

Ping Jinsong, Wang Mingyuan, Shi Xian, Jian Nianchuan. Real time monitoring the orbit insertion of Chang'E-1 lunar mission. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, 31(3): 330-337

嫦娥一号绕月探测器轨道投入过程实时 监测判定的原理与技术实现^{*}

平劲松¹ 王明远^{1,2} 史弦^{1,2} 简念川^{1,2}

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)

摘 要 深空探测任务中的轨道机动是保证探测器进入预定轨道的关键环节,也是实际测控任务中的重点和难点.在轨道机动过程中,探测器通过点火产生自身加速度,此过程会造成飞行状态不稳定,使得对卫星机动过程的预测和判定变得更加复杂.针对这些问题,结合中国第一个深空探测任务嫦娥一号(CE-1)卫星,对其轨道机动段,特别是近月点入轨制动这一关键弧段,提出了基于视向速度对探测器飞行状态进行实时监测估计的原理和方法,进一步建立了相应的实时监测系统,并应用于实际工程任务,同时对该系统的表现进行评估,为未来深空探测中的类似问题提供了一种有效的解决方法.

关键词 嫦娥一号, 轨道机动, 近月点制动, 实时监测系统

中图分类号 V 41

Real Time Monitoring the Orbit Insertion of Chang'E-1 Lunar Mission

PING Jinsong¹ WANG Mingyuan^{1,2} SHI Xian^{1,2} JIAN Nianchuan^{1,2}

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

2(Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

Abstract China's first lunar satellite Chang'E-1 (CE-1) was launched on Oct. 24, 2007. During its flight to the Moon, a series of maneuvers were performed to keep the satellite in the correct trajectory. Among these maneuvers, the one performed for Lunar Orbit Insertion (LOI) was the most important part since it directly decided whether the satellite could enter the mission orbit or not. Therefore, real time monitoring and estimation of the satellite's state during this stage became crucial. A system was develop for LOI monitoring using as few data as possible. This system included real time data transmission as well as real time data analysis which could provide the difference between the predicted and observed measurements in the first place, and then, most importantly, it also gives the

^{*} 国家自然科学基金项目(10973031), 中国绕月探测工程项目, 国家高技术研究发展计划高新(2008AA12A210, 2009AA12206)和中国科学院方向性项目(KJ9X2-YW-T13-2)共同资助

2009-11-25 收到原稿, 2011-01-05 收到修定稿

E-mail: mywang@shao.ac.cn; pjs@shao.ac.cn

ensuing orbit insertion conditions, *i.e.* predicts probable future orbit parameters after the maneuver.

The presented method was successfully applied for the LOI process in the mission phase.

Key words Chang'E-1, Lunar Orbit Insertion (LOI), Monitoring, Maneuver

1 引言

在深空探测器的跟踪与控制中, 对轨道机动段的实时监测是至关重要的环节, 对实时监测系统的稳定性、可靠性和实时性都提出了较高的要求。以往深空任务均采用尽可能少的测量数据对探测器轨道机动过程中的状态进行评估。例如, 在 NASA 的土星探测器 Cassini-Huygens 进入绕土星轨道的制动过程中, 地面站利用接收到的探测器信号频率对其状态进行估计^[1]; 在 NASA 的月球探测器 Lunar Prospector 的绕月轨道投入制动段, 跟踪控制部门利用深空探测网接收到的探测器双程视向速度 (2-Way Doppler) 观测量与事先生成的模型进行比较, 来确定探测器的状态^[2]; 日本的月球探测器 KAGUYA 于 2007 年发射, 在其绕月轨道投入过程中, 日本航天局 (JAXA) 使用了 Usuda 站的双程视向速度观测量进行监测, 同时美国喷气推进实验室 (JPL) 使用三程视向速度 (3-Way Doppler) 观测量与预测值的残差对其进行了监测^[3]。

中国第一个月球探测器嫦娥一号 (CE-1) 于 2007 年 10 月 24 日在西昌卫星发射中心发射。在进入工作轨道之前, 对探测器成功实施了 8 次轨道机动, 首先通过一次远地点加速和三次近地点加速, 将探测器送入地月转移轨道, 再经过一次地月转移轨道中途修正机动使探测器到达月球时的轨道参数符合设计要求, 最后经过三次近月点制动, 探测器被月球引力场捕获, 使探测器成为 200 km 高的绕月极轨卫星。上述轨道机动过程中, 第一次近月点制动, 即绕月轨道投入 (Lunar Orbit Insertion, LOI) 制动尤为关键, 其直接决定了整个任务的成败, 因此, 对该弧段的监测必须做到实时、准确。本文针对任务中的这一关键弧段进行理论和仿真分析, 提出了一种方法, 利用尽可能简单的模型和尽可能少的外部测量数据对变轨过程中卫星状态进行确认, 同时预测变轨后卫星的轨道, 并介绍了该方法在实际任务中的应用情况及结果。

2 理论分析

2.1 CE-1 绕月轨道投入制动过程力学模型

CE-1 在最后一次近地点点火以后进入地月转移轨道, 经过微小的中途修正机动后, 到达近月点时处于双曲轨道状态, 此时探测器运动的基本公式为

$$\begin{aligned}\ddot{\mathbf{r}} &= \mathbf{F}_0 + \mathbf{F}_e, \\ \mathbf{F}_0 &= -\frac{GM}{r^2} \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \right), \\ \mathbf{F}_e &= \sum_{k=1}^n \mathbf{F}_k(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, t, \varepsilon^k).\end{aligned}\quad (1)$$

其中, $\mathbf{r}$ 为探测器的位置矢量, r 为 $\mathbf{r}$ 的模, $\dot{\mathbf{r}}$ 为 $\mathbf{r}$ 的一次导数, $\ddot{\mathbf{r}}$ 为 $\mathbf{r}$ 的二次导数; $\mathbf{F}_0$ 为中心天体引力, 其中 G 为万有引力常数, M 为中心天体的质量; $\mathbf{F}_e$ 包含了影响探测器运动的其他力学因素, 包括中心天体的非球形引力摄动、第三体引力摄动、大气阻力摄动、太阳辐射压摄动等。由于月球的影响球半径为 6.61×10^4 km, CE-1 的月心距离超过该半径时, 取地球为中心引力体, 考虑月球和太阳的第三体摄动; CE-1 进入月球影响球半径后, 取月球为中心引力体, 考虑地球和太阳的第三体摄动。

通常情况下, 探测器推进系统通过两种方式对探测器轨道实施机动, 即脉冲式和持续式。脉冲式机动是指探测器单次、大推力的机动, 探测器的瞬时速度变化为 Δv ; 持续式机动中, 通常轨道机动持续一段时间, 在这段时间内探测器的质量、运动方向都会发生改变。实际上任何探测器都有质量, 不可能实现速度的瞬时变化。脉冲式机动模式简单明了, 需要的参数远少于持续式机动, 适用于实时监测。本文所介绍的实时监测系统在实际任务执行时是利用脉冲机动模式对卫星状态进行分析的。

2.2 测量数据的选择及观测方程

在 CE-1 任务中, 测控系统由统一的 S 波段 (Unified S-Band, USB) 系统和甚长基线干涉测量 (Very

Long Baseline Interferometry, VLBI) 系统组成. 前者提供探测器的距离观测量和双程视向速度观测量, 并接收探测器的遥测信号, 发送遥控指令; 后者提供探测器信号到达两个 VLBI 测站的时间延迟和延迟率, 从而得到探测器在天球坐标系中的角位置信息. 在这些数据中, 由 USB 系统接收的探测器遥测数据, 包括加速度计等数据, 是用于确定轨道机动过程中卫星状态的最直接依据. 但由于在轨道机动过程中, 卫星将经历复杂的状态调整, 这些数据的稳定性和准确性极有可能受到影响. 因此, 需要利用外部测量数据, 即测距、测速或测角数据, 对卫星变轨过程中的状态进行实时估计.

根据设计轨道, LOI 制动过程中探测器位于距离地球约 $38 \times 10^4 \text{ km}$ 的近月点处, 其轨道面相对地球测站处于正视 (face-on) 状态, 即探测器与测站的连线几乎垂直于轨道平面, 此时测距数据对卫星状态的变化不敏感. 而 VLBI 系统涉及到 4 个天线数据的采集、传输和处理, 因此从接收信号到产生最终数据有几分钟的时间延迟, 不适合用于监测对实时性要求较高的 LOI 制动过程. 因此, 选取探测器的双程视向速度观测量作为 LOI 制动段的基础监测数据, 该数据由 USB 测站提供, 数据采样频率为 1 Hz, 通过网络 TCP/IP 协议实时传输至前述实时监测系统所在的计算机平台.

双程视向速度观测量与探测器的位置状态间存在如下关系 [4]:

$$\dot{\rho}(t) = \dot{r}(t) + \omega r_s \cos \delta_0 \sin(\omega t + \phi + \lambda + \alpha_0). \quad (2)$$

其中, $\rho(t)$ 为探测器与测站间的距离差分即双程视向速度观测量, $\dot{r}(t)$ 为探测器与地心间的距离差分, ω 为地球的自转角速度, r_s 为测站到地球自转轴的距离, δ_0 为卫星赤纬, t 为从初始历元开始计算的时间, ϕ 为初始历元相位, λ 为测站经度, α_0 为探测器赤经. 该公式从理论上确定了双程视向速度数据与探测器的位置状态存在一一对应的关系, 因此可使用该数据对探测器制动过程中及制动后的状态进行定性分析.

3 监测系统分析与设计

3.1 测站双程视向速度观测量与探测器总速度增量 Δv 的关系

模拟仿真部分利用了美国 AGI 公司的 Satellite Tool Kit (STK) 软件包. 在实际 LOI 制动过程中, 跟踪测量数据是由位于青岛的 USB 测站提供的. 图 1 给出了在脉冲制动和持续制动两种情况下探测器相对于测站的双程视向速度模拟观测量. 图 1 中, 实线表示脉冲制动对应的结果, 制动时刻为卫星到达近月点时刻; 虚线表示持续制动对应的结果, 开始时刻为探测器到达近月点前 10 min, 并保持持续制动中的总速度增量 Δv 与对应脉冲制动相同. 除初始轨道和机动时间外, 模拟持续制动还需输入星上发动机参数、卫星质量和卫星燃料质量.

由图 1 可以看出, 脉冲制动导致双程视向速度观测量在制动时刻发生跃变, 而持续制动使观测量平缓变化, Δv 在 -0.35 km/s 附近时, 脉冲模式与持续模

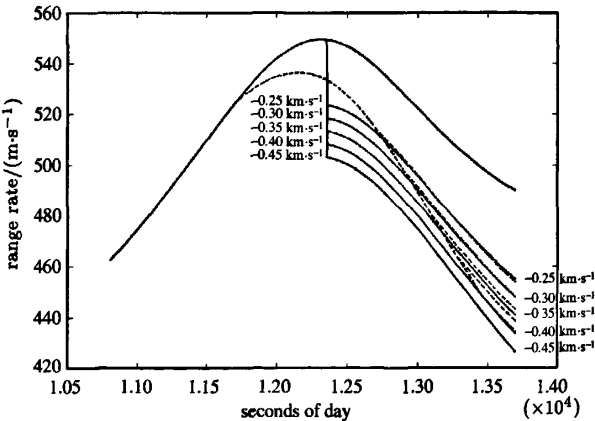


图 1 LOI 制动过程中探测器相对于测站的视向速度变化 (虚线对应持续制动, 实线对应脉冲制动)

Fig. 1 Range rate measurements according to maneuvers with different intensities (The dashed lines represent continuous maneuver model and the real lines represent impulsive ones)

式制动方法得到的双程视向速度观测量相对接近. 另外, 无论是脉冲制动还是持续制动, 不同 Δv 导致的双程视向速度观测量在制动后 (脉冲制动) 或制动过程中 (持续制动) 都处于近似平行状态, 这使得可以利用线性插值的方法对实际 Δv 进行估计, 模型 Δv 的步长越小, 线性插值得到的结果就越精确.

3.2 探测器总速度增量与制动后轨道的关系

LOI 制动过程主要由星上主发动机完成. 在进行姿态调整后, 主发动机点火, 产生与速度方向相反的加速度, 从而达到减速制动的目的. 以脉冲制动为例, 图 2 显示了不同 Δv 对应的制动后轨道. 细实线表示被月球捕获的制动后轨道, 虚线表示由于 $|\Delta v|$ 过小导致飞掠月球, 以及由于 $|\Delta v|$ 过大导致探测器落月的制动后轨道.

若将制动后轨道倾角约束在 $90^\circ \pm 1^\circ$ 范围内, 将轨道近月点高度约束在 $200\text{ km} \pm 15\text{ km}$ 范围内, 可得 Δv 上限为 $\Delta v_{\max} = -0.2525\text{ km/s}$; 将轨道远月点高度约束在 $200 \pm 15\text{ km}$ 范围内 (即探测器直接进入绕月圆轨道), 可得 Δv 下限为 $\Delta v_{\min} = -0.8203\text{ km/s}$. 根据设计轨道, CE-1 在 LOI 制动后应进入周期约为 12 h 的绕月轨道, 对应的 Δv 为 $\Delta v_{\text{des}} = -0.3456\text{ km/s}$.

进一步考虑 Δv 与制动后轨道的定量关系, 对脉冲制动和持续制动两种模式进行分析的结果如图 3 所示, 其中轨道半长轴及轨道周期与 Δv 间用 6 次多项式拟合, 轨道倾角与 Δv 间用 2 次多项式拟合. 由图 3 可以发现, 当 $|\Delta v|$ 大于约 0.35 km/s 后, 利用两种模式得到的 Δv 与制动后轨道关系近乎重合. 由于 CE-1 的设计 Δv 约为 -0.346 km/s , 因此可利用较为简单的脉冲制动作为实时监测系统的估计模式.

3.3 LOI 制动过程实时监测系统设计

基于以上分析, 利用双程视向速度观测数据, 设计建立针对探测器 LOI 制动过程的实时监测系统. 该系统的设计思想如下.

(1) 制动开始前, 根据制动前的定轨结果和设计制动参数, 针对不同 Δv 的情况, 对制动过程进行模拟, 产生一组相应双程视向速度观测量的模型值, 同时产生不同 Δv 与制动后轨道的轨道参数间的多项式拟合结果.

(2) 制动过程中, 将双程视向速度实际测量值与上一步中产生的一组模型值进行比较, 通过插值等方法得到当前探测器 Δv 的估计, 并根据得到的 Δv 估

计值对制动后探测器投入轨道的过程进行预测. 具体输入/输出参数列于表 1.

综合 3.1 和 3.2 的结果, 可以得到测站双程视向速度观测量与探测器总速度增量 Δv 之间的关系, 即假设某时刻的测站双程视向速度实测值为 $v_r(t)$, 根据一组不同的 Δv 得到的测站双程视向速度模型值

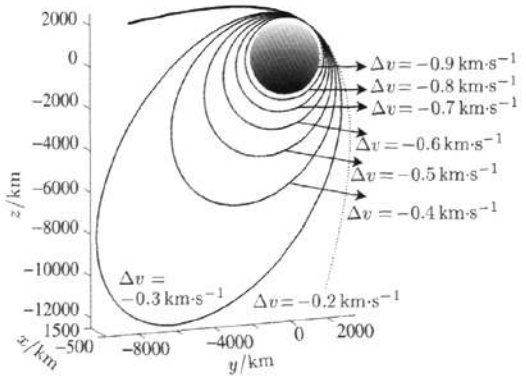


图 2 月固坐标系下 LOI 制动中 Δv 与制动后轨道对应关系 (粗实线对应制动前嫦娥一号的地月转移轨道, 虚线描述制动导致速度变化太大或太小引起探测器坠毁或飞掠月球的状态, 细实线表示介于两者之间的状态)

Fig. 2 Different lunar orbits correspond to different velocity change during the LOI maneuver (The bold continuous line represents CE-1's trans-lunar trajectory before the maneuver; the two dashed lines represent the status of CE-1 hitting or flying by the moon due to a too large or too small change in velocity; and the continuous lines show the cases in between)

表 1 实时监测系统输入/输出参数
Table 1 Parameters of real time monitoring system

输入参数	制动前最后一次定轨结果 $(t, \tau, \dot{\tau})$
	设计制动起始时刻 t_{db}
	设计制动结束时刻 t_{de}
	设计 $\Delta v, \Delta v_d$
	测量站在地固坐标系中的位置 (x_s, y_s, z_s)
	实时 2-Way Doppler 测量数据 $v_r(t)$
输出参数	探测器 Δv 估计值 Δv_p
	投入轨道半长轴预测值 a_p
	投入轨道偏心率预测值 e_p
	投入轨道倾角预测值 (月固坐标系) i_p
	投入轨道周期预测值 T_p

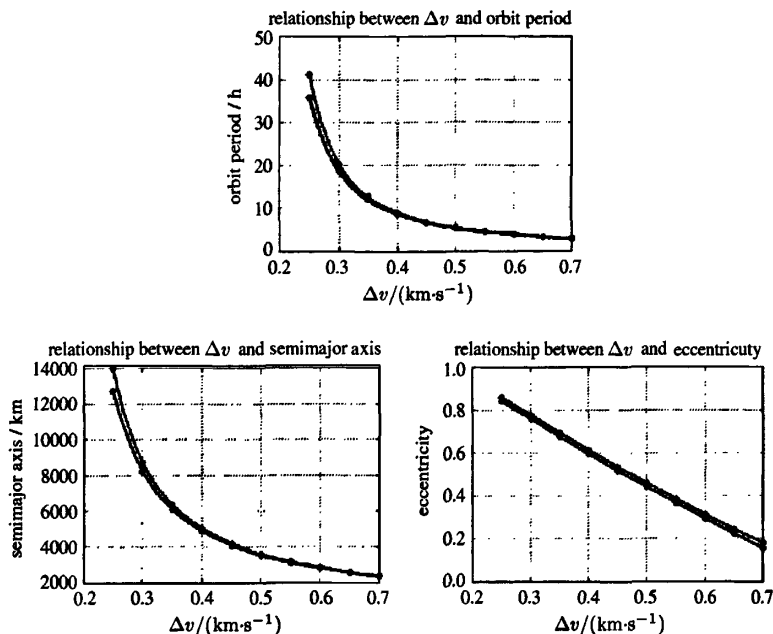


图3 Δv 与制动后轨道周期、半长轴、偏心率之间的关系

Fig.3 Relationship between velocity change during the maneuver and the orbit parameters after it. The upper line stands for results with continuous model, and the lower line refers to impulsive model

为 $v'_{ri}(t)$, 则根据该时刻的测量结果利用线性插值, 计算预测 Δv 为

$$\Delta v_p(t) = \frac{v_r(t) - v'_{rb}(t)}{v'_{ra}(t) - v'_{rb}(t)} (\Delta v_a - \Delta v_b) + \Delta v_b. \quad (3)$$

其中, $v'_{ra}(t)$ 和 $v'_{rb}(t)$ 为与 $v_r(t)$ 最接近的两个模型值, Δv_a 和 Δv_b 为其对应的探测器速度增量 Δv . 根据模拟结果, 对 Δv 、制动后轨道的半长轴、偏心率、倾角、轨道周期进行多项式拟合得到的系数分别为 P_a, P_e, P_i 和 P_T , 则制动后的轨道参数可由下式预测得到:

$$\begin{aligned} a_p &= \sum_{n=0}^6 P_a^n \Delta v^n, & e_p &= \sum_{n=0}^2 P_e^n \Delta v^n, \\ i_p &= \sum_{n=0}^2 P_i^n \Delta v^n, & T_p &= \sum_{n=0}^6 P_T^n \Delta v^n. \end{aligned} \quad (4)$$

4 实时任务应用结果及分析

CE-1 卫星于 2007 年 11 月 5 日到达近月点, 制动前最后一次定轨历元为 11 月 3 日 16:00 UTC, 此

时卫星距离月心 $1.24 \times 10^5 \text{ km}$, 超过月球影响球半径, 因此在探测器的月心距缩小到 $6.61 \times 10^4 \text{ km}$ 之前以地球为引力中心, 地球重力场取 WGS84 模型^[5]的前 8 阶次, 太阳、月球作为点质量产生第三体摄动; 探测器的月心距缩小到 $6.61 \times 10^4 \text{ km}$ 之后以月球为引力中心, 月球重力场取 LP165P 模型^[5-6]的前 50 阶次, 太阳、地球作为点质量产生第三体摄动。

实时监测系统的工作流程如图 4 所示, 该系统由两部分组成, 即实时数据传输部分和实时数据处理部分。

在实时数据传输部分中, 喀什、青岛两 USB 测站的双程视向速度测量数据通过北京航空航天指挥控制中心实时传输至上海 VLBI 数据处理中心, 传输通信协议为高级数据链路控制协议 (High Level Data Link Control protocol, HDLC). 其是面向比特的同步通信协议, 为全双工点对点操作提供完整的数据透明度, 且支持对等链路. 这种特性保证了测站与数据处理中心的数据传输能够流畅进行. VLBI 数据处理中心的数据传输 I/O 配置项接收到数据后, 在解码保存的同时, 通过 TCP/IP 协议将含有 USB 数据的数

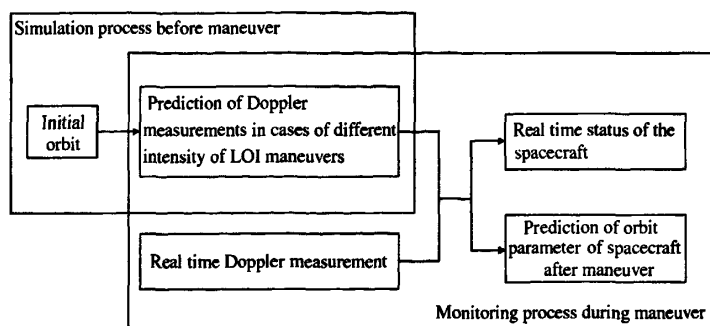


图4 实时监测系统工作流程

Fig. 4 Workflow of real time monitoring system

据帧转发至实时数据处理部分,并解码保存为秒文件进行后续使用。上述数据传输过程均为实时传输,时间消耗在 ms 量级,符合实时要求。

4.1 制动开始和结束时刻的判定

因为双程视向速度观测量对卫星速度非常敏感,所以该观测量可作为实时判断制动点火是否正常开始和结束的依据。对于每一时刻 t_i , 利用当前秒和前一秒的双程视向速度观测数据进行一次多项式拟合,得到由两点所构成直线的斜率 $k(t_i)$,同时对 t_{i-50} 到 t_{i-1} 的斜率序列求平均值 $M(t_i)$,并得到该序列的均方差 $R(t_i)$ 。若

$$|k(t_i) - M(t_i)| > R(t_i), \quad (5)$$

则认为机动开始;在机动开始后某一时刻的斜率若再出现满足式 (5) 的变化,则认为机动结束。图 5 显示了对 CE-1 实际 LOI 制动前后 1 h 内对双程视向速度测量数据进行斜率分析的情况,从图 5 可以看出,用斜率判断制动开始和结束时刻是较为有效的方法。利用该方法判断的制动开始时刻为当天的 03:15:12.5 UTC,制动结束时刻为 03:36:27.5 UTC,制动过程共 1275 s。

4.2 探测器总速度增量 Δv 及制动后轨道参数的估计

Δv 的预测包括定性和定量两部分工作,前者是指对速度增量进行临界判定,即判断点火量是否能使探测器进入安全的轨道范围,既不会飞掠月球,也不会落月(如 3.2 节所述);后者是指在点火过程中对 Δv 的大小进行判断。

图 6(a) 显示了采用脉冲制动模型的情况下,双

程视向速度模型观测量与实测数据的比较情况。其中,虚线表示无制动情况下的双程视向速度模型值序列;点线表示根据 3.2 中约束条件得到的对应于 Δv 临界值的双程视向速度模型值序列;细实线表示在临界范围内对 Δv 进行细分后得到的一组双程视向速度模型值序列,范围为 $-0.30 \sim -0.50$ km/s,步长为 25 m/s;粗实线表示实测双程视向速度序列。

如图 6(a) 中粗实线所示的实测双程视向速度值以每秒 1 个数据点的速度增加。在判定制动开始后,若在制动时间到达临界值上限所对应时刻之前判断制动结束,则认为点火意外中止,将及时上报飞行指挥中心;当实测数据显示制动正常进入临界值上下限,则开始利用式 (3) 所示的插值方法对制动量进行估计;得到 Δv 后,再根据式 (4) 估计制动后的轨道参数。

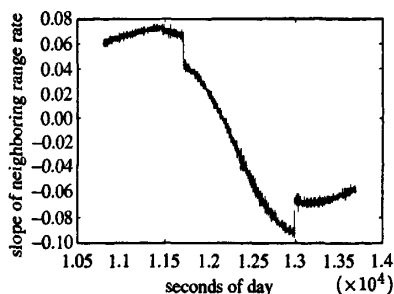


图5 LOI 制动前后 1 h 内双程视向速度数据的斜率变化

Fig. 5 Slope of neighboring two-way range rate measurements over the whole process of LOI maneuver.

The two jumps indicate the beginning and ending time of the maneuver

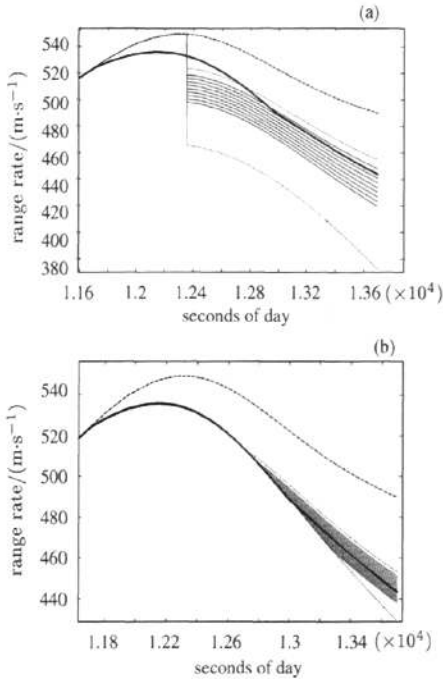


图 6 LOI 制动过程模型观测量与实际观测量的比较

(a) 脉冲制动模式结果, (b) 持续制动模式结果

虚线表示无制动情况下的模型值序列, 点线表示临界情况下的模型值序列; 细实线表示在临界范围的一组模型值, 粗实线表示实测双程视向速度序列

Fig. 6 Simulated and actual two-way range rate measurements during the LOI maneuver. The heavy line represents for actual measurements, the dash line represents for the case of no maneuver, the dotted lines represent the critical conditions; and the fine line represents for the simulated data according to maneuvers with different velocity change. (a) impulsive maneuver model, (b) continuous maneuver model

4.3 结果及分析

为了比对两种制动模式, 事后利用持续制动模式对 LOI 制动过程重新进行了分析, 分析方法与脉冲制动模式相同, 结果如图 6(b) 所示, 利用脉冲和持续

两种模式在制动结束时刻估计得到的 Δv , 以及对应的制动后轨道参数列于表 2.

制动结束后, CE-1 测轨系统利用制动后半小时的观测数据进行短弧定轨, 得到制动结束时刻的轨道参数; 另外, 在制动过程中, VLBI 测轨分系统测角计算配置项还利用 VLBI 时延、时延率, 加上距离观测量和双程视向速度观测测量, 得到了探测器的准实时单点定位结果. 将事后短弧定轨所得轨道参数作为标准, 与脉冲制动、连续制动、单点定位这三种估计模式得到的制动后轨道参数进行比较, 各轨道根数之差的百分比结果列于表 3.

从表 1 可以看出, 单点定位结果与短弧定轨结果最为接近, 但单点定位结果所需观测量较多, 且有一定时间延迟, 其稳定性与实时性不能构成理想的监测系统. 对于确定轨道大小和形状的半长轴和偏心率两个根数, 持续制动模式和单点定位的结果比较好, 对制动后轨道的半长轴和偏心率的估计的误差 (相对于短弧定轨结果) 都在 1% 左右; 但是持续制动模式对轨道的倾角、升交点经度和近点幅角的估计偏差较大, 这是由于持续制动时间较长, 无法准确还原探测器轨迹在制动时间段内的变化, 导致轨道的空间定向根数估计值产生偏差.

脉冲制动模式得到的结果虽然与其他结果都存在较大的差异, 但其结果已经能够满足实时监测的要求.

5 结论与讨论

利用双程视向速度测量数据对中国第一颗月球卫星 CE-1 的 LOI 制动过程进行实时监测并对制动后轨道参数进行估计; 在脉冲制动和持续制动两种模式下对该过程进行模拟, 并阐述了在实际监测过程中使用脉冲制动模式进行模拟的理由. 将实际应用结果与单点定位及短弧定轨方法得到的结果进行比较发现, 虽然使用持续制动对观测量进行估计的结果与短

表 2 Δv 及制动后轨道参数估计结果

Table 2 Δv and the estimate result of orbit parameters after maneuver

制动过程 模式	$\Delta v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	制动后轨道参数		
		轨道半长轴/km	轨道偏心率	轨道倾角/(°)
脉冲制动	320.65	7125.4	0.72651	90.223
持续制动	352.93	6194.4	0.69063	90.351

表 3 各种估计方法结果与短弧定轨结果之差 (%)

Table 3 Differences between the results from other methods and those from Short Arc Orbit Determination (%)

	脉冲制动	持续制动	单点定位结果
轨道半长径	15.72	0.5978	-0.6064
轨道偏心率	6.335	1.083	-0.2379
轨道倾角	-0.0445	0.0976	0.0245
轨道升交点经度	0.0050	-0.027	-0.0025
近点幅角	-0.0420	-1.94	-0.220

弧定轨结果及单点定位结果更为接近,但是利用脉冲制动对观测量进行估计的误差也都在允许范围之内.另外由于利用脉冲制动模式进行估计所需参数少,在卫星状态较不稳定时也可使用,因此更适用于实时监测.

在未来的深空探测任务中,对类似关键弧段的监测也可使用这种基于双程视向速度测量数据的监测与判定技术,特别是针对小天体探测器以及平动点探测器.

参考文献

[1] Asmar S W, Johnston D V, Maize E, and Mitchell R T. Critical monitoring of the Cassini Saturn orbit insertion maneuver [R]//8th International Conference on Space Op-

erations, Montreal, Canada, 2004

[2] Lozier D, Galal K, Folta D, Beckman M. Lunar Prospector mission design and trajectory support [R]. *Spacef. Dyn.*, 1998, 100(1):297-312

[3] Haw R J, Mottinger N A, Graat E J, Jefferson D C, Park R, Menom P, Higa E. Kaguya orbit determination from JPL [R]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu Hawaii, 2008

[4] Breidenthal J C, Komarek T A. Deep Space Telecommunication Systems Engineering [M], New York: Plenum Press, 1983. 123-178

[5] National Imagery and Mapping Agency. Department of Defense World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationships with Local Geodetic Systems [R]. Reston, 2000

[6] Konopliv A S, Asmar S, Carranza E, Sjogren W L, Yuan D N. Recent gravity models as a result of the lunar prospector mission [J]. *Icarus*, 2001, 150(1):1-18