第 46 卷 第 2 期 天 文 学 报 Vol.46 No.2
2005 年 4 月 ACTA ASTRONOMICA SINICA Apr., 2005

# 环月飞行器精密定轨的模拟仿真*

胡小工 [1,2] 黄 □ [1,2] 黄 勇 [1,3]

(1 中国科学院上海天文台 上海 200030)
(2 中国科学院国家天文台 北京 100012) (3 中国科学院研究生院 北京 100039)

**摘要** 以中国正在实施的探月计划 “嫦娥 1 号” 工程为背景，分析了在中国联合 S 波段 (USB) 测控网和甚长基线射电干涉 (VLBI) 跟踪网的现有空间分布、观测精度水平下的环月飞行器精密定轨. 采用的方法是模拟仿真计算，即首先模拟观测数据，然后在计入各误差源的影响后进行求解，并对解算结果进行比较. 模拟仿真的工具是美国宇航局哥达德飞行中心的空间数据分析软件系统 GEODYN. 环月飞行的主要误差源是月球重力场，为此首先讨论了目前精度最高的月球重力场模型 JGL165P1 的 (形式) 误差. 在模拟了测距、测速以及 VLBI 的时延、时延率数据后，计入月球重力场的误差进行精密轨道确定. 定轨时采用了减缩动力学 (reduced dynamic) 方法，即选用合适的经验加速度参数吸收重力场误差对定轨的影响. 结果表明对于一个不将月球重力场作为主要科学目标的探月计划 (如 “嫦娥 1 号”)，减缩动力学方法是一个简单、有效地提高环月飞行器定轨精度的方法.

**关键词** 天体力学：月球探测，精密定轨，月球重力场
**中图分类号**： P 135; **文献标识码**： A

## 1 引言

根据我国月球探索的规划，探月计划将分为绕、落、回 3 个阶段. 其中的第一阶段，即发射一个绕月飞行器 (已命名为 “嫦娥 1 号”) 进行月球表面三维成图、月壤化学成分等研究，计划将于 2006 年前发射. 我国目前火箭运载的能力可以确保把总重约 2.5 吨的飞行器送到约 38 万公里的地月距离处，但保证其准确进入环月飞行工作轨道则有赖于地面测控系统的精密定轨和轨道预报. “嫦娥 1 号” 的整个飞行过程包括以地球为中心的调相轨道 (Phasing orbit) 飞行、地月系之间的奔月飞行轨道 (Translunar orbit) 以及进入环月工作轨道 (Mission orbit) 的飞行. 各阶段飞行的姿态各不相同. 为保证探月计划的成功，各段飞行要求地面测控网达到的定轨精度是不同的，因而布设的测控网也略有差异. 前两阶段的定轨精度要求比环月工作轨道的定轨精度要求低，并且可能有远洋测量船参加跟踪；而与实现探月工程科学目标密切相关的环月阶段精密定轨，可能将主要依赖于我国境内的联合 S 波段 (USB) 站以及甚长基线射电干涉 (VLBI) 网. 本文讨论的问题是，在现有测控网的空间分布、观测精度水平下，环月飞行器定轨的精度到底能达到多少.

2004-06-29 收到原稿， 2004-08-27 收到修改稿
* 国家自然科学基金 (40374002) 和中科院知识创新工程重要方向项目 (KJCX2-SW-T1) 资助

为了定量地回答该问题，我们采用由美国宇航局哥达德空间飞行中心发展的空间技术数据分析软件系统 GEODYN 来进行仿真模拟． GEODYN 已广泛应用于国际上众多空间探索计划的数据分析，例如日本的探月计划 SELENE 就采用其作为分析解算月球背面重力场的工作基础．和其他的空间对地数据分析系统，如处理卫星激光测距资料的 UTOPIA, 或处理 GPS 资料的 GAMIT 相比， GEODYN 在数值积分轨道时可以把坐标系原点平移到其他天体 (如月球、金星) 的质心并计入其非球形重力场摄动．考虑到各天体的自转和它们之间的相互运动， GEODYN 的这项看似简单的功能不容易在其他数据分析系统中实现．上海天文台通过一个与美国宇航局的合作协议获得了 GEODYN 的正式源代码.

GEODYN 的另一项功能是能处理多种观测类型的资料，其中包括我国 USB 测控网观测的双程测距、测速数据以及 VLBI 的时延、时延率数据． USB 测控网已成功应用于我国的多个地球卫星以及神舟系列飞船的测控，其测量模型相对较简单．而 VLBI 则是我国首次应用于深空探测．我们在这里简单地介绍其测量模型．关于其工作原理及其精度指标，见文 [1] 第二章.

在 VLBI 技术的天文或大地测量应用中，观测对象是遥远的射电源，而在人造天体的 VLBI 观测中，观测对象是位于有限空间距离的人造信标．由于观测对象的不同频率特征，对人造天体的 VLBI 观测精度将不同于对射电源的观测精度．根据 VLBI 的工作原理，射电信号干涉后得到的是同一信号到达两个天线的时间延迟以及时间延迟的时间变化率．设 $\boldsymbol{r}(t)$ 、 $\boldsymbol{R}_1(t_1)$ 、 $\boldsymbol{R}_2(t_2)$ 分别是信号发射时飞行器的位置矢量、该信号到达第 1 站时的台站的位置矢量、该信号到达第 2 站时的台站的位置矢量．由于飞行器到各站的距离不等，信号到达各站的时间也是不相等的．则 USB 的测距和测速观测的测量模型为：

$$\rho_1 = |\boldsymbol{r}(t) - \boldsymbol{R}_1(t_1)|\,,$$

$$\dot{\rho}_1 = \mathrm{d}\rho_1/\mathrm{d}t = (\boldsymbol{r}(t) - \boldsymbol{R}_1(t_1)) \cdot (\dot{\boldsymbol{r}}(t) - \dot{\boldsymbol{R}}_1(t_1))/\rho_1\,. \tag{1}$$

而 VLBI 时延和时延率的测量模型可简单地表示为 ($c$ 为光速):

$$\tau = (\rho_1 - \rho_2)/c, \qquad \dot{\tau} = (\dot{\rho}_1 - \dot{\rho}_2)/c\,. \tag{2}$$

对有限天体的 VLBI 时延又称为单程距离差, 时延率又称为单程距离差的时变率. 如果该天体对至少 4 个地面天线共视, 则可根据 6 个时延观测量 (其中仅 3 个是独立的) 解算出该天体的角位置. 刘迎春等 [2] 假设在探月测轨时采用的数据是测距、测速以及 VLBI 测角，在此基础上进行了定轨试验，结果表明联合 USB 和 VLBI 观测可显著提高定轨精度．本文不采用文 [2] 的假设，而直接将 VLBI 时延、时延率作为观测量与 USB 的测距、测速数据联合定轨．这样做的好处除了可充分利用 VLBI 时延率数据外，即使对某个历元可能没有 6 个时延观测量 (此时无法解算角位置), 时延数据也可参加定轨的解算.

Carranza[3] 在分析 Lunar Prospector (LP) 的测距、测速数据已指出环月飞行器定轨的力学模型较简单，包括月球重力、月球重力的固体潮和相对论改正、月球扁率的间接效应、太阳系其他天体的引力摄动、地球扁率的直接和间接效应以及太阳辐射压．其中的月球重力场误差是最主要的误差源．文 [3,4] 表明，对 LP 的精密定轨，采用 LP100J 模型可达到径向米级，沿迹和轨道面法向小于 10 米级的 (内符轨道重叠) 精度．而其后正

式发布的 JGL165P1 模型，即本文采用的模型，应该有更高的精度．但是地球重力场的经验表明，主要利用一个飞行器的测轨资料建立的重力场在应用到另外轨道上的飞行器定轨时，其效果可能并不好，其中的一个主要原因是重力场不可避免地吸收了部分与该飞行器有关的其他轨道误差．

如果采用 JGL165P1 提供的重力场球谐展开系数的误差，则不难发现有的系数的 (形式) 误差与该系数本身的值量级相当．这意味着对那些未将月球重力场解算作为主要科学目标的探月计划，如我国的 “嫦娥 1 号”，直接采用 JGL165P1 来定轨可能并不是最佳的方案．因此本文讨论的问题，即环月飞行器的定轨精度，等价于如何克服月球重力场的误差对定轨的影响 (另一个影响定轨精度的重要因素，地面跟踪网的分布及测量精度，不在本文讨论)．在地球卫星定轨研究的早期也遇到过类似的问题，例如在 JGM3 发表前的海洋测高卫星 Topex/Poseidon 精密定轨问题．解决的方案之一即减缩动力学 reduced dynamic 方法 [5,6]，其核心是根据重力场误差的特点，在定轨中解算一些经验加速度以吸收重力场的误差．该方法后来更广泛地运用在星载 GPS 的精密定轨中，收到了很好的效果 [7]．

基于前述分析，本文的目的就是考察能否用减缩动力学方法提高 “嫦娥 1 号” 的定轨精度．而 GEODYN 提供的强大的经验加速度参数解算功能，极大地方便了本文的工作．但在讨论定轨精度之前，首先来考察月球重力场模型 JGL165P1 的误差．

## 2 月球重力场误差

月球重力场的测定及其与月球起源和演化的关系是 LP 的主要科学目标之一．Konoplv 等 [8] 通过对 LP 的高精度测轨，解算出的月球重力场不仅揭示了 3 个新的质量瘤，而且通过提高月球极惯量矩 (与月球重力场的二阶系数等价) 的精度，LP 还对月球内核的半径和化学成份进行了约束．但文 [8] 也同时指出，由于 LP 没有月球背面的观测数据，得到的 20 阶以上的重力场球谐展开系数可能是不可靠的．即将于 2005 年发射的日本探月计划 SELENE 的主要目标是提高月球重力场的精度，特别是背面重力场的精度．为此，他们特别设计了一个环月中继卫星，当环月主飞行器飞到月球背面时，将与环月中继卫星保持多普勒测量链路的通畅，其对应的观测量也从双程多普勒 (地面天线 → 环月主飞行器 → 地面天线) 变成了四程多普勒 (地面天线 → 环月中继卫星 → 环月主飞行器 → 环月中继卫星 → 地面天线)．见文 [9]．

定义大地水准面为 [10]：

$$N(\theta,\phi)=a\sum_{l=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{l}P_{lm}(\cos\theta)(C_{lm}\cos m\phi+S_{lm}\sin m\phi)\,, \tag{3}$$

其中 $N$ 为大地水准高，$a$ 为赤道半径，$l,m$ 分别为重力场球谐展开的阶、次．$\theta,\varphi$ 分别为余纬度和经度．$C_{lm},S_{lm}$ 即为球谐展开的系数．另外定义 $l$ 阶球谐系数的振幅为

$$N_l=a\sqrt{\sum_{m=0}^{l}(C_{lm}^2+S_{lm}^2)}\,, \tag{4}$$

振幅反映重力场的平滑度，等价于文 [8] 中的均方根量级 (RMS Magnitude)．同样定义 $l$

阶误差来反映模型的误差水平,

$$E_l = a\sqrt{\sum_{m=0}^{l}[(\sigma_C_{lm})^2 + (\sigma_S_{lm})]^2}\,. \tag{5}$$

其中 $\sigma_C_{lm}$ 、 $\sigma_S_{lm}$ 分别为球谐系数的 $1\sigma$ 形式误差. $N_l$ 、 $E_l$ 的单位为长度单位. 图 1 为 JGL165P1 对应的月球大地水准面的振幅和误差. 作为比较，也同时给出了根据 GRACE 资料解得的地球大地水准面振幅和误差.

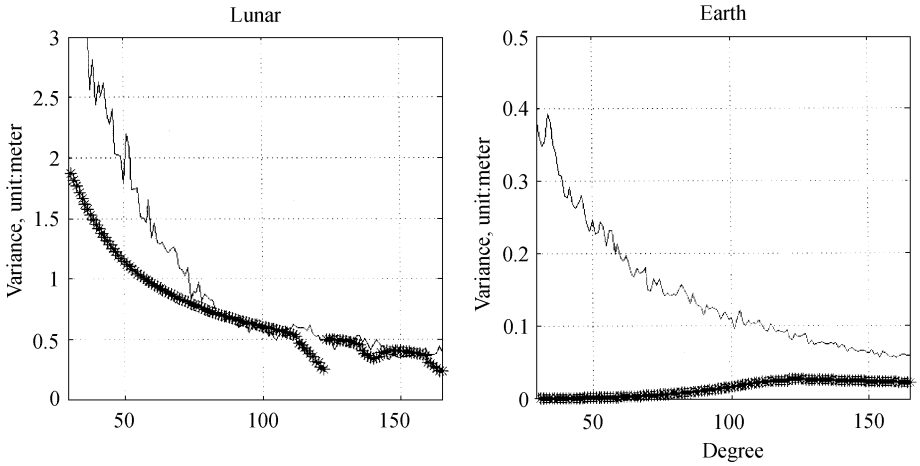


图 1　月球 (左) 和地球 (右) 的重力场对应的大地水准面振幅 (细线) 和误差 (粗线) 随阶数的变化

Fig. 1　Variation of the Geoid amplitude (light curve) and error (heavy curve) corresponding to gravity with degree for the moon (left) and the Earth (right)

从图 1 可以看出，尽管地球赤道半径是月球半径的 3.67 倍，地球 30 阶以上的重力场振幅要大大小于同阶的月球重力场振幅. 当然， $l$ 阶重力场的空间分辨率为 $2\pi a/l$, 所以地球和月球同阶的球谐展开对应于不同尺度的空间分辨率. 地球和月球大地水准面振幅方差的差别有深远的地球物理和月球物理意义 [8], 详细地讨论已超出本文的范畴. 对定轨研究而言，误差才是关注的焦点.

比较地球和月球重力场的误差 ( 粗线), 除了量级上的差异外，一个突出的差别是，地球重力场的误差随阶数增加而变大，而月球重力场的误差随阶数增加在变小，并且在阶数约 120 时有一个不连续的跳动. 本文在此不详细地讨论这种差别的原因只简单地指出，地球重力场的误差是较合理的. 其原因在于，通过飞行器轨道的变化来探测重力场时，总是对应于较大空间尺度质量分布的低阶球谐系数比对应于较小空间尺度质量分布的高阶球谐系数更容易反映在轨道变化中，因而低阶系数的精度应该高于高阶系数的精度. 月球重力场误差主要反映的是对其误差的先验 Kaula 约束 [11,12], 而不完全是测轨数据的贡献.

从信噪比的角度来看, 地球重力场直到 150 阶, 其形式误差仍小于重力场本身的值, 而对于月球重力场，约从 80 阶开始，形式误差就与重力场本身的量级相当了. 地球重力场的高精度是在发展了众多的测量新技术，如低轨卫星对高轨卫星的跟踪、低轨卫星之

间的跟踪、非保守力加速仪测量等后获得的，而月球重力场的建立主要依赖的是对 LP 的测轨．地球和月球重力场精度的差异也表明提高月球重力场的精度仍然是值得深入研究的课题．

在这方面，日本的探月计划 SELENE 代表了最新的尝试．虽然在我国探月计划的第 1 阶段并未将月球重力场作为主要的科学目标，但随着地面测控系统经验的积累以及精度的提高，还是有可能在探月计划的后续阶段开展月球重力场的工作．

## 3 减缩动力学方法

重力场误差对飞行器轨道的影响可以用 Kaula 的线性理论很好地描述 [11,12]．重力场摄动反映在飞行器的轨道根数上，也就是各轨道根数都有非常复杂的变化．若在频率域讨论根数变化，则其谱分解包含了轨道周期、半周期等众多信号．由于重力场的解算一般需要长弧段的数据，飞行器精密定轨不会同时改进重力场．

Yunck 等 [6] 最早提出了减缩动力学方法，并成功应用于 JGM3 之前的 T/P 精密定轨，其实质是用一些经验的参数来吸收动力学模型的误差．就其统计性质而言，这些经验参数既可以是随机的也可以是确定性的．减缩动力学方法并不适用于所有飞行器的精密定轨，仅适用于对飞行器有连续地跟踪观测的情况．经验表明，只有在较强的观测数据约束下解算经验参数才能有效地吸收未模制的误差，否则反而会引起解算的发散．该方法大量应用于全球网的 GPS 定轨或者是星载 GPS 的精密定轨中，在这两种情况下都可保证对飞行器 (GPS 或 LEO 卫星) 的连续跟踪 [5]．从这个前提考虑，减缩动力学方法并不完全适用于环月飞行器的定轨，这是因为，环月飞行器在每个轨道周期，大约都有一半的时间位于月球的背面，而不能被地面跟踪网观测到．所以我们需要尝试用较长的弧段来解算经验加速度参数．

常用的并且最有效的经验加速度参数包括：沿迹、径向和轨道面法向的常数加速度，以及在这 3 个方向上周期为轨道周期的时变加速度 (once per cycle, 1-cpr)．而解算它们可能采取不同的观测弧段长度．例如在 T/P 的 GPS 定轨的经验加速度中，沿迹方向的常数加速度每 8 小时解算一次，而每 24 小时解算一次 1-cpr 经验加速度；在 Jason 卫星的星载 GPS 定轨中，每 30 小时解算一次沿迹方向的常数加速度；每隔 30 分钟解算一次沿迹和轨道法向的 1-cpr 经验加速度 [5]．减缩动力学精密定轨的成功完全取决于经验加速度的参数化，即采用多长弧段解算什么类型的经验加速度，而为了获得合适的经验加速度组合，需要进行反复多次的试验．

由于在解算中增加待估参数，减缩动力学定轨方法总是可以达到很高的观测数据拟合水平．但是计算表明，并不是待估参数越多，拟合水平越高，对应的轨道就一定是精度最高的．减缩动力学方法的另一部分重要内容是对不同的经验加速度组合提供评估标准．在 T/P 和 Jason 定轨的情形，独立的多种观测手段之间的检验提供了方便的评估标准．例如采用 SLR 评估星载 GPS 的轨道，利用 DORIS 评估 SLR 和星载 GPS 的联合轨道等 [5]．由于本工作是针对模拟数据进行的，我们可以方便地评估经验参数组合的优劣：只需将解算的轨道与已知的真实轨道相比即可．

## 4 计算结果与分析

“嫦娥”1 号的测控网已基本确定为位于喀什和南宁的 USB 站以及由上海、乌鲁木齐、北京和昆明等 4 个天线组成的 VLBI 网 (其中北京和昆明的天线正在建设中). 计算时假设各天线以及 USB 的高度截止角均为 10° . 计算采用的坐标系是 J2000.0 月心天球坐标系，而月固坐标系可通过 DE403/LE403 行星 / 月球历表来实现. 模拟计算用的积分器是 KSG 积分器，步长取为 30 秒 (尽管 10 秒步长也试过，但没有实质性的差别). 假设的测量误差和其他计算的参数见表 1.

**表 1 轨道计算中采用的参数**

**Table 1 Parameters adopted for orbit determination**

| | |
|---|---|
| Measurement errors: | USB ranging, 10 m; range rate, 5 cm/s;<br>VLBI delay, 0.3 m; VLBI delay rate, 0.3 mm/s |
| Data sampling interval: | 10 s |
| Cut-off angle: | 10° |
| True orbit: | Semi-major axis 1938 km; Eccentricity 0.0005;<br>Inclination 90° |
| Apriori errors: | Position 2 km; Velocity 2 m/s |
| Estimated parameters: | Initial orbital state, Solar radiation coefficient,<br>Empirical Acceleration (reduced dynamics) |
| Data weighting: | Ranging, 10 m; range rate, 5 cm/s, VLBI delay 0.3 m,<br>VLBI delay rate 3 mm/s |
| Session length | 24 hours |
| Lunar gravity | JGL165p1 and the associated errors, truncated at degree of 50 |
| Maximal iterations | 5 |

单从数值上看，VLBI 的精度要远高于 USB, 但是由于 VLBI 得到的是距离差和速度差，其对应的定轨几何强度要比 USB 直接测量的距离和速度弱很多，因此 USB 和 VLBI 对定轨的贡献不完全决定于其观测噪声水平. 基于上述考虑，在计算时对 VLBI 观测量适当降权，见表 1. 计算表明，即使是对本文模拟的不存在任何系统差的满足正态分布的白噪声，直接采用 VLBI 测量误差加权会导致解算的失败. 表 1 给出的权是在多次试验后得到的.

对于一个成功的减缩动力学定轨方案，除了经验加速度参数的选择外，定轨弧段长度的合理选取也是一个重要的因素，考虑到 “嫦娥”1 号的环月轨道周期约为 127.6 分钟，本文选取的定轨弧段为 24 小时内，计算表明，在 24 小时内，大约有 6—8 小时，“嫦娥”1 号相对于各天线的高度角满足高度截止条件.

为了模拟月球重力场误差对定轨的影响，我们在模拟数据时采用 JGL165P1 的 50 阶次截断模型，而在对模拟数据进行解时采用的重力场模型是 J6L165P1 的 “克隆”, 即对每个球谐系数加上一项误差，该误差是 (伪) 随机数，满足标准偏差为该球谐系数形式误差的正态分布. 需要说明的是，这种模拟重力场误差的方法未能反映重力场各球谐系数之间的相关，而仅仅是一种简化处理.

我们首先对月球重力场模型没有误差的 “理想” 情况进行定轨，真实轨道和参考先验轨道的有关情况见表 1, 解算的结果见表 2. 为了说明地面跟踪网的地理分布以及测量精度对定轨的影响，我们还模拟了利用美国的深空网 (3 个天线，分别位于美国加州、西班牙马德里以及澳大利亚) 的测距测速资料的定轨以作比较. 深空网的测量精度为：测距 0.5 m, 测速 0.0002 m/s.

**表 2 不同情况下解算轨道与真实轨道的比较**
**(R 、 T 和 N 分别为轨道径向、沿迹方向和轨道面法向)**
**Table 2 Comparisons between estimated and true orbits**
**( R, T and N denote radial, transverse and normal components, respectively)**

| | Position error, mean(m) | | | Velocity error, mean(cm/s) | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | R | T | N | R | T | N |
| No gravity model error[1] | −0.11 | −1.10 | 0.16 | 0.09 | 0.01 | 0.00 |
| No gravity model error[2] | 0.00 | 0.74 | −0.03 | −0.06 | 0.00 | 0.00 |
| With gravity model error[1] | −0.24 | 32.45 | −0.38 | 2.65 | 0.10 | 0.01 |
| Reduced dynamic method[1] | 0.09 | −29.06 | −0.79 | 2.37 | 0.07 | 0.02 |
| | Position error, RMS(m) | | | Velocity error, RMS(cm/s) | | |
| | R | T | N | R | T | N |
| No gravity model error[1] | 3.22 | 6.58 | 2.72 | 0.30 | 0.26 | 0.22 |
| No gravity model error[2] | 0.02 | 0.14 | 1.15 | 0.01 | 0.00 | 0.09 |
| With gravity model error[1] | 35.43 | 74.14 | 30.76 | 3.50 | 2.93 | 2.53 |
| Reduced dynamic method[1] | 8.10 | 38.95 | 27.09 | 3.03 | 0.60 | 2.25 |

Note:[1] Orbit Determination with stations in China; [2] Orbit Determination with DSN

图 2 和图 3 分别为没有动力学模型误差和考虑动力学模型误差情况的定轨位置误差 (横坐标单位为小时), 图 2 的定轨弧段为 24 小时. 左图为利用我国地面测控网定轨的情况，右图为利用美国深空网定轨的情况. 图中轨道面法向误差的明显周期就是约 127 分钟的轨道周期.

从图 2 可以清楚地看到测控网分布以及测量噪声对定轨的影响. 在没有任何动力学模型误差的前提下，利用我国的地面测控网对 “嫦娥 1 号” 进行 24 小时的定轨，定轨精度在 10 m 左右. 相比之下，若利用美国深空网来定轨， 3 个方向的误差均为米级.

如果考虑月球重力场的误差，其结果见图 3, 左图为不增加经验加速度参数的情况，右图为减缩动力学定轨的情况.

比较图 3 的左图和图 2 的左图，不难发现误差的增长，而位置和速度误差的具体数值见表 2. 在没有动力学模型误差时，定轨误差最大的是沿迹方向；径向方向的误差也表现为周期变化，其振幅基本保持不变；沿迹方向的误差除了周期变化外还有一个明显的长期变化. 考虑重力场误差以后，定轨误差仍然在沿迹方向最大；径向和轨道面法向的误差虽然仍然为周期变化，没有明显的长期变化，但其振幅表现为明显的波动. 图 2 和图 3 都是 GEODYN 数据计算的结果. 如果要从分析上说明有无动力学模型误差时的定轨精度差别，除了需考察 Kaula 的线性重力场摄动理论外，还需要考虑 “嫦娥 1 号” 特定的观测网构型. 这种分析超过了本文的范围，在本文中只作数值计算.

比较图 3 的右图和左图，可以看到减缩动力学方法的成功应用. 对应于图 3 右图的

经验加速度为：每 12 小时解算沿迹方向的常数加速度和 1-cpr 加速度；每 12 小时解算

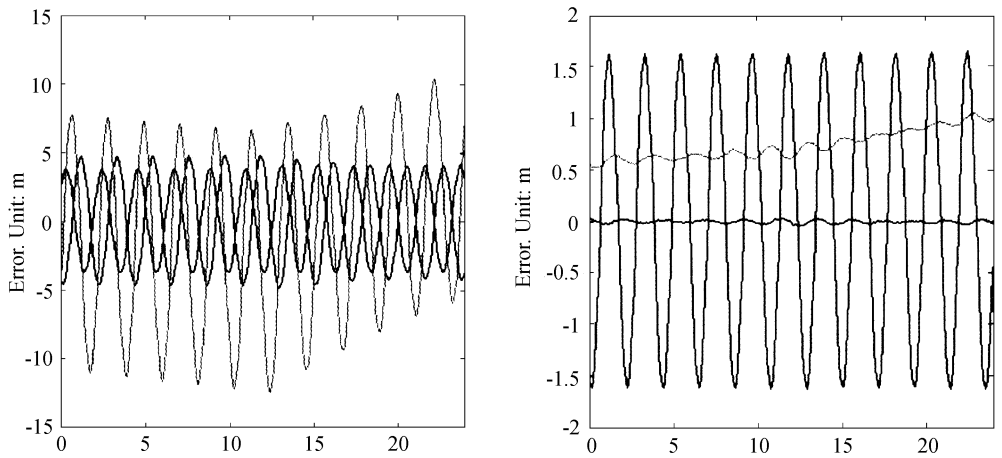


图 2 没有力学模型误差情况下的定轨位置误差．实线、虚线、点划线分别为轨道的径向、沿迹方向和轨道面法向
Fig. 2 Estimated position errors when there is no dynamical model errors. Solid, dot and dash-dot curves are the radial, transverse and orbital normal components respectively

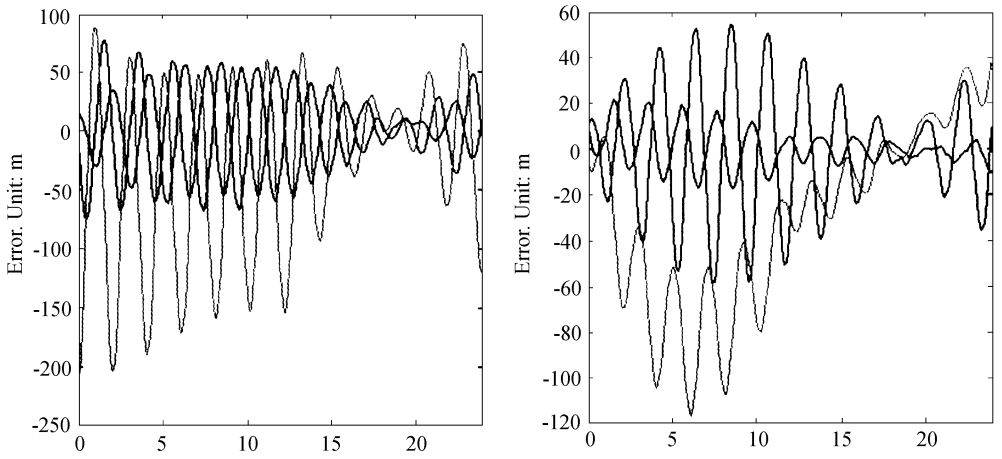


图 3 考虑月球重力场误差后的定轨位置误差．实线、虚线和点划线分别为轨道的径向、沿迹方向和轨道面法向
Fig. 3 Estimated position errors with lunar gravity errors. Solid, dot and dash-dot curves are the radial, transverse and orbital normal components respectively

太阳辐射压系数．因此，加上轨道初始状态矢量，总共解算了 14 个参数．从图 3 和表 2 可以看到，减缩动力学方法大大改善了径向和沿迹方向的误差，但是轨道面法向的误差没有任何改善．我们也曾尝试在轨道面法向上增加经验加速度参数以吸收在该方向上的误差，但计算表明无论是增加常数加速度项还是周期项都不会减小误差，反而会使轨道变坏．注意在减缩动力学定轨收敛后重新计算轨道时需要把解算出的经验加速度参数代

入. 具体的误差比较请见表 2.

## 5 结果与讨论

针对我国探月计划 “嫦娥 1 号” 工程的具体任务，结合我国轨道测控网的具体分布和 USB 、 VLBI 的观测精度指标，讨论了定轨可达到的精度. 对于 24 小时观测弧段，假设数据采样率为 10 秒，则在没有动力学模型误差的情况下对 “嫦娥 1 号” 进行定轨，定轨精度在 10 m 量级；而在考虑了现有月球重力场模型的误差后，采用减缩动力学方法定轨，其位置误差在径向上仍保持为 10 m 量级，在沿迹方向和轨道面法向上也可达到 40 m 级精度. 径向速度精度可达到 3 cm/s 左右，沿迹方向速度精度可达到 1 cm/s 左右，轨道面法向的速度精度较差，约为 2 cm/s. 上述量级均为 $1\sigma$. 相比之下，如不采用经验加速度来吸收重力场的误差，定轨误差在径向上约为 40 m, 沿迹方向上约为 70 m, 轨道面法向的误差为约 30 m, 而径向速度精度为 4 cm/s 左右，沿迹方向速度精度为 3 cm/s 左右，轨道面法向的速度精度较高，约为 2 cm/s. 从速度精度来看，虽然减缩动力学方法定轨没有显著提高总的速度精度，但在对环月飞行最重要的径向和沿迹方向上，减缩动力学方法都提高了精度.

本文对月球重力场的误差估计采用了由 JGL165P1 本身提供的形式误差. 根据地球重力场解算的经验，形式误差可能只是真实误差的 30%—60%. 这意味着重力场误差对定轨的影响比本文计算的还要大 2 至 3 倍，因此减缩动力学定轨方法就显得更为迫切需要. 若要应用到 “嫦娥 1 号” 的实测数据分析中，减缩动力学方法尚需要解决的两个问题是：

(1) 在不知道真实轨道情况下如何评估各种经验加速度参数组合；

(2) 减缩动力学方法的轨道预报问题.

对第一个问题，我们的计算经验表明，在 10 m 级精度水平，观测数据拟合水平虽然不能作为判断定轨质量的唯一标准，但确实是非常重要的指标. 另外，本文未曾进行的叠合轨道比较也是评估减缩动力学方法成功与否的重要手段. 关于减缩动力学方法的轨道预报精度，由于和轨道初始状态同时解算的经验加速度并无明确的物理背景，利用它们来预报轨道，其精度随时间迅速降低，因此减缩动力学方法更适合于测轨数据的事后分析而不是轨道预报.

需要强调指出，由于计算时采用的 USB 和 VLBI 的测量误差均未经过检验，本文对环月轨道的定轨精度分析可能并不代表在嫦娥计划实施时可达到的精度. 但从本文的计算可以得到的肯定结论是，在轨道的径向和沿迹方向，减缩动力学方法显著地提高了定轨精度. 计算中未考虑的误差源包括地面网台站的坐标误差、大气改正误差 (中性大气和电离层) 以及 USB 和 VLBI 测量系统的可能存在的系统差. 另外计算中还假定了 10 秒的采样间隔，在工程实施中能否实现，尚取决于观测设备的技术指标. 计算表明，若采用较长的采样间隔，解算可能无法收敛. 限于篇幅，本文未讨论针对这些误差源的相关计算.

**致谢** 本文的计算是利用 GEODYN 完成的，感谢美国宇航局的哥达德飞行中心提供了 GEODYN 的源代码. 感谢平劲松、吴斌和冯初刚在本文工作中的帮助.

## 参 考 文 献


1 叶叔华，黄□ (主编). 天文地球动力学. 山东：山东科技出版社， 1981
2 刘迎春，张飞鹏，董晓军. 飞行器测控学报， 2003, 22(1): 16
3 Carranza E, Konopliv A, Ryne M. A&AS, 1999, 12(3): 319
4 Lozier D, Galal K, Folta D, et al. A&AS, 1998, 7(1): 98
5 Luthcke S, Zelensky N, Rowlands D, et al. Marine Geodesy, 2003, 26: 399
6 Yunck T, Bertiger W, Wu S, et al. Geophys Res Lett, 1994, 21(7): 541
7 Zhu S, Reigber Ch, Konig R, J of Geod, 2004, 78(1): 103
8 Konoplv A, Binder A, Hood L, et al. Science, 1998, 281: 1476
9 平劲松，河野裕介，河野宣之，等. 天文学进展， 2001, 19(3): 354
10 Wahr J, Molenaar M, Bryan F F, J Geophys Res, 1998, 103: 30, 205-30, 229
11 Kaula W. Theory of satellite geodesy, Blaisdell, Waltham, Mass, 1966
12 Rosborough G, Satellite orbit perturbations due to the Geo-potential, PhD dissertation, Center for Space Research, The University of Texas at Austin, 1989


# Simulation of Precise Orbit Determination for a Lunar Orbiter


HU Xiao-gong[1,2] HUANG Cheng[1,2] HUANG Yong[1,3]

(1 *Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai* 200030)

(2 *National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100012)

(3 *The Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100039 )



**Abstract** The precision of orbit determination for the on-going Chinese lunar exploration mission 'Chang Er 1′, using the joint tracking network of United S-Band (USB) and Very Long Baseline Interferometry (VLBI) with real network geographic distribution scenario is studied is studied. The 3-step strategy of data simulation with errors, orbit determination and orbital comparison is adopted. The tool used is a space data analysis software package GEODYN developed at Goddard Space Flight Center, NASA. The leading error source for a lunar orbiter, i.e., the lunar gravity, is studied for the state-of-the-art model of JGL165P1. Two-way ranging, ranging rate as well as VLBI delay, delay-rate are simulated with GEODYN. The orbit determination is performed with a gravity model differing with the nominal JGL165Pl by its formal uncertainty. The reduced dynamics method is used to absorb orbital errors produced by the gravity error, in which a set of empirical acceleration parameters are estimated along with the initial state vector. It is concluded that for the lunar missions not aiming at improving lunar gravity, such as the 'Chang Er 1', the reduced dynamic method of orbit determination is effective in absorbing gravity errors.



**Key words** celestial mechanics lunar exploration, precise orbit determination, lunar gravity