

嫦娥二号卫星轨道确定与测轨技术

陈明^{①②③}, 张宇^①, 曹建峰^{①②③}, 李颢^{①②}, 唐歌实^{①②}, 王健^①, 段建锋^①, 谢剑锋^①, 童斌^①

① 北京航天飞行控制中心, 北京 100094;

② 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094;

③ 中国科学院上海天文台, 上海 200030

E-mail: chenming@bacc.org.cn

2011-09-23 收稿, 2011-11-28 接受

探月工程(嫦娥二号)资助项目

摘要 嫦娥二号卫星轨道为运载火箭直接将卫星送入地月转移入口点、近月点 100 km 高度月球捕获型轨道. 该类型轨道确定及精度评估是测控需要解决的关键问题之一; X 波段测量技术实验数据处理方法及精度评估是测定轨中要解决的另一关键问题. 本文针对喷气卸载对转移轨道定轨的影响提出了截短观测弧段以提高轨道解算精度的定轨策略, 提出了基于入轨轨道与地月转移第一次中途修正量的入轨点精度评估方法, 以及基于渐进重叠弧段的近月捕获轨道精度评估方法, 在摄动力分析的基础上给出了 100 km 高环月工作轨道月球重力场模型选用策略. 给出了深空相位测量数据处理方法, 对 X 波段测距及 DOR 数据噪声进行了评估. 分析表明, 文中给出的定轨策略正确、可行, 嫦娥二号卫星在地面控制中心的测控下准确进入环月工作轨道; X 波段测量数据处理与精度分析方法正确, 测速及时延数据噪声降低 70% 以上, 测轨实验数据精度有显著提高. X 波段测轨技术与数据处理方法适用于后续深空探测.

关键词

深空探测
嫦娥二号卫星
轨道确定
X 波段测轨
地月转移

对太阳系天体的探测是人类认识宇宙的重要手段, 自 20 世纪 50 年代以来, 人类实施了对太阳系天体的多批次成功探测. 进入 21 世纪以来, 国际上又掀起了新一轮深空探测热潮^[1-4]. 月球是距离地球最近的自然天体, 是人类进行深空探测的首选和热点. 中国作为世界上有影响力的航天大国, 也提出了自己的月球探测计划. 我国的不载人探月工程将分为绕、落、回 3 个阶段^[5]. 绕月探测的科学目标是为了获取全月面三维影像, 探测矿物的全球分布与丰度; 落月探测为月球探测器软着陆就位探测和月球车巡视探测; 采样返回探测为月球探测器软着陆就位探测和取样返回地面. 2007 年 10 月 24 日我国发射了第一颗月球探测卫星嫦娥一号(CE-1). 卫星成功实现了绕月探测, 取得了大量科学成果^[6-8]. 继嫦娥一号之后, 中国将对月球及深空的探测活动向前推进了一大步.

嫦娥二号(CE-2)卫星于 2010 年 10 月 01 日 18 时 59 分发射升空, 历经发射入轨、地月转移、三次近月制动等轨道阶段, 于 2010 年 10 月 09 日 11 时 32 分进入距月面 100 km 高的圆极环月使命运行轨道, 经一系列的在轨测试后, 卫星进入环月探测阶段. 10 月 26 日 21 时 45 分, CE-2 卫星降轨至近月点高度为 15 km、远月点高度为 100 km 的轨道, 开始近距离对月面备选着陆区虹湾地区进行详查, 最后于 10 月 29 日 10 时 36 分升轨至距月面 100 km 高圆轨道, 卫星转入长期管理阶段, 从事后续的科学探测活动. 嫦娥二号卫星以嫦娥一号卫星的备份星为基础, 进行了一系列技术改进, 作为探月二期工程的先导星. 它在工程上的主要任务是实验验证部分关键技术和新设备, 实验新的奔月轨道, 降低探月工程二期的技术风险; 在科学上的首要任务是对月面着陆区进行详查, 精细地测绘备选着陆区的地形地貌. 嫦娥二号卫星要

实现六大技术突破^[6,9],其中四个与测控发射技术直接相关,它们包括:运载火箭直接将卫星送入地月转移轨道的发射技术;首次实验 X 波段深空测控技术;首次验证距月面 100 km 高度处近月制动的月球捕获技术;验证轨道机动与测定轨技术.这些关键技术的实施与评估离不开地面测控系统的支持.

CE-2 卫星的测轨系统沿用与 CE-1 卫星相同的模式,即 USB 测量、VLBI 测量、与欧空局的国际联网测量等.来自遍布全球测量网的测轨数据统一汇聚到地面控制中心,由地面控制中心组织对卫星进行任务规划与导航控制.与 CE-1 卫星任务相比,卫星直接进入地月转移轨道、近月点 100 km 高月球捕获轨道对定轨精度提出了更高的要求,如何给出合理的定轨策略将直接影响到卫星能否顺利进入预定环月使命轨道.直接进入型转移轨道的精度评估也是定轨需要回答的重要问题.高精度的深空测量技术是精密定轨的前提,也是众多科学成果产出的基础.本次任务中的 X 波段深空测量实验数据处理方法与精度评估是本文要解决的另一重要问题.

本文对中国探月卫星直接进入地月转移轨道、近月点 100 km 高月球捕获轨道给出定轨策略与精度评估方法.针对喷气卸载对地月转移轨道定轨产生较大影响问题提出了新的定轨策略,提出了基于入轨轨道确定结果与地月转移第一次中途修正量的入轨轨道精度评估方法,以及基于渐进重叠弧段的近月捕获轨道精度评估方法,在摄动力分析的基础上给出了环月轨道月球重力场模型选用策略.对 X 波段深空相位测量数据给出解算方法与精度分析,对 X 波段测速及 DOR 测轨实验数据给出精度评估.

1 CE-2 卫星定轨策略与精度评估

探月飞行目前有两种进入地月转移轨道的方式,一是运载火箭直接将卫星送入地月转移轨道,二是卫星在绕地飞行的调相轨道上运行若干圈,然后再进入地月转移轨道. CE-1 卫星采用的是调相进入地月转移轨道的模式.调相入轨的好处包括:在运载火箭能力不够的情况下由卫星来补充;减小转移轨道中途修正的负担;扩大发射机会窗口^[10]. CE-2 卫星采用的则是运载火箭直接将卫星送入转移轨道入口的方式.这可以极大地缩短到达月球的运行时间,并为卫星节省更多的燃料,非常有利于载人登月飞行.

CE-2 卫星发射升空 26 min 后卫星与运载火箭分

离,卫星直接进入地月转移轨道. 17 h 后,进行了第一次转移轨道中途修正.原计划于卫星到达近月点前 24 h 进行的第二次转移轨道中途修正经轨道与控制计算评估后取消. 10 月 6 日 11 时 6 分,即卫星进入地月转移轨道约 112 h 后,进行了第一次近月制动,30 min 后,卫星成功进入了近月点高度 120 km、远月点高度 860 km 的月球捕获轨道.在此期间,卫星因执行起旋、停旋及惯性调姿等动作进行了多次喷气调姿.

由于 CE-2 卫星地月转移段轨道构型、受力环境、观测条件及测量精度与 CE-1 卫星十分相近,从 CE-1 卫星的定轨精度分析来看^[11],在整个地月转移段,轨道计算的精度在百米量级的水平上.但 CE-2 卫星与 CE-1 卫星轨道相比又有很大不同,CE-2 卫星由运载火箭直接送入地月转移轨道入口点,这对火箭发射窗口的宽度与火箭到达入口点的精度有更高的要求,因这些偏差均需要在转移轨道中途修正中加以消除,受限于卫星携带的燃料,太大的偏差可能会导致卫星无法到达月球附近.轨道确定需要尽快确定入轨轨道,即短弧入轨轨道计算,以便在异常情况下采取相应的措施.为评估运载的能力,还要对入轨点的精度进行评估.由于近月捕获点高度显著降低,对地月转移轨道的计算与预报精度也有更高的要求.近月制动后的轨道直接反映了卫星能否被月球成功捕获,轨道计算精度也是一个关键问题.近月 100 km 高环月轨道引力场的影响会发生变化,进而影响到定轨策略的制定.

1.1 短弧入轨轨道计算与入轨点精度评估

卫星入轨后的短弧定轨结果是判断卫星是否成功入轨的重要依据,在异常情况下,还作为应急处理的依据.由于轨道偏心率很大,而 VLBI 测量要求卫星达到一定的高度,测量手段在仅有 USB 测距、测速的条件下,在较短的观测弧段内得到精确的轨道是比较困难的.对短弧入轨轨道的评估一般以长弧段精密轨道为参考.卫星在入轨后一般要执行一系列姿态调整,期间会产生姿控发动机喷气.在长弧精密轨道计算中需要考虑该影响.一种有效的处理方式是经验力模型来拟合姿控过程喷气作用力.

CE-2 卫星入轨后不久即进入智利站观测弧段,6 h 后进入中国本土观测范围.在智利站跟踪弧段前后还有海上测量船进行衔接,因而构成了完整连续

的观测弧段。考虑到数据精度的差异，这里的分析基于陆站测量数据。VLBI 观测系统在卫星入轨 10 h 后参与跟踪测量。参考轨道采用长弧精密轨道，即从卫星入轨后至第一次中途修正点前的观测弧段，数据包括 USB 与 VLBI 观测数据，长弧定轨位置误差约在 100 m 的精度水平，与 CE-1 相当^[11]。分别考虑测轨弧长为 2, 4, 6 h 条件下的定轨情况。各轨道与参考轨道间的偏差如表 1 所示。

由表 1 可见，2 h 观测的定轨半长轴偏差在数百公里量级，历元位置偏差也在 10 km 水平，这种精度可以用于对入轨状态的定性判断。应急处理时的测轨弧长不宜小于 4 h，此时轨道半长轴偏差为 10 km 水平，可以作为应急处理的基本依据。

入轨点的精度是反映运载精度的关键指标。入轨点的精度可由两种方法得到，一种是从火箭平台的遥测信息得到，另一种则是由火箭的外部测量得到。这里给出一种基于卫星轨道外推和第一次中途修正量的入轨点精度评估新方法。

以设计入轨点为参考，用实际确定的入轨点与之比较，可对入轨情况从卫星外测的角度进行评估。由于实际入轨点时刻与设计入轨点时刻存在差异，比较时需先进行时间对齐，将实际入轨点位置按照轨道动力学模型推算到设计入轨点时刻，再进行二者的比较。计算表明，CE-2 卫星入轨点位置偏差约为 14 km，速度偏差约为 13 m/s，速度相对偏差为 1.2%。地月转移轨道中途修正量是反映入轨偏差的另一个重要指标。为准确到达地月转移轨道目标点，全部入轨偏差要在中途修正中消除。在 CE-2 卫星任务中，

第一次中途修正的修正量约为 16 m/s，主要用于消除入轨偏差，这一修正量远小于设计预留值。无论是从入轨点的偏差来看，还是从第一次中途修正量来看，运载火箭均将卫星准确送入了地月转移轨道。

1.2 转移轨道定轨策略与精度评估

由于 CE-2 卫星近月点捕获高度显著低于 CE-1 卫星情况，这对转移轨道的定轨预报精度提出了更高要求。摄动力中未模型化部分对轨道的影响会发生变化，卫星调姿喷气或卸载喷气影响是未模型化的主要部分。对于脉冲喷气摄动力来说，依照力学机制建立其喷气模型是比较困难的，一个有效的办法是建立经验力模型来拟合这种喷气的影响^[11]。但这种拟合中未能有效模型化部分的影响在更高精度要求下会逐渐显现出来，此时可通过合理选择定轨弧段来降低其影响。下面针对 CE-2 卫星轨道计算中喷气对定轨影响进行分析。

测轨时段考虑为 CE-2 近月制动前 24 h 后的跟踪弧段。定轨数据为陆站 USB 测量和 VLBI 测量。该时段共发生了因调整卫星姿态而产生的 4 次卸载喷气，喷气时长从 30 s 到 300 s 不等。卫星喷气时刻与喷气时长相对时间关系如图 1 所示。采取两种策略处理该段测量数据，一是使用制动前 24 h 至制动前 5 h 的全部 19 h 的测轨数据，考虑 4 组卸载作用力；二是使用制动前 10 h 至制动前 3 h 约 7 h 的测轨数据，其中仅包含 1 组卸载作用力，即数据从图 1 所示处开始。从解算结果来看，二者在轨道上存在明显的偏差，轨道预报至近月点处高度差为 40 km，经验力解算结果上也存在很大差异，结果比较如表 2 所示。

从经验力解算结果与定轨数据残差分析，19 h 测轨弧长的定轨结果均表现出明显的偏差，出现这种偏差的主要原因为经验力没有能够很好地解算出来。可能的原因，一是经验力模型没有能够很好地描述扰动力的作用过程；二是观测条件或观测精度不够，不足以解出太多的经验力模型参数。策略 2 仅 7 h 测

表 1 短弧定轨偏差(轨道历元统一取入轨时刻)

测轨弧长(h)	历元位置偏差(km)	历元速度偏差(m/s)	轨道半长轴偏差(km)
2	17.1	2.48	317.3
4	0.85	2.06	15.4
6	0.04	0.05	1.46

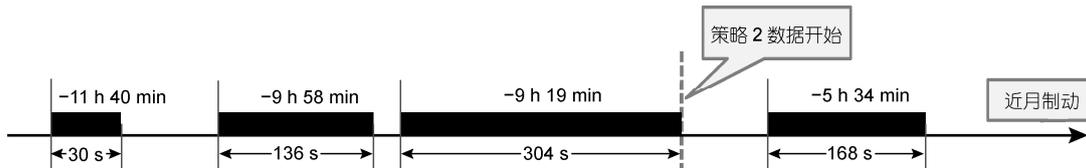


图 1 策略 1, 2 观测弧段内卫星喷气调姿时序

上部时间为卸载开始时刻，相对于近月制动开始时刻；下部时间为卸载持续时间

表2 不同定轨策略结果比较

	数据弧段长度(h)	预报至近月点高度(km)	经验力解算值(m/s)	遥测估值(m/s)	解算次数(次)
策略1	19	150	2.14, 1.11, 1.35, 0.75	0.08, 0.09, 0.18, 0.09	4
策略2	7	110	0.098	0.086	1

轨数据解算的经验力与遥测估值一致, 定轨数据残差也很小, 预报至近月点的高度与卸载前的预报结果基本一致, 因为从遥测卸载量来看, 卸载带来的速度增量并不大, 因而对近月点高度的影响也很有限. 策略2定轨结果由于有测距测速与VLBI数据的双重约束, 其结果是可信的, 这一点从重叠弧段的比较可进一步说明. 取策略2的7 h弧长与9 h弧长进行比较, 星历偏差约为200 m的水平. 短弧定轨结果再次说明了干涉测量在较短测轨弧段条件下对定轨所起的重要作用. 用GEODYN软件^[12]对上述数据进行处理得到了相同的结论.

随着深空探测距离的增加, 这一问题在后续任务还会出现. 随着捕获高度的降低, 定轨的难度在加大, 而对定轨精度的要求在增加. 截短弧段法需要综合测量数据精度、扰动力大小以及实际有效观测弧长考虑确定. 同时在任务设计中也要考虑到这一影响, 以便预留出足够的测轨弧长进行卫星的精密定轨.

1.3 近月制动及环月段定轨策略与精度评估

月球捕获轨道近月点高度越低, 卫星运动状态变化越大, 定轨难度也相应提高. 近月制动后尽快确定捕获状态是任务实施中的一个关键环节. 为此有的学者还对轨控过程中的卫星运动状态的实时监测技术进行研究^[13]. 近月制动结束后的短弧定轨是对控后状态监测的有效手段. 以两次近月制动之间的全部测量数据计算得到的精密轨道为基准轨道, 外部星历比较表明该基准轨道位置误差小于300 m. 下面分析不同数据类型及不同测轨弧长条件下的短弧

定轨情况. 定轨弧长分别考虑控后15 min, 30 min及3 h的情况, 测量数据的使用分为仅使用USB测量数据与使用USB测量数据加VLBI测量数据两种情况. 轨道计算与基准轨道比较结果如表3所列.

由表3数据可见, 对于CE-2月球捕获轨道而言, 单USB数据在短弧条件下确定轨道有较大难度, 在3 h条件下, 轨道相对稳定, 但真近点角有约0.02°的偏差. 而USB加VLBI数据定轨在短弧条件下则表现出明显的优势, 15~30 min测轨弧长可将半长轴确定在数百米的水平, 且轨道的空间定向也很稳定, 满足测控系统要求的在近月制动完成后30 min内确定近月制动状态的要求.

在月球捕获阶段还包括一次卫星轨道平面机动. 嫦娥二号卫星进入环月轨道是侧飞姿态, 转正飞的时间和经过探测区的时间比较接近, 不利于降轨实验的实施, 所以在12 h环月轨道上增加一次改变轨道面方位的变轨. 在卫星到达月球南极附近时, 施加一个与环月轨道面近似垂直的速度脉冲, 将环月轨道面调整一定角度, 使卫星转正飞的时间提前数天^[14]. 轨道平面机动涉及到轨道空间定向精度及轨道演化的预报精度问题. 从轨控效果及降轨探测结果来看, 轨道平面机动达到了预期效果.

随着环月轨道高度的降低, 各摄动力的影响在发生变化, 其中以月球非球形引力场的变化最为显著. 这里从摄动力影响量级分析的角度对环月段定轨策略进行分析.

从表4可见, 除月球非球形摄动外, 其他各摄动项均无量级上的变化, 随着距离月面高度的降低, 各

表3 月球捕获轨道短弧定轨比较

计算条件		Δa (m)	Δe (0.001)	Δi (0.001°)	$\Delta \Omega$ (0.001°)	$\Delta \omega$ (0.01°)	ΔM (0.01°)	Δf (0.01°)
15 min 测轨	USB	42411	1.725	1.295	0.921	6.358	-7.680	-6.12
	USB+VLBI	742	0.039	-0.876	-2.191	0.262	-0.170	-0.12
30 min 测轨	USB	40391	0.783	12.477	13.582	28.291	-11.022	-44.78
	USB+VLBI	952	0.049	-0.493	-1.609	0.297	-0.206	-0.11
3 h 测轨	USB	-215	0.036	0.280	-1.364	0.500	-0.527	-2.15
	USB+VLBI	461	0.048	0.021	0.040	-0.0730	-0.133	0.29

表4 不同轨道高度摄动力影响量级分析(相对于月球中心引力)

摄动名称	CE-2 摄动力量级(100 km 月面高)	CE-1 摄动力量级(200 km 月面高)
N 体引力摄动		
太阳摄动	5.32×10^{-8}	6.24×10^{-8}
地球摄动	1.11×10^{-5}	1.30×10^{-5}
其他行星摄动	7.34×10^{-12}	8.62×10^{-12}
太阳直射光压摄动	5.88×10^{-8}	6.55×10^{-8}
月球形状摄动	$4.06 \times 10^{-12} \sim 5.43 \times 10^{-4}$	$9.91 \times 10^{-16} \sim 4.88 \times 10^{-4}$
广义相对论摄动(一体问题)	8.90×10^{-10}	8.44×10^{-10}

摄动力的影响在减小. 月球非球形摄动力的高阶项的影响在显著增强. 应用中宜进一步增加月球非球形引力场阶数, 但对目前普遍采用的 LP165 月球重力场模型而言, 从 70 阶以上, 重力场位系数误差与数据本身相当, 选用时以 70 阶左右为宜.

2 直接进入型与调相进入型转移轨道比较分析

CE-2 卫星采用的是运载直接将卫星送入地月转移轨道, CE-1 卫星则是先经过绕地调相轨道, 然后再进入地月转移轨道. 前者对运载火箭的要求更高, 中途修正的要求更严格. 现将二者在入轨速度、运行时间、轨控速度增量等几方面的具体情况比较如表 5 所示.

由表 5 可见, CE-1 转移段入轨精度明显高于 CE-2, 因而转移中途修正量明显小于 CE-2. 事实上, 由于 CE-1 在第一中途修正点的修正量太小, 在任务中, 中途修正推迟一天实施. 由此可见, 采用调相进入地月转移轨道的模式对于确保我国首次月球探测任务的成功来说具有十分积极的意义, 但其代价是卫星需要提供 557 m/s 的调相速度增量. 对于 CE-2 卫星来说, 这部分能量主要由运载火箭来提供, 这对于延长卫星寿命, 延伸探测空间和探测范围都具有重要意义. 月球捕获段 CE-2 比 CE-1 卫星多消耗的速度增量主要是由于 CE-2 卫星在 100 km 高度进行捕获而 CE-1 卫星在 200 km 高度捕获. 由于调相段的存在, CE-1 卫星在调相段停留了近 7 天的时间, 期间卫

星多次穿越地球等离子层, 这对卫星的安全也构成了潜在的威胁. 综合上述几个方面可见, 运载火箭直接将卫星送入地月转移轨道的方式具有: 到达月球运行时间短、卫星消耗燃料少以及相对安全等优点. 在我国后续的深空探测中, 宜根据任务需求和运载能力合理的选用需要的转移轨道入轨模式.

3 X 波段深空测量数据处理方法与精度评估

X 波段深空测控技术是本次任务要突破的关键技术之一. 深空测量技术实验主要包括深空相位测量和 DOR 干涉测量. 由于实验弧段的限制, 采用的分析方法主要是考察测量数据相对于轨道的残差及数据本身的噪声来衡量数据的精度.

3.1 深空相位测量数据处理方法与精度分析

本次任务中的深空相位测量数据为双程多普勒测量. 观测过程中由观测站累积一个积分时段内的多普勒频移的周计数. 若计数的时间间隔为 ΔT , 在 ΔT 中的多普勒频移周计数为 N , 则多普勒频移可表示为 $f^d = N / \Delta T$ [15]. N 包括积分周期内的载波相位整周数和周内相位计数(以周为单位). 周计数的计算式为 $N(t_r) = \int_{t_{rs}}^{t_{rc}} [f_r(t_r) - f_{REF}(t_r)] dt_r$ [16], 式中 t_r 为信号接收时刻, t_{rs} 和 t_{rc} 分别为信号接收开始与结束时刻, f_r 为信号接收频率, f_{REF} 为参考频率. 随着参考频率的不同, 由周计数计算得到的多普勒频移中还可能包含一个频率偏移量. 为计算上的方便, 在轨道估值

表5 不同类型转移轨道比较

转移轨道类型	入轨速度(km/s)	运行时间(h)		轨控速度增量(m/s)			
		调相段	转移段	调相段	转移段	捕获段	总速度增量
CE-1 调相进入型	10.446	167	114	557	5	847	1409
CE-2 直接进入型	10.766	0	112	0	16	924	940

中常把多普勒与距离变化率联系在一起. 发射频率采用固定值时双向多普勒频率与平均距离变化率间的关系为^[16]

$$N(t_R) = M \cdot f_T \cdot (t_{Te} - t_{Ts}) - M \cdot f_T \cdot (t_{Re} - t_{Rs}) \\ = -M \cdot f_T \cdot (s_2 - s_1) / c, \quad (1)$$

式中 M 为星上信号转发比, f_T 为信号发射频率, t_{Ts} 和 t_{Te} 分别为信号发射开始与结束时刻. (1)式可转化为 $\dot{s} = -f^d \cdot c / (M \cdot f_T)$. 该式即为在积分时间间隔内, 多普勒频移与距离和平均变率间的关系. 应用中, 测站可能传送接收频率, 而不是发送频率, 此时上式应修改为 $\dot{s} = -f^d \cdot c / (f_R - f^d)$. 若没有严格区分发送频率与接收频率, 则带来距离变化率上的差异为 $\Delta \dot{s} = \dot{s} \cdot f^d / f_T$. 该差异表现为系统性偏离.

依上述方法将实验中的 X 波段相位测量数据转换为测速观测量, 并计算其残差, 与 S 波段测速数据

进行比较. 以青岛站接收的数据为例, 比较结果如图 2(a)所示.

图 2(a)为积分时间为 1 s 的情况, 理论上说, 通过延长积分时间可以降低数据噪声. 由于接收到的相位数据以积分时间为单位, 为了得到较长积分时间的相位测量数据, 将连续时段的相位计数进行累加, 得到较长时段的相位数据. 数据残差如图 3 所示.

由图 3 可见, 随积分时间的增加数据噪声显著降低. 对于 30 s 积分情形, RMS 约为 0.08 mm/s. 由距离和变化率与积分时间的关系来看, 测量数据噪声应随着积分时间的增加而线性减小, 但从数据处理结果来看, 比理论值要大, 这与直接累加相位计数得到长时间积分结果有关, 因为直接累加相位数据会带来随机误差的增加. 考虑数据为等噪声观测, n 个连续 ΔT 时段内的相位数据相累加, 会使相位数据噪声

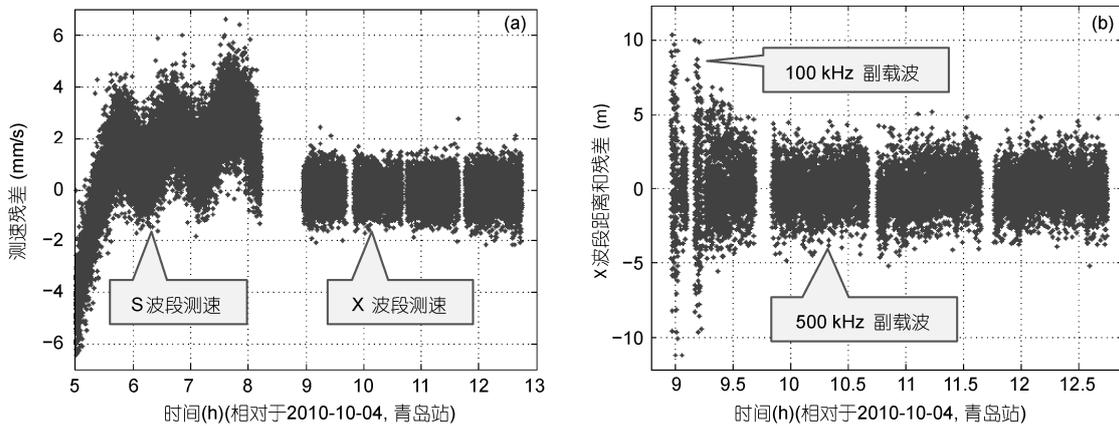


图 2 深空测速、测距实验结果

(a) USB 测速与 X 波段深空相位测速残差比较. 8 h 前为 USB 测速数据残差, 9 h 后为 X 波段深空相位测速数据残差. 积分时间为 1 s, 其中 USB 测速残差 RMS 为 2 mm/s, X 波段深空相位测速残差 RMS 为 0.6 mm/s. (b) X 波段测距残差图(第一、第三小段为 100 kHz 副载波测距, 其余为 500 kHz 副载波测距)

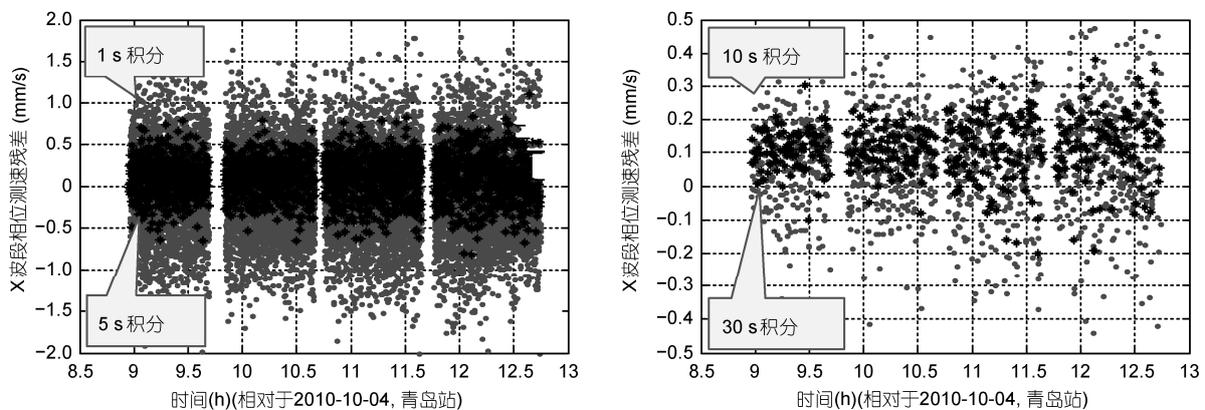


图 3 积分时间对测速残差影响分析

增加 \sqrt{n} 倍,数据残差噪声应降低为积分前的 $1/\sqrt{n}$.依照这一关系,数据残差噪声理论值与观测值一致.此外,还存在一个约0.1 mm/s的系统性偏差,可能与测量数据有关,也可能来自参考轨道.若相位为累积相位,或积分周期直接增大 n 倍(即 $n\Delta T$),则噪声降低为原来的 $1/n$,比这里给出的数据残差噪声还要小 \sqrt{n} 倍.

在 X 波段的侧音测距也显示出了很高的测量精度.随着侧音信号频率的增加,测量数据精度也在提高^[17].本次实验中,对于 500 kHz 的侧音信号,其单向测距 RMS 约为 1.5 m.

3.2 DOR 干涉测量数据分析

CE-2 卫星信源中增加了 X 波段 DOR 型载波信号,用以测试多频点宽带干涉测量技术.卫星信号经中国 VLBI 网接收后送上海 VLBI 数据处理中心进行相关处理与相关后处理,最后得到时延、时延率数据,并送至地面控制中心进行定轨.下面给出上海-昆明基线的 DOR 测量数据残差图.

从上海-昆明基线的干涉测量数据残差图来看,DOR 数据噪声显著降低.比较图 4 中 VLBI 信标与 DOR 信标时延残差可见,存在于残差中的趋势项基本一致,这个趋势项与参考轨道有关,与时延测量量

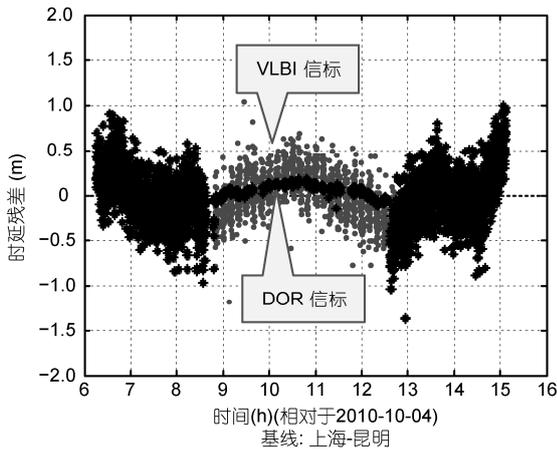


图 4 VLBI 信标与 DOR 信标时延残差比较

VLBI 信标时延 RMS 约为 0.5 m, DOR 信标时延 RMS 约为 0.05 m

中的系统性误差也有关系.测量量中的系统性误差需要进一步消除,以提高测量数据精度.

DOR 测量数据精度的提高主要是由于多频点带宽综合的结果,DOR 有效带宽约为 40 MHz,而 VLBI 信标带宽仅为 2 MHz.信号带宽增加了约 20 倍.这里给出的 DOR 处理结果为一秒一点,通过增加 DOR 数据的积分时间,可以进一步提高测量数据精度.

通过分析 X 波段深空相位测速、测距及 DOR 数据来看,实验数据与轨道一致,与 S 波段及 VLBI 信标信号处理结果一致,数据噪声显著减小,测量精度得到了显著提高,实验取得了良好的效果.

4 结论与讨论

CE-2 卫星在地面控制中心的精确导航与控制下已顺利完成了全部探测任务,正在实施拓展任务.分析表明,卫星入轨点位置偏差 14 km,速度相对偏差为 1.2%,入轨段短弧定轨 4 h 以上可获得相对稳定的轨道;卫星卸载扰动对转移轨道定轨精度影响加大,合理选择定轨弧段对提高轨道计算与预报精度有重要影响;近月制动结束后 30 min 的 USB 加 VLBI 测轨可获得半长轴精度为百米水平的控后轨道.环月摄动力分析表明,70 阶月球非球形引力场的选取是合理的.X 波段深空相位测量数据计算与分析表明,深空相位测速数据、测距数据,以及 X 波段 DOR 数据噪声均显著降低,这对于测量系统后续的建设有着重要的指导意义.

随着探测距离的增加,摄动力对轨道的影响发生新的变化,要求给出新的定轨策略与分析方法以适应新的任务需求.Ka 波段的测量也将是后续测量技术研发的重要方向.随着测量精度的提高,其对定轨、定位精度有了更高的要求.在测量精度提高一个量级的条件下,测量数据的处理精度、轨道计算的模型精度也需要有量级上的提高,这样才可以充分发挥高精度测量数据的优势.测量精度的提高,定轨、定位精度的提高还将催生一批新的科研成果,如高精度的行星重力场解算结果,高精度的行星表面地形模型建立等,这些都将为我国未来深空探测走向更深、更远奠定基础.

致谢 感谢中国科学院上海天文台 VLBI 数据处理中心提供比较轨道.

参考文献

- 1 Namiki N, Iwata T, Matsumoto K, et al. Farside gravity field of the Moon from four-way Doppler measurements of SELENE (Kaguya). *Science*, 2009, 323: 900–905
- 2 Araki H, Tazawa S, Noda H, et al. Lunar global shape and polar topography derived from Kaguya-LALT laser altimeter. *Science*, 2009, 323: 897–900
- 3 Konopliv A S, Asmar S W, Folkner W M, et al. Mars high resolution gravity fields from MRO, Mars seasonal gravity, and other dynamical parameters. *Icarus*, 2011, 211: 401–428
- 4 Racca G D. New challenges to trajectory design by the use of electric propulsion and other new means of wandering in the solar system. *Celest Mech Dyn Astron*, 2003, 85: 1–24
- 5 欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略. *地球科学进展*, 2004, 19: 355–357
- 6 欧阳自远. 嫦娥一号卫星的初步科学成果与嫦娥二号卫星的使命. *航天器工程*, 2010, 19: 1–6
- 7 专题: “嫦娥一号”揭开中国深空探测的科学. *中国科学 G 辑: 物理学 力学 天文学*, 2009, 39: 1361–1418
- 8 Ping J S, Su X L, Huang Q. Recent results from Chang'e-1 lunar mission. *Spacecraft Eng*, 2010, 19: 17–23
- 9 郑里. 嫦娥-2 任务的 6 大亮点. *国际太空*, 2010, 10: 14–21
- 10 杨维廉. 探月飞行的调相轨道. *航天器工程*, 2010, 19: 11–19
- 11 陈明, 唐歌实, 曹建峰, 等. 嫦娥一号绕月探测卫星精密定轨实现. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2011, 36: 212–217
- 12 黄勇. “嫦娥一号”探月飞行器轨道计算研究. 博士学位论文. 上海: 中国科学院上海天文台, 2006
- 13 Li J L, Guo L, Qian Z H, et al. The application of the instantaneous states reduction to the orbital monitoring of pivotal arcs of the Chang'E-1 satellite. *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2009, 52: 1833–1841
- 14 周文艳, 杨维廉. 嫦娥二号卫星轨道设计. *航天器工程*, 2010, 19: 24–28
- 15 李济生. 人造卫星精密轨道确定. 北京: 解放军出版社, 1995
- 16 Moyer T D. Formulation for observed and computed values of deep space network data types for navigation. *Deep Space Communications and Navigations Series*, NASA/JPL, 2000
- 17 成亚勇. 侧音测距在探月测控中的应用. *测控遥感与导航定位*, 2009, 39: 40–45

Orbit determination and tracking technology of CE-2 satellite

CHEN Ming^{1,2,3}, ZHANG Yu¹, CAO JianFeng^{1,2,3}, LI Xie^{1,2}, TANG GeShi^{1,2}, WANG Jian¹, DUAN JianFeng¹, XIE JianFeng¹ & TONG Bin¹

¹ Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

² Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China;

³ Shanghai Astronomical Observatory, Shanghai 200030, China

The article focuses on the orbit determination and tracking technology of CE-2 satellite. CE-2 satellite was injected into trans-lunar orbit directly by launch vehicle and captured by the Moon at perilune with altitude of 100 km. Orbit determination and accuracy estimation of CE-2 satellite is one key technology. Data process method and accuracy estimation of experimental data in X-band is another key technology. Considering the influence of momentum wheel unloading perturbation, an orbit determination strategy with shortening observation arc is put forward in order to improve the orbit accuracy. The estimation of accuracy of the injection position is given based on the satellite orbit and first trans-lunar midcourse correction. The estimation of accuracy of the lunar capture orbit is also given depending on overlap arc orbit determination. Based on the analysis of magnitude of perturbation, orbit determination strategy for CE-2 satellite lunar orbit is shown. The method of process deep space phase observation data in X-band is given. The noise of round-trip range data and DOR data in X-band is estimated. The noise of the experimental observation data in X-band is decreased obviously. CE-2 satellite entered the mission lunar orbit precisely under the control of the ground control center. Tracking technology and data process method in X-band can be used in future deep space exploration.

deep space exploration, CE-2 satellite, orbit determination, tracking technology in X-band, trans-lunar orbit

doi: 10.1360/972011-818