

文章编号: 1000-8349(2010)03-290-11



运动学统计定轨法应用于 CE-1 落月轨迹确定

李培佳^{1,2}, 胡小工¹, 黄勇¹, 曹建峰^{1,2,3}

(1. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049; 3. 北京航天
飞行控制中心, 北京 100094)

摘要: 运动学统计定轨方法不同于常规动力学统计定轨方法和几何法, 既不需要建立飞行器的动力学模型, 又可以利用整个弧段的测量信息进行统计计算, 所以采用运动学统计定轨的方法描述飞行轨迹特别适用于嫦娥二期的动力落月过程。对嫦娥一号 (CE-1) 落月过程, 采用运动学统计定轨方法, 联合 USB 和 VLBI 数据进行轨道计算并确定 CE-1 的落月轨迹以及撞月点的位置, 将所得结果与动力学统计定轨结果进行比较。计算表明, 运动学统计定轨方法精度可以满足工程要求, 可以为探月工程二期软着陆阶段的导航提供一种较为可行的定轨方法。

关键词: 探月二期; 嫦娥一号; 运动学方法; 统计定轨; 落月轨迹; VLBI; USB

中图分类号: P412.4⁺1 **文献标识码:** A

1 前 言

我国探月二期工程目前已经启动, 二期工程计划发射嫦娥二号和嫦娥三号两颗月球探测器。由一期工程的备份星进行技术改进的嫦娥二号卫星将作为二期工程的先导星, 计划于 2011 年底前完成发射, 用于试验验证二期工程轨道、测控和软着陆等 5 个方面的关键技术, 以降低二期工程的技术风险。嫦娥三号将实现月球软着陆和巡视探测任务, 开展月表地形地貌与地质构造、矿物组成和化学成分、月球内部结构、地月空间与月表环境探测和月基光学天文观

收稿日期: 2009-07-17; **修回日期:** 2010-01-11

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10703011); 国家高技术研究发展专项 (2008AA12A209); 上海市科学技术委员会资助项目 (06DZ22101); 科技部“863”课题 (2007AA12Z345)

测等活动, 建成基本配套的月球探测工程系统^[1]。

月球探测二期任务, 月球探测器的软着陆与月球巡视探测任务对测控系统提出了更高的导航定位要求, 不仅要求精度高, 而且要求时间响应速度快。在任务中, 对于月球软着陆可分为以下几个阶段: 第一阶段, 反推火箭制动减速、调姿; 第二阶段, 悬停, 航天器达到离月表 100 m 左右时, 控制垂向速度, 使其幅值为 0; 第三阶段, 缓速下降, 通过反推火箭, 控制航天器缓速下降, 直至重心离月表 4 m 左右关闭制动; 第四阶段, 自由落体撞击月表着陆。由此可见, 月球探测器动力落月段包含卫星发动机的喷气动力过程, 会对卫星产生附加推力, 并且这种推力随时间变化较复杂, 难以建立相应的动力学模型, 其轨道确定工作不同于常规飞行段, 不适宜用常规的动力学统计方法进行定轨。针对探月二期要求实现软着陆的工程目标, 迫切需要寻找一种有效的针对动力落月的定轨方法。

目前精密定轨方法主要包括动力学法和几何法。动力学法是利用含有误差的观测值和数学模型来得到卫星状态及有关参数的最佳估值, 一般采用基于线性估计技术的统计方法, 也称为统计定轨。动力学法的优点是定轨精度较高, 可以对轨道进行外推预报; 不足之处是必须比较完整地考虑各种卫星的受力摄动模型, 目前还很难分析出卫星所受的所有摄动, 不同高度、不同形状的卫星所受摄动情况不同, 且卫星发动机喷气过程中的复杂推力的存在使得动力学建模无法很好实现。

几何法是利用观测数据进行空中交汇定位, 给出相应卫星的位置。该方法得到的是一组离散的点, 连续的轨道必须通过拟合方法给出。几何法的特点是不受力学模型误差的影响, 影响定轨精度的主要因素是观测值的精度、测站几何构形; 不足之处是不能保证轨道外推的精度。

本文提出的运动学统计定轨方法, 既可以避开卫星复杂的动力学建模过程, 又可以有效利用整个定轨弧段的测量信息进行统计计算, 并能进行短时间内的轨道外推。

2009 年 3 月 1 日, 嫦娥一号卫星通过多次轨道调整, 依靠地面精确的控制, 实施轨道机动后约 14 min 成功撞击预定的月表“丰富海”区域。由于 CE-1 落月段为非动力自由飞行弧段, 可以建立比较准确的动力学模型, 曹建峰等人^[2]采用动力学定轨方法利用 GEODYN II 软件计算了落月轨迹, 所得结果比较可信。

在 CE-1 撞月试验中, 综合使用了 USB 与 VLBI 两种测量手段, 获取了较为完整的测轨资料。参与嫦娥工程的甚长基线干涉测量 (Very Long Baseline Interferometry, VLBI) 技术诞生于 20 世纪 60 年代, VLBI 具有高精度、高分辨率以及多用途等特点, 已经在天文地球动力学和大地测量中得到了富有成果的应用^[3]。绕月探测工程是 VLBI 技术第一次成功应用于我国的航天任务。刘迎春等人^[4]、黄勇等人^[5]和王威等人^[6]的仿真计算表明, USB 与 VLBI 联合定轨可有效提高定轨精度。

本文利用运动学统计定轨方法处理了 CE-1 落月段的数据, 计算 CE-1 的落月轨迹, 并与用动力学统计定轨方法得到的结果进行比较, 通过比较来评价运动学统计定轨法的可信度。由于此方法具有不需要建立动力学模型的特性, 特别适用于嫦娥二期的动力落月过程。郭睿等人^[7]利用了与此类似方法 (基于星历拟合的短弧运动学定轨) 对地球导航卫星在姿轨控和轨道恢复期间的轨道进行定轨, 结果实现了卫星精密定轨。深空探测中探测器定轨还未采用过这一方法。嫦娥一号的硬着陆在国内尚属首次, 通过对此次测控资料的处理, 在落月过程控

制和轨道测定等方面积累了经验, 将为探月工程二期进行软着陆减少工程风险。

2 运动学统计定轨法基本原理及测量模型

2.1 基本原理

运动学统计定轨方法可以由初轨计算基本方程中动力学条件所对应的时间间隔 $\Delta t = t - t_0$ 的幂级数解推广得到^[8], 具体如下。

动力学条件所对应的时间间隔 $\Delta t = t - t_0$ 的幂级数解可写成如下形式^[9]:

$$\begin{cases} \mathbf{r}(t) = F^*(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t)\mathbf{r}_0 + G^*(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t)\dot{\mathbf{r}}_0 \\ \dot{\mathbf{r}}(t) = \dot{F}^*(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t)\mathbf{r}_0 + \dot{G}^*(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t)\dot{\mathbf{r}}_0 \end{cases} \quad (1)$$

对于做闭合椭圆运动的二体问题, F^* 和 G^* 有严格的解析解 F 和 G ^[9], 当 Δt 较小时, 可以对 F 和 G 进行展开, 展开式前几项为:

$$\begin{cases} F = 1 - \left(\frac{1}{2}u_0\right)\Delta t^2 + \left(\frac{1}{2}u_0p_0\right)\Delta t^3 + \left(\frac{1}{8}u_0q_0 - \frac{1}{12}u_0^2 - \frac{5}{8}u_0p_0^2\right)\Delta t^4 + \\ \quad \left(\frac{1}{4}u_0^2p_0 + \frac{7}{8}u_0p_0^3 - \frac{3}{8}u_0p_0q_0\right)\Delta t^5 + \dots \\ G = \Delta t - \left(\frac{1}{6}u_0\right)\Delta t^3 + \left(\frac{1}{4}u_0p_0\right)\Delta t^4 + \left(\frac{3}{40}u_0q_0 - \frac{1}{15}u_0^2 - \frac{3}{8}u_0p_0^2\right)\Delta t^5 + \dots \end{cases} \quad (2)$$

其中: $u_0 = \frac{1}{r_0^3}$, $p_0 = \frac{\mathbf{r}_0\dot{\mathbf{r}}_0}{r_0^2}$, $q_0 = \frac{v_0^2}{r_0^2}$, $\Delta t = t - t_0$ 。

我们将其展开完全, 用一个关于 Δt 的 n 阶多项式来表示, 形式如下:

$$\mathbf{r}_t = \mathbf{P}_0 + \mathbf{P}_1\Delta t + \mathbf{P}_2\Delta t^2 + \dots + \mathbf{P}_n\Delta t^n = \sum_{i=0}^n \mathbf{P}_i\Delta t^i \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{r}}_t = \mathbf{P}_1 + 2\mathbf{P}_2\Delta t + 3\mathbf{P}_3\Delta t^2 + \dots + n\mathbf{P}_n\Delta t^{n-1} = \sum_{i=0}^n i\mathbf{P}_i\Delta t^{i-1} \quad (4)$$

对于二体问题, 有严格的 F, G 解析表达式^[9]。对于三体及其他有摄问题, 只要给出相应的力学模型, 总可以导出相应的 F^* 和 G^* 的表达式^[8], 且对于有摄问题, 卫星的轨迹也仍然是光滑连续的, 这就保证了在短弧内可以使用 Taylor 公式进行展开, 也就是多项式的描述。

所以, 对于非二体问题, 在弧段较短的情况下, 我们可以用一组这样的多项式来描述 t 时刻飞行器的位置和速度。此时, 由于摄动力的存在, 多项式的系数解析表达式不容易具体给出, 但是我们通过对多资料的处理, 利用最小二乘法, 可以得到最佳的系数解, 这里的多项式系数即是我们的待估参数。其中多项式的零阶项、一阶项和二阶项分别是指卫星初始时刻的位置、速度和一阶加速度, 之后的高阶项指更高阶的加速度, 多项式的系数吸收了动力学模型函数以及推力的变化函数。对于不同短弧段, 均可以进行这种多项式拟合解算, 拟合的多项式系数可以对该弧段向后进行短弧预报。

上面的推导都是在惯性系下进行的, 对于非惯性系 (如月固系), 我们也可以用一组多项式来描述, 只不过此时各项系数的意义又有了变化, 在处理时也多了一个坐标系旋转的过程。

综上所述, 运动学统计定轨法即为在跟踪弧段短的情况下, 用 n 次多项式来描述探测器在月心 J2000.0 系 (或月固系) 的运动规律, 任意一个时刻 t 探测器位置可以通过下列等式来描述。

$$\begin{cases} X_t = A_0 + A_1 t + A_2 t^2 + \cdots + A_n t^n = \sum_{i=0}^n A_i t^i \\ Y_t = B_0 + B_1 t + B_2 t^2 + \cdots + B_n t^n = \sum_{i=0}^n B_i t^i \\ Z_t = C_0 + C_1 t + C_2 t^2 + \cdots + C_n t^n = \sum_{i=0}^n C_i t^i \end{cases} \quad (5)$$

其中 t 为观测时刻, A_i 、 B_i 、 C_i 分别为描述 X 、 Y 、 Z 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, $(2A_2, 2B_2, 2C_2)$ 表示探测器的初始加速度。

在参考状态 $X^0(t)$ 处进行线性化, 线性化后对初始状态的观测方程为:

$$y_i = \tilde{H} \phi x_0 + \varepsilon_i \quad (6)$$

其中 ϕ 状态转移矩阵 ϕ 形式简单, 如下:

$$\phi = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & t & t^2 & \cdots & t^n \\ & 1 & t & \cdots & t^{n-1} \\ & & \vdots & & \\ & & & & 1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 1 & t & t^2 & \cdots & t^n \\ & 1 & t & \cdots & t^{n-1} \\ & & \vdots & & \\ & & & & 1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} 1 & t & t^2 & \cdots & t^n \\ & 1 & t & \cdots & t^{n-1} \\ & & \vdots & & \\ & & & & 1 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (7)$$

与动力学法相比, 运动学统计定轨法避开卫星复杂的动力学建模过程, 其状态转移矩阵形式简单。与单点定位相比, 短弧运动学统计定轨法可以有效利用整个定轨弧段的

测量信息进行统计计算。本文之所以选取 n 阶多项式, 是因为其表达形式简单, 适用面广, 可以表达不同的曲线形式。

2.2 测量模型

2009 年 3 月 1 日, CE-1 的撞月实验综合使用了 USB 与 VLBI 两种测量手段, USB 测站为青岛站, VLBI 测站为上海、北京、昆明和乌鲁木齐 4 个站。本文轨道计算处理过程共涉及四类观测数据。

其中 USB 系统 12 m 天线上行、18 m 天线下的测量体制总称为三程测距测速系统, 其对应的测量数学模型如下。

(1) 三程测距

$$\rho = \frac{|\mathbf{r} - \mathbf{R}_1(t_t)| + |\mathbf{r} - \mathbf{R}_2(t_r)|}{2}, \quad (8)$$

其中 \mathbf{r} 为信号转发时刻飞行器位置矢量, $\mathbf{R}_1(t_t)$ 为信号发射时刻上行站位置矢量, $\mathbf{R}_2(t_r)$ 为信号接收时刻下行站位置矢量。

(2) 三程测速

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

其中 T_c 为计数间隔, $t_1 = t + \frac{T_c}{2}$, $t_2 = t - \frac{T_c}{2}$; $\rho(t_1)$, $\rho(t_2)$ 分别为 t_1 , t_2 时刻的三程测距。

由上海 25 m 天线、北京 50 m 天线、昆明 40 m 天线和乌鲁木齐 25 m 天线组成的 VLBI 测轨分系统, 获得了时延及时延率数据。VLBI 测定的是同一信号到达两个天线的延迟以及时间延迟的时间变化率。VLBI 时延和时延率的观测模型可简单地表示为:

(1) VLBI 时延

$$\tau = \frac{1}{c}(\rho_1 - \rho_2) = \frac{1}{c} \left(\left| \mathbf{r}(t) - \mathbf{R}_1(t_2) \right| - \left| \mathbf{r}(t) - \mathbf{R}_2(t_2) \right| \right). \quad (10)$$

(2) VLBI 时延率

$$\dot{\tau} = \frac{1}{c}(\dot{\rho}_1 - \dot{\rho}_2) = \frac{1}{c} \left(\frac{(\mathbf{r}(t) - \mathbf{R}_1(t_1)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t) - \dot{\mathbf{R}}_1(t_1))}{\rho_1} - \frac{(\mathbf{r}(t) - \mathbf{R}_2(t_2)) \cdot (\dot{\mathbf{r}}(t) - \dot{\mathbf{R}}_2(t_2))}{\rho_2} \right). \quad (11)$$

其中 c 为光速, $\mathbf{r}(t)$, $\mathbf{R}_1(t_1)$, $\mathbf{R}_2(t_2)$ 分别是信号发射时飞行器的位置矢量, 该信号到达第 1 站时的台站位置矢量, 该信号到达第 2 站时的台站位置矢量。

3 短弧运动学统计定轨法定轨结果及分析

控后至 CE-1 撞击月球的弧段很短, 仅有 14 min。此弧段内 USB 和 VLBI 全程跟踪测量, USB 数据采样率为 1/s, VLBI 数据采样率为 0.2/s。本章对落月段最后约 14 min 数据(从轨控关机至撞月时刻点)进行了分析处理, 比较不同数据对轨道计算的影响。

由于控后弧度较短, 无法仅使用控后数据单独解算数据系统差。考虑到设备工作的连续性, 可将轨控前测距资料的系统差应用到轨控后的数据处理中。曹建峰等人^[2]使用 GEODYN II 定轨软件对轨控前测距资料进行处理, 解算出的测距系统差为 443.4 m。测距系统差的解算值与标称值 (445 m) 仅相差 1.6 m (控前测距系统差为 445 m, 是因为星上零值为 890 m, 星上零值是外部处理的并未在观测数据中扣除, 因为比较稳定, 此处作为系统差一起求解), 比较可信。本文在处理控后数据时直接采用了这一结果。

表 1 定轨弧段信息

起始时间	结束时间	弧段长度 /s
2009-03-01T07-59-02	2009-03-01T08-13-08	846

其中, USB 测站个数是 1 个, VLBI 测站个数是 4 个。

3.1 多项式阶数的选取

高阶多项式可以更好地拟合卫星运动过程, 但是同时也会带来因参数过多而产生强相关的问题。初步仿真计算表明, 多项式拟合次数不能过大, 待估系数过多会对定轨结果产生不利影响。通过计算测量量残差, 以及与动力学定轨的轨道星历比对表明, 取 5 阶或 6 阶多项式定轨结果最好; 取 4 阶或更低阶多项式时, 测量量残差特别是测距残差有周期项未被吸收; 取 7 阶或更高阶多项式时, 参数过多会产生强相关问题, 定轨结果反不如 5 阶或 6 阶; 且对于轨道短弧预报结果, 5 阶多项式定轨的预报结果最好。本文在处理 CE-1 落月段数据时, 定轨采用的多项式为 5 阶多项式。

由于对于一定的动力学模型, 最佳多项式阶数是一定的, 所以在实时定轨时, 可以通过事前仿真, 模拟定轨时的动力学以及推力模型, 来选取最佳多项式阶数。

3.2 运动学统计定轨法定轨结果及讨论

在这一节中, 本文利用短弧运动学统计定轨法对控后 14 min 的弧段进行定轨, 并与动力学统计定轨结果^[2]进行星历比较。通过星历比较和残差分析, 讨论不同测量数据在运动学统计定轨法定轨中的作用与贡献, 判定运动学统计定轨法定轨可信度。

分别采用 (1) 测距 + 时延, (2) 测距 + 时延率, (3) 测距 + 时延 + 时延率三种不同测量数据定轨策略定轨, 所得结果见表 2 和表 3。

表 2 与动力学定轨结果的星历比较

定轨策略	位置 RMS/m				速度 RMS/m · s ⁻¹			
	X	Y	Z	total	X	Y	Z	total
(1)	19.069	27.709	48.022	58.631	0.333	0.704	0.278	0.827
(2)	598.624	931.205	298.518	1 146.563	0.024	0.015	0.032	0.043
(3)	9.458	6.648	18.359	21.696	0.021	0.027	0.036	0.050

采用测距 + 时延数据定轨的结果, 星历与动力学法定轨法比较, 位置残差在 60 m 左右, 速度残差在 1 m/s 内。从残差结果看, 参与定轨的 VLBI 时延数据和 USB 测距数据以及作为

定轨精度检验的 USB 测速数据, 均处在合理范围内, 未见明显偏差。但作为定轨精度检验的 VLBI 时延率数据的残差不好, 说明仅用测距和时延数据定轨结果不是很可靠。其原因是因为时延和测距数据对位置定得较好, 而对速度定得不好, 而时延率对速度敏感, 所以当只用测距与时延数据定轨时, 时延率残差不好。

表 3 测量量残差

定轨策略	测距 /m	测速 /cm·s ⁻¹	时延 /10 ⁻⁹ s	时延率 /10 ⁻¹²
(1)	1.67	1.51	5.42	12.95
(2)	1.67	1.52	18.39	0.64
(3)	1.67	1.52	5.49	0.66

采用测距 + 时延率数据定轨的结果, 星历与动力学法定轨法比较, 虽然位置残差较大, 在千米级, 但是速度残差在厘米每秒级, 可以肯定时延率数据对提高速度的精度帮助很大。从残差结果看, 参与定轨的 VLBI 时延率数据和 USB 测距数据以及作为定轨精度检验的 USB 测速数据, 均处在合理范围内, 未见明显偏差。但作为定轨精度检验的 VLBI 时延数据的残差不好, 说明仅用测距和时延率数据定轨结果不可靠。

采用测距 + 时延 + 时延率数据定轨的观测资料的残差为, 测距 RMS=1.67 m, 时延 RMS=5.49×10⁻⁹ s, 时延率 RMS=0.66×10⁻¹²。使用测速数据进行轨道校验, 测速 RMS=1.52 cm/s。从残差结果看, 无论是参与定轨的 VLBI 时延、时延率数据和 USB 测距数据, 还是作为定轨精度检验的 USB 测速数据, 均处在合理范围内, 未见明显偏差, 这表明利用 USB 测距 + VLBI 时延 + VLBI 时延率定轨结果是可靠的。

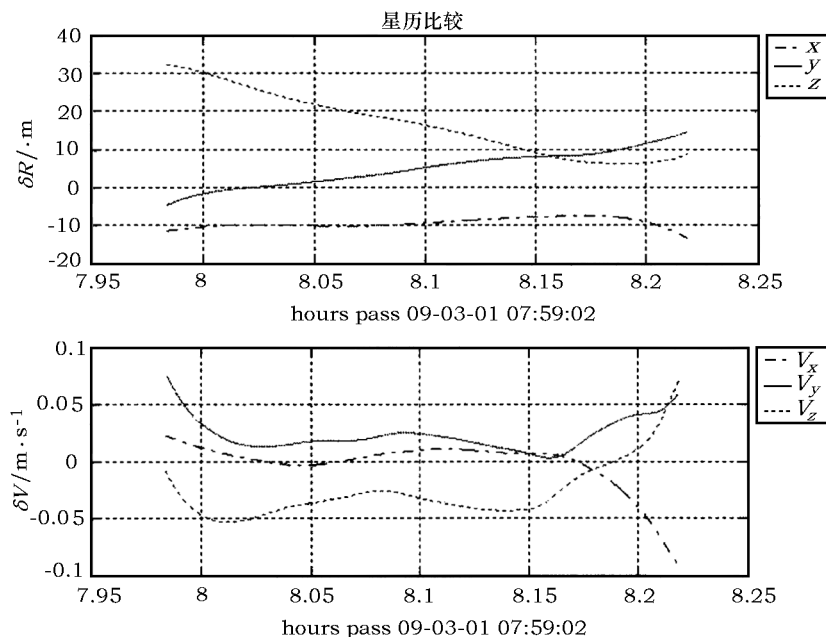


图 1 与动力学定轨结果进行星历比较

采用测距 + 时延 + 时延率数据定轨的结果, 星历与动力学法定轨法比较 (见图 1), 位置残差 20 m 左右, 速度残差为 5 cm/s, 3 种测量数据同时使用的结果比单用测距 + 时延或测距 + 时延率的结果有很大改善。弥补了单用测距 + 时延时速度不好, 单用测距 + 时延率时位置不好的缺陷, 使得定轨结果比较可信。而且由于速度定得较好, 所以在拟合曲线的末端, 残差远比 (1) 和 (2) 策略中要好很多, 由于曲线末端正是我们要确定落月点位置的时刻, 所以用这三种测量数据的定轨结果算出的落月点比较可信。

测速数据在短弧运动学统计定轨法轨道确定中作用不大, 在以上选取的三种测量数据模型中分别加入测速数据, 发现改进不大。若用测速代替时延率与测距 + 时延数据进行定轨, 其结果远不如加入时延率数据时的改进大。

星历比较得出的结论与测量数据残差分析得出的结论相符, 即为了提高定轨精度, 有效地利用各种数据中的有用信息, 使用 5 阶多项式, 采用 USB 测距 + VLBI 时延 + VLBI 时延率数据定轨, 可得较好的定轨结果。

3.3 轨道预报能力评估

由于动力学统计定轨方法有着较好的轨道预报能力, 在这一节中, 利用动力学定轨方法所得的预报星历, 对本文提出的运动学统计定轨法的轨道预报能力进行评估。根据上节的分析, 在这一节中先利用 5 阶多项式, 测距 + 时延 + 时延率数据的定轨策略进行定轨并预报, 再比较不同阶数多项式定轨预报的结果。

分别利用轨控关机后 5 min、7 min、9 min、11 min 弧段的数据用运动学统计法进行定轨, 同时对定轨后 3 min、6 min、9 min 的弧段进行轨道预报, 同时与动力学统计定轨的星历进行比较, 所得位置和速度的 RMS 见表 4。

表 4 轨道预报星历比较 RMS

定轨策略 /min	预报 3 min		预报 6 min		预报 9 min	
	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹
5	100.542	1.879	993.917	11.706	4 772.087	40.162
7	29.669	0.141	73.763	0.709	289.210	32.282
9	35.898	0.071	53.046	0.257	127.099	0.891
11	34.592	0.201	89.351	0.698	288.242	2.101

由表 4 可以看出, 参与定轨的弧段的长度对轨道预报的好坏有着比较重要的影响。为了研究这种影响是否由于拟合多项式阶数不同造成的, 我们对预报未来 6 min, 用不同阶数的多项式和不同长度的定轨弧段定轨, 结果如下:

表 5 不同阶数多项式预报未来 6 min 轨道星历比较 RMS

定轨 弧长 /min	4 阶		5 阶		6 阶		7 阶	
	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹	Pos/m	Vel/m·s ⁻¹
7	223.56	2.246	73.763	0.709	2 261.71	27.654	4 531.21	61.568
9	359.61	3.388	53.046	0.257	325.06	3.755	1087.2	14.975
11	565.83	5.142	89.351	0.698	155.06	1.436	858.69	10.610
13	757.963	6.873	106.72	0.810 7	273.64	2.670	960.02	10.981

可以看出, 仍然是 5 阶多项式预报结果最好。也就是说对于处于接近月球表面的探测器, 其所受的动力学模型由 5 阶多项式拟合结果最好。至于较长弧段定轨其预报结果反而不如短弧段定轨的预报结果, 其原因是弧段较长, 多项式拟合考虑到整个弧段, 反不如仅使用靠近弧段末尾数据定轨外推的结果好。而弧段过短则观测资料过少, 定轨所得的多项式参数可以较好地拟合定轨数据, 但对外推数据则不能很好地长时间近似。所以参与定轨的弧段不宜过短, 也不宜过长。

计算表明, 利用轨控关机后的 9 min 弧段数据进行定轨, 预报未来 9 min 轨道, 位置 RMS 在 150 m 以内, 速度 RMS 在 1 m/s 内。

本文方法主要适用于卫星短弧段定轨和短期预报, 实际工作中应用此方法的目的是快速准确定位, 对轨道预报要求不高。

3.4 落月点计算

测站最后一点接收信号扣除光行时间后的时刻为 2009-03-01 T 08-13-07.020(UTC), 本文将其作为 CE-1 撞击月面的时刻。利用 5 阶多项式、测距 + 时延 + 时延率数据的定轨策略定轨, 算出此时刻卫星在月球大地坐标系下的经纬度及高程, 可算得 CE-1 撞击点纬度 -1.63091° , 经度 52.2549° , 高程 -575.4 m(相对于 1 738 km 球面)。

表 6 短弧多项式定轨落点与通报落点比较

	经度 /($^\circ$)	经度 /($^\circ$)	高程 /m
通报落点	52.36	-1.50	-
动力学法定轨落点 ^[2]	52.255	-1.657	-2 562
短弧多项式定轨落点	52.255	-1.631	-2 575.4

4 结束语

本文利用运动学统计定轨法定轨的方法对 CE-1 撞月过程的测轨资料进行处理分析, 联合 USB 与 VLBI 数据确定 CE-1 落月过程的轨道, 并进行撞击点位置的计算。

计算结果显示, 利用 5 阶多项式, 采用 USB 测距 + VLBI 时延 + VLBI 时延率数据联合定轨, 可以得到较好的定轨结果: 与动力学定轨结果进行星历比较, 位置残差在 20 m, 速度残差 5 cm/s。利用轨控关机后的 9 min 弧段数据进行定轨, 预报未来 9 min 轨道, 位置残差在 150 m 以内, 速度残差在 1 m/s 内。轨控关机后, CE-1 掠过月面撞击月球, 撞击点纬度 -1.63091° , 经度 52.2549° , 高程 $-2 575.40$ m(相对于 1 738 km 球面)。

处理实测数据之前, 为了评价这一方法, 探究此方法是否适用于具有推力过程的探测器定轨, 以及多项式最佳阶数的选取问题, 先进行了仿真计算, 所得结果支持本文进行实测数据处理。具体仿真内容和结果如下: 模拟了随时间线性变化的推力, 并且比较不同测量类型数据(主要为单程测距和 VLBI 时延)在进行定轨时的作用, 以及不同阶数多项式定轨结果的好坏。仿真结果表明 VLBI 数据可以明显提高定轨精度, 且多项式阶数的选取与仿真推力的阶数有很大联系, 由于仿真结果比较理想, 所以进行了实测数据处理的工作, 目的在于比较这种方

法与常规动力学定轨方法的差别, 评价其定轨能力, 从而在进一步的工作中结合此方法的特点对其加以应用。

在探月二期中, 由于将进行月球探测器软着陆, 月球探测器落月段的轨道确定工作不同于常规飞行段, 也不同于此次硬着陆的情形。在进行软着陆的过程中, 包含卫星发动机的喷气动力过程, 会对卫星产生附加推力, 而这种推力随时间变化较复杂, 难以建立相应的动力学模型, 因而不适宜用常规的动力学统计方法定轨。初步仿真计算表明, 对于随时间线性变化的推力, 采用此种方法定轨可以得到较好的结果。本文采用的运动学统计定轨方法可在探月二期软着陆段进行应用, 其相关轨道计算工作仍需进一步研究验证。

致 谢

非常感谢两位审稿人的认真审阅以及为本文提出的详尽的修改意见。

参考文献:

- [1] 尹怀勤. 科学 24 小时. 2009, 2: 5
- [2] 曹建峰, 黄 勇, 胡小工等. 宇航学报, 2010, 7: 1724
- [3] 叶叔华, 黄 斌. 天文地球动力学. 山东: 山东科学技术出版社, 2000, 2: 85
- [4] 刘迎春, 张飞鹏, 董晓军. 飞行器测控学报, 2003, 22: 15
- [5] 黄 勇. 博士论文, 上海: 中国科学院上海天文台, 2006: 105
- [6] 王 威, 胡小工, 黄 勇等. 飞行器测控学报, 2005, 24: 44
- [7] 郭 睿, 胡小工, 黄 勇等. 宇航学报, 2010, 2: 416
- [8] 刘 林. 天体力学方法. 南京: 南京大学出版社, 1998: 30
- [9] 刘 林. 人造地球卫星轨道力学. 北京: 高等教育出版社, 1992: 51

Kinematic Statistical Method Using in the Orbit Determination of CE-1

LI Pei-jia^{1,2}, HU Xiao-gong¹, HUANG Yong¹, CAO Jian-feng^{1,2,3}

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030; 2. Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039; 3. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094)

Abstract: A kinematical orbit determination method using polynomial functions to describe the short-arc trajectory of a spacecraft is proposed for CE-2's planned descending flight toward the landing site on the moon. For kinematical orbit, spacecraft's dynamic modeling is not needed and better noise reduction than point positioning method is expected by making full use of all-arc observational data.

The first Chinese lunar exploration spacecraft CE-1 performed a free-fall impact on the moon after its mission was accomplished on March 1, 2009. The dynamic modeling for its free-fall flight is relatively easy; therefore the dynamic orbit determination strategy has been successfully applied. In this paper, the feasibility of a kinematical method is investigated by processing CE-1's free-fall tracking data. For accuracy evaluation, the kinematical trajectory obtained is compared with CE-1's dynamical ephemeris.

CE-1 was tracked with the national USB (unified S-band) ranging and Doppler tracking network and the national VLBI (Very Long Baseline Interferometry) network. For the proposed kinematical method, this paper focuses on two issues, one is the selection of the degree of the polynomial functions used to describe the short-arc trajectory, and the other is the contribution of the VLBI data.

The results indicate that the using of higher order polynomial functions may fit the tracking data better, but it will generate parameter correlation problem, which could deteriorate the accuracy. Simulation experiments and real data processing show that the optimal description of CE-1's free-fall landing trajectory is a set of five-order polynomial functions for each of the position components as well as velocity components in J2000.0. We find that the combination of the VLBI delay, delay rate data and the USB ranging data significantly improves the accuracy of the kinematical method than the use of USB data alone. By providing a new method for the determination of its descending trajectory, the accuracy of 20 m for position and 5 cm/s for velocity meets the demand of the planned CE-1 mission.

Key words: CE-2; CE-1; kinematic method; statistical orbit determination; VLBI; USB