法、测量模型建模、定轨策略研究等方面进行了详细阐述;利用实测数据进行滤波计算并与批处理统计定轨的计算结果进行比较,为深空探测后续的实时定轨研究提供前提和基础.

作为传统地基测定轨系统的有益补充,GNSS测量技术是未来月球和深空探测活动中一种新的测量与导航技术体制.利用CE-5T1任务返回段的GNSS差分伪距实测数据进行计算分析,对月地转移段2.5h弧长的星基GNSS数据进行Kalman滤波,计算结果表明,滤波开始1h后,结果稳定收敛,且滤波稳定后与批处理统计算法精度相当,位置偏差约在30m,速度偏差好于1cm/s.

使用CE-5T1环月段地基测量数据(测距联合VLBI)进行卡尔曼滤波,计算结果表明,对轨道周期为2h的环月探测器,观测开始30min后滤波可收敛;滤波稳定后可以得到与统计定轨相当的定轨精度:测距单站定轨弧段,定轨精度在150–300m;测距联合VLBI数据的弧段,定轨精度可以达到50m;月球背面遮挡以及月落月升会引起大间隔的无观测数据覆盖弧段(最长可达12h),在无观测数据弧段,轨道预报误差会明显变大,但随着新观测数据的加入,定轨精度可以很快收敛(一两个点即可),主要原因是之前定轨的信息都通过协方差矩阵传递保留.

本文的相关结论证明了扩展卡尔曼滤波算法应用于月球探测器定轨的可行性,可以得到与批处理统计定轨算法相当的定轨结果,对于地月转移段收敛时间约1h,环月段约30min,且观测数据间断对后续可视弧段的滤波精度和滤波收敛时间影响有限.

致谢 感谢探月工程VLBI测轨分系统对本文的数据支持,感谢评审专家对本文提供的宝贵建议.

参考文献

- Huang Y, Chang S, Li P, et al. Orbit determination of Chang'E-3 and positioning of the lander and the rover. *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 3858–3867
- Huang Y. Orbit Determination of the First Chinese Lunar Exploration Spacecraft CE-1 (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Shanghai: Shanghai Astronomy Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2006 [黄勇. “嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究. 博士学位论文. 上

海: 中国科学院上海天文台, 2006]

- 3 Huang Y, Hu X G, Li P J, et al. Precise positioning of the Chang'E-3 lunar lander using a kinematic statistical method. *Chin Sci Bull*, 2012, 57: 4545–4551
- 4 Li P J, Hu X G, Huang Y, et al. Orbit determination for Chang'E-2 lunar probe and evaluation of lunar gravity models. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2012, 55: 514–522
- 5 Li P J, Hu X G, Huang Y, et al. Kinematic statistical method using in the orbit determination of CE-1 (in Chinese). *Prog Astron*, 2010, 28: 290–300 [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. 天文学进展, 2010, 28: 290–300]
- 6 Li P J, Huang Y, Chang S Q, et al. Positioning for the Chang'E-3 lander and rover using Earth-based observations (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 3162–3173 [李培佳, 黄勇, 昌胜骐, 等. 基于地基观测的嫦娥三号着陆器与巡视器高精度定位. 科学通报, 2014, 59: 3162–3173]
- 7 Cao J F, Huang Y, Hu X G, et al. The effect of lunar gravity field on the low orbit of lunar satellite CE-1 (in Chinese). *J Astron*, 2010, 31: 998–1004 [曹建峰, 黄勇, 胡小工, 等. 月球重力场对“嫦娥一号”近月轨道的影响. 宇航学报, 2010, 31: 998–1004]
- 8 Cao J F, Hu S J, Liu L, et al. Orbit determination and analysis for Chang'E-2 asteroid exploration (in Chinese). *J Beijing Univ Aeron Astron*, 2014, 40: 1095–1101 [曹建峰, 胡松杰, 刘磊, 等. “嫦娥二号”小行星探测试验定轨计算与分析. 北京航空航天大学学报, 2014, 40: 1095–1101]
- 9 Cao J F, Huang Y, Hu X G, et al. Determination of impact site of CE-1 using USB and VLBI data (in Chinese). *J Astron*, 2010, 31: 1724–1729 [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. 宇航学报, 2010, 31: 1724–1729]
- 10 Zhang Y, Cao J F, Duan J F, et al. Orbit dynamics model compensation and implementation for continuous attitude control of Chang'E 3 probe (in Chinese). *J Astron*, 2015, 36: 489–495 [张宇, 曹建峰, 段建锋, 等. 嫦娥三号探测器连续姿控的轨道动力学模型补偿及实现. 宇航学报, 2015, 36: 489–495]
- 11 Dong G L, Fan M, Li P J, et al. Chang'E 2 lunar probe orbit determination and support (in Chinese). *J Astron*, 2013, 34: 457–463 [董光亮, 樊敏, 李培佳, 等. 嫦娥二号探测器轨道确定与支持. 宇航学报, 2013, 34: 457–463]
- 12 Fan M, Hu X G, Dong G, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique. *Adv Space Res*, 2015, 56: 2473–2482
- 13 Cao J F, Zhang Y, Hu S J, et al. Orbit determination for CE5T based upon GPS data (in Chinese). *Syst Eng Electron*, 2016, 38: 1121–1125 [曹建峰, 张宇, 胡松杰, 等. CE5T星载GPS数据的定轨分析. 系统工程与电子技术, 2016, 38: 1121–1125]
- 14 Liu H, Cao J, Cheng X, et al. The data processing and analysis for the CE-5T1 GNSS experiment. *Adv Space Res*, 2017, 59: 895–906

Real-time orbit determination for transfer orbit and lunar orbit of the CE-5T1 probe

LI PeiJia^{1*}, FAN Min^{1,2,3,4}, HUANG Yong^{1,4}, HU XiaoGong¹,
CHANG ShengQi^{1,4} & SHAN Quan^{1,4}

¹ Shanghai Astronomy Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;

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

³ Key Laboratory of Space Object Measurement, Beijing 100094, China;

⁴ University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

In order to meet the needs of autonomous capability for the lunar exploration, an analysis of real-time orbit determination is proposed in this paper for the CE-5T1 probe by using extended Kalman filter. For the lunar-Earth transfer orbit, compared with the least squares method, the accuracy of orbit determination result using 2.5 h satellite-based GNSS data is about 30 m in position, and 1 cm/s in velocity by using EKF method, as well as the velocity of convergence is better than 1 h. For the lunar orbit, the result shows that the EKF method is able to achieve the same level accuracy to the least squares method, furthermore, through a better orbit forecast algorithm design, the Earth-based observation gap caused by the shelter of the moon has little influence to the filter accuracy of the following observation arc.

extended Kalman filter, CE-5T1, real-time orbit determination, satellite-based GNSS

PACS: 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

doi: [10.1360/SSPMA2017-00044](https://doi.org/10.1360/SSPMA2017-00044)