嫦娥五号月地返回近地段天地基联合导航技术

樊敏^{1*}, 董光亮¹, 黄勇^{2,3}, 李海涛¹, 孔静⁴, 李培佳²

1. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094;

2. 中国科学院上海天文台, 上海 200030;

3. 中国科学院大学, 北京 100049;

4. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094

*联系人, E-mail: fanmin@bittt.cn

收稿日期: 2021-03-12; 接受日期: 2021-05-17; 网络出版日期: 2021-10-12

国家自然科学基金(编号: U1931119)和探月工程重大专项资助项目

摘要 根据嫦娥五号(CE-5)任务确定轨道器-返回器分离点高精度导航初值的需求, 针对该段处于国外测控区, 无法采用传统地基高精度测量手段的问题, 提出了多站分时接力测量方法, 高效利用地基测控资源提高了定轨预报精度, 实现的分离点导航初值位置精度约为290 m. 同时, 处理分析了GNSS接收机在距离地面58000–5000 km范围内获取的伪距和定位数据, 伪距测量精度优于6 m, 定位结果收敛后优于10 m, 实现的分离点导航初值位置精度约为100 m. 在此基础上, 提出了天地基联合导航方法, 实测数据处理结果表明, 融合确定的分离点导航初值位置精度优于60 m. 由此验证了天地基联合导航技术支持月地返回探测器导航的有效性, 充分发挥了地基测控系统可靠性高、测量稳定的特点以及GNSS系统能有效降低地面布站几何要求的优势, 为后续月球和深空探测任务高精度导航提供技术支持.

关键词 月球探测, 全球卫星导航系统, 深空测控网, 甚长基线干涉测量, 定轨预报精度

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz, 95.55.Pe, 91.10.Fc

1 引言

嫦娥五号(CE-5)任务是我国探月工程“绕、落、回”三步走的收官之战, 实现了无人月面采样返回, 是迄今我国复杂度最高、技术跨度最大的航天系统工程, 为我国后续载人月球和深空探测奠定了技术基础^[1]. 在CE-5任务中, 地基测定轨系统为探测器提供了高精度轨道测量与导航支持. 该系统包括喀什、佳木

斯和阿根廷三站构成的全球深空测控网, 上海、北京、昆明和乌鲁木齐构成的中国VLBI网(CVN), 以及青岛、喀什、纳米比亚等测控站^[2,3]. 在以往嫦娥系列任务中, 该系统实现的X频段测距精度优于1 m, 测速精度优于1 mm/s, 干涉测量时延精度优于1 ns^[4,5]; 对地月转移和环月轨道段的定轨精度分别达到1 km和30 m, 月面定位精度可以达到50 m^[6,7].

而在此次CE-5任务中, 为了使返回器成功返回四

引用格式: 樊敏, 董光亮, 黄勇, 等. 嫦娥五号月地返回近地段天地基联合导航技术. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 119504

Fan M, Dong G L, Huang Y, et al. Joint navigation technology based on space and ground measurements for Chang'e-5 near-Earth return trajectory (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 119504, doi: 10.1360/SSPMA-2021-0068

子王旗预选着陆区, 需要保证返回器进入自主导航模式前导航初值的测定精度, 即月地返回段轨道器-返回器在距离地面约5000 km分离点处的定轨预报精度要优于350 m^[8,9]. 根据CE-5设计轨道, 分离点前5 h进行月地转移最后一次轨道中途修正后至分离点, 探测器均不在国内测控区, 无法进行高精度VLBI干涉测量. 这与2014年我国嫦娥五号再入返回飞行试验器(CE-5T1)返回地球时的情况类似, 当时依靠地基S频段测控网实现的分离点定轨预报位置误差为369 m^[10]. 为了进一步提高分离点导航初值精度, 测控系统需要从测量体制、测量几何、测站布设等方面开展技术攻关.

此外, 在天基导航方面, 随着全球卫星导航系统(GNSS)服务范围逐步扩大, 接收机灵敏度和动态性能不断提升, 利用GNSS为高于导航星座的用户提供服务的研究和试验也得到了广泛的关注^[11,12]. 例如, 在2014年CE-5T1任务中, 我国首次搭载GNSS接收机进行地月自由返回轨道导航试验^[13,14], 在地心距10000–60000 km范围的实时定位精度达到百米量级, 定轨预报分离点位置精度可达109 m^[10,15]. 2015年, NASA磁层多尺度(MMS)任务搭载哥达德航天飞行中心(GSFC)的Navigator接收机, 获取到7600 km×76000 km轨道的GPS导航数据, 定轨精度达到50 m^[16,17]. 2019年, NASA在“阿尔特弥斯”(Artemis)登月计划中提出了宇航员在月球表面使用GPS导航的方案设想. CE-5探测器搭载了高性能GNSS接收机, 利用GNSS系统为月地返回轨道关键弧段提供导航支持. 但实际上, 在CE-5月地返回轨道, GNSS接收机收到的信号弱、动态范围大, 导致测量数据野值增多. 同时, 由于可见星数量少、轨道动力学约束弱, 所以, 实时滤波算法更易受到野值的影响使其收敛性变差^[18].

针对天基和地基测量与导航方法单独用于月地返回轨道测定轨所存在的问题, 本文在全面分析两类测量技术特点的基础上, 设计了地基多站分时接力测量方法, 提出了天地基联合导航技术, 充分利用了天地基不同测量手段的优势. CE-5实测数据分析结果表明, 该技术有效提高了分离点导航初值的确定精度. 由此验证了天地基联合导航技术支持月地返回轨道探测器导航的有效性, 为后续月球和深空探测采样返回任务提供技术支持.

2 测量与导航体系设计

CE-5探测器发射进入地月转移轨道后, 经2次轨道中途修正机动和2次近月制动, 进入环月圆轨道; 环月期间, 实施了着陆-上升组合体与轨道-返回组合体四器分离, 着陆-上升组合体经过2次变轨和动力下降飞行, 着陆于月球正面吕姆克山脉以北地区(51.8°W, 43.1°N)^[19]. 之后, 着陆-上升组合体进行了月面表取和钻取采样及封装, 工作48 h后, 上升器从月面起飞, 完成4次远程导引和近程导引控制, 成功与环月飞行的轨道-返回组合体交会对接. 在完成月球样品转移后, 上升器与轨道-返回组合体分离并受控离轨, 降落在预定落点. 轨道-返回组合体经历6 d环月等待后, 经过2次月地转移入射机动, 成功进入月地转移轨道, 飞行88 h, 完成2次中途轨道修正, 在距离地面约5000 km高度处实施两器分离. 之后, 返回器于北京时间12月17日2时, 携带月球样品采用半弹道跳跃方式返回内蒙古四子王旗预定区域安全着陆. 轨道器在分离后快速拉起, 飞往日地拉格朗日平动点(L1)开展扩展试验任务. CE-5月地返回轨道参数如表1所示.

可见, CE-5月地返回轨道是偏心率0.96、周期约为9 d的大椭圆轨道, 月地返回轨道器-返回器分离点前7.5 h开始没有国内测控弧段, 仅阿根廷深空站和纳米比亚站可见, 无法利用国内VLBI网4个台站开展高精度干涉测量, 缺乏对轨道的横向约束, 仅利用海外两站短弧测距/测速数据确定分离点导航初值的位置精度约为600 m. 为了提高该精度, 基于地基测量方法设计和GNSS导航技术给出了天地基联合测量与导航体系设计.

表 1 CE-5月地返回轨道参数(历元2020-12-15 19:15:00 UTC)

Table 1 Orbit elements of CE-5 in the trans-Earth trajectory (Epoch: 2020-12-15 19:15:00 UTC)

轨道参数	数值
半长轴 (km)	185526.6
偏心率	0.9656
轨道倾角 (°)	43.5169
周期 (h)	221
近地点高度 (km)	2.2
远地点高度 (km)	358294.7

2.1 地基多站分时接力测量方法

考虑到月地返回飞行轨迹相对地面站近乎直线, 飞行速度接近第二宇宙速度, 在短弧情况下提高定轨精度的有效方法包括提高测量精度和改善地面站测量几何. 在提高测量精度方面, CE-5采用X频段测控, 相比S频段, X频段信号受电离层传播延迟误差的影响更小, 测量精度更高^[20]. 其中, 地基测定轨系统S频段测距、测速精度分别为2.5 m和1 cm/s, 而CE-5的X频段测距、测速精度分别提高到了1 m和1 mm/s.

在改善测量几何方面, 测控系统积极开展国际联网合作, 在返回轨道最后一次中途修正至分离点飞行弧段可用的测站有: 中国阿根廷深空站和纳米比亚站、欧空局(ESA)的玛斯帕拉玛斯站和库鲁站、法国国家空间研究中心(CNES)的马林迪站和凯尔盖朗站, 如图1所示. 但是, 考虑到任务的可靠性和经济性, 应在充分利用中国所属测站的基础上, 优选国际联网测站, 尽可能提高定轨预报精度.

根据CE-5标称设计轨道, 上述测站对CE-5探测器可见弧段不同, 有同时可见弧段, 也有单站或双站可见弧段. 如果探测器对多个测站同时可见, 而且各站可以同时跟踪探测器, 可以采用多站三向测量或多站同时双向测量体制^[21]. 多站三向测量包括三向测距和三向测速, 由1个主站对探测器进行双向测距/测速, 其他副站同时对探测器进行三向测距/测速, 其中, 三向测距体制需要实现主副站间收发测距音的精确相位比对(以求取相位差进而折算为距离), 因此, 要对地面站进行改造. 多站同时双向测量需要探测器上的应答机具备同时与多站进行双向测距/测速的能力. 两种手段均需要对现有设备进行升级、改造, 增加了

任务成本和复杂性, 并且需要多站同时跟踪目标, 极大地占用了地面测控资源.

为此, 本文提出了多站分时接力测量方法, 无需对测站和探测器进行任何改造, 无需多站同时跟踪目标, 能够在现有条件下提高返回轨道短弧定轨精度并尽可能节省地面测控资源. 下面给出具体方法步骤.

首先, 采用位置精度因子分析方法在上述测站组合中确定出最优的多站分时接力测量的测站组合. 在J2000地心天球坐标系中建立第*i*个测站的测距量和探测器状态矢量之间的关系, 如参考文献[22]中图1所示. 测距模型表示为

$$\rho_i = \left[(x - r_{s,i} \cos \varphi_i)^2 + (y - r_{s,i} \sin \varphi_i)^2 + (z - z_{s,i})^2 \right]^{1/2}, \quad (1)$$

其中, ρ_i 是测站*i*到探测器的距离; x, y, z 是探测器位置的直角坐标分量, r 是探测器位置的球坐标分量, r 表示地心距, $r_{s,i}, \varphi_i, z_{s,i}$ 分别为测站*i*的柱坐标分量, $(r_{s,i} \cos \varphi_i, r_{s,i} \sin \varphi_i, z_{s,i})$ 为测站*i*的位置矢量直角坐标.

由于 $r_{s,i}/r \ll 1$ 和 $z_{s,i}/r \ll 1$, 将式(1)右端关于 $r_{s,i}/r$ 和 $z_{s,i}/r$ 展开, 可得

$$\begin{aligned} \rho_i = r & \left\{ 1 - \frac{r_{s,i}}{r} \left(\frac{x}{r} \cos \varphi_i + \frac{y}{r} \sin \varphi_i \right) - \frac{z_{s,i} z}{r^2} \right. \\ & + \frac{1}{2} \frac{r_{s,i}^2}{r^2} \left[1 - \frac{1}{2} \left(\frac{x^2}{r^2} + \frac{y^2}{r^2} \right) - \frac{1}{2} \left(\frac{x^2}{r^2} - \frac{y^2}{r^2} \right) \cos 2\varphi_i - \frac{xy}{r^2} \sin 2\varphi_i \right] \\ & \left. - \frac{r_{s,i} z_{s,i} z}{r^3} \left(\frac{x}{r} \cos \varphi_i + \frac{y}{r} \sin \varphi_i \right) + \frac{1}{2} \frac{z_{s,i}^2}{r^2} \left(1 - \frac{z^2}{r^2} \right) + \dots \right\}. \end{aligned} \quad (2)$$

略去式(2)中 $r_{s,i}/r$ 和 $z_{s,i}/r$ 的高阶项, 并且将探测器的直角坐标矢量 (x, y, z) 替换为球坐标矢量 (r, α, δ) , r ,

图 1 CE-5再入返回轨道段地基测站跟踪弧段示意图

Figure 1 Diagram of tracking arcs of ground stations for CE-5 trans-Earth trajectory.

α , δ 是探测器位置的球坐标分量, α 和 δ 表示赤经和赤纬, 可得

$$\rho_i \approx r - [r_{s,i} \cos \delta \cos(\varphi_i - \alpha) + z_{s,i} \sin \delta]. \quad (3)$$

由式(3)分别对探测器位置的球坐标分量求偏导数可得

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_i}{\partial r} &= 1, \\ \frac{\partial \rho_i}{\partial \delta} &= r_{s,i} \sin \delta \cos(\varphi_i - \alpha) - z_{s,i} \cos \delta, \\ \frac{\partial \rho_i}{\partial \alpha} &= -r_{s,i} \cos \delta \sin(\varphi_i - \alpha). \end{aligned} \quad (4)$$

由此, 可以得到 N 个测站的测量矩阵为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial \rho_1}{\partial r} \right) & \left(\frac{\partial \rho_1}{\partial \alpha} \right) & \left(\frac{\partial \rho_1}{\partial \delta} \right) \\ \left(\frac{\partial \rho_2}{\partial r} \right) & \left(\frac{\partial \rho_2}{\partial \alpha} \right) & \left(\frac{\partial \rho_2}{\partial \delta} \right) \\ \left(\frac{\partial \rho_3}{\partial r} \right) & \left(\frac{\partial \rho_3}{\partial \alpha} \right) & \left(\frac{\partial \rho_3}{\partial \delta} \right) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \left(\frac{\partial \rho_N}{\partial r} \right) & \left(\frac{\partial \rho_N}{\partial \alpha} \right) & \left(\frac{\partial \rho_N}{\partial \delta} \right) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

由测量矩阵 $\mathbf{A}$ 可以计算得到协方差矩阵 $\mathbf{Q}=(\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1}$, 计算位置精度因子为

$$\text{PDOP} = \sqrt{q_{11} + q_{22} + q_{33}}, \quad (6)$$

其中, q_{11} , q_{22} , q_{33} 为矩阵 $\mathbf{Q}$ 的对角线元素.

计算各种测站组合在跟踪弧段内PDOP的平均值, PDOP均值最小的为最优测站组合. 然后, 通过迭代给出各测站接力测量的弧段和次数, 具体步骤如下, 流程如图2所示.

Step 1 设可用测量弧段总长度为 T , 各个测站接力测量次数为 k , 测定轨位置精度为 σ_p , 速度精度为 σ_v , 位置精度差的阈值为 $\lim_p$, 速度精度差的阈值为 $\lim_v$.

Step 2 当各测站接力测量1次, 即 $k=1$ 时, 将可用测量弧段 T 平均分配给 N 个测站, 通过仿真分析给出测定轨位置精度 $\sigma_{p,1}$ 和速度精度 $\sigma_{v,1}$.

Step 3 当各测站接力测量 k 次($k>1$)时, 将可用测量弧段 T 平均分为 k 段, 每段长度为 T/k , 再将各段平均分配给 N 个测站, 通过仿真分析给出测定轨位置精度 $\sigma_{p,k}$ 和速度精度 $\sigma_{v,k}$.

图 2 计算各测站接力测量弧段的流程图

Figure 2 Flow chart of calculation for tracking arcs of each station.

Step 4 比较各测站接力测量 k 次和 $k-1$ 次的测定轨位置精度和速度精度, 若 $|\sigma_{p,k-1}-\sigma_{p,k}| \geq |\lim_p|$ 或 $|\sigma_{v,k-1}-\sigma_{v,k}| \geq |\lim_v|$, 则 $k=k+1$, 返回步骤Step 2; 否则, 若 $|\sigma_{p,k-1}-\sigma_{p,k}| < |\lim_p|$ 且 $|\sigma_{v,k-1}-\sigma_{v,k}| < |\lim_v|$, 则结束.

为了充分利用我国所属测站、减少国际合作测站, 首选纳米比亚-阿根廷+1个国际联网站的三站组合, 有如下4种: (1) 纳米比亚-阿根廷-马林迪; (2) 纳米比亚-阿根廷-凯尔盖朗; (3) 纳米比亚-阿根廷-玛斯帕拉玛斯; (4) 纳米比亚-阿根廷-库鲁. 三站共视弧段和定轨精度因子如表2所示, 三站跟踪测量总弧段为3.9 h.

由此, 在上述测站组合中选定组合(3)为最优测站组合. 再按照迭代流程计算可得, 该组合各站接力测量1次, 平均每站分配约70 min(扣除测站切换时间), 即可达到定轨位置误差约330 m, 速度误差约0.07 m/s. 继续增加接力测量次数, 定轨位置只能减小10%, 速度误差不再减小. 而增加测站之间的切换次数会增加探测器遥测遥控中断的次数, 导致任务复杂度的提高和可靠性的降低, 因此选定三站接力1次的测量方案.

为了验证选定的三站分时接力测量方案是最优的, 对上述4种测站组合, 按照各站接力测量1次、平均每站约70 min进行定轨预报精度仿真分析, 结果如表3所示. 可见, 组合(3)的定轨预报精度最高.

因此, 在CE-5任务中, 返回轨道近地段地基测量采用纳米比亚-阿根廷-玛斯帕拉玛斯三站接力测量1

表 2 不同组合的三站共视弧段和位置精度因子

Table 2 The common tracking arcs of different 3-station combinations and position dilution of precision

序号	多站组合	共视弧段 (h)	PDOP均值
1	纳米比亚-阿根廷-马林迪	3.2	156.94
2	纳米比亚-阿根廷-凯尔盖朗	3.9	17.48
3	纳米比亚-阿根廷-玛斯帕拉玛斯	3.5	16.44
4	纳米比亚-阿根廷-库鲁	3.9	17.21

表 3 不同组合的定轨预报精度

Table 3 Accuracy of orbit determination and prediction of different 3-station combinations

序号	多站组合	位置误差 (m)	速度误差 (cm/s)
1	纳米比亚-阿根廷-马林迪	7146.15	40.82
2	纳米比亚-阿根廷-凯尔盖朗	402.23	11.03
3	纳米比亚-阿根廷-玛斯帕拉玛斯	332.33	6.84
4	纳米比亚-阿根廷-库鲁	358.47	7.85

次的方案. 该方案不需要改造测站, 也不需要地面3站同时跟踪同一个目标, 还不需要更换探测器上的应答机, 极大地降低了经费需求和任务复杂性, 节省了地面测控资源.

2.2 GNSS导航技术

CE-5探测器搭载的GNSS接收机充分继承CE-5T1的设计理念和技术路线, 具备L频段C/A码弱信号捕获跟踪能力, 能够同时接收处理32个通道的GPS/GLO-NASS导航卫星信号. 在探测器本体坐标系的 $\pm Z$ 轴上, 分别配置了1副接收天线, 实现CE-5在不同飞行高度和姿态下, 接收机对导航卫星信号的近全向接收, 有效保证可见导航星的数量, 提高实时定位能力. 接收机能够实时进行位置、速度解算, 并通过下行遥测信道发送原始测量数据. 考虑到实时遥测数据量的限制, 发送的原始测量数据仅包含定位信息、8个通道的伪距和信噪比等数据, 未下载载波相位数据. 下面给出CE-5实测数据的处理方法.

首先要建立GNSS测量量的测量模型. 第 k 颗GNSS卫星对接收机的伪距测量模型为

$$\rho^k = \tilde{\rho}^k + c\delta t - c\delta t^k + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{ant}} + \delta\rho_{\text{ant}}^k + \varepsilon_{\rho}, \quad (7)$$

其中, ρ^k 为伪距测量值, $\tilde{\rho}^k$ 为第 k 颗GNSS卫星至接收机

的几何距离, δt 为接收机的钟差, δt^k 为第 k 颗GNSS卫星的钟差, $\delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论效应修正, $\delta\rho_{\text{ant}}$ 为接收机天线相位中心改正, $\delta\rho_{\text{ant}}^k$ 为发射机天线相位中心改正, ε_{ρ} 为伪距测量噪声.

由于GNSS跟踪弧段内CE-5探测器飞行高度在5000 km以上, 而对流层影响在80 km高度以下, 电离层影响在1000 km高度以下, GNSS卫星信号到达CE-5星载接收机时穿过对流层和电离层的信号小于3%, 故式(7)中不考虑对流层和电离层延迟误差修正. 此外, GNSS接收机不受测站的固体潮和海潮位移动影响, 多路径效应大大削弱, 因此, 式(7)中不包含此项修正^[21].

但是, 式(7)中仍然包含相对论效应修正、GNSS卫星星历误差和钟差、GNSS卫星发射天线相位中心修正、接收机钟差和接收天线相位中心修正等各类误差. 其中, 相对论效应和GNSS卫星发射天线相位中心修正已有成熟的计算方法^[21]; GNSS卫星星历和钟差数据可以通过GNSS精密星历或广播星历获取; 接收天线相位中心改正与GNSS卫星发射天线相位中心改正类似, 根据天线相位中心相对卫星质心的偏差矢量信息, 进行坐标转换, 实现误差修正.

为了消除接收机钟差影响, 采用星间差分伪距测量量, 根据式(7), 第 k 颗GNSS卫星和第 j 颗GNSS卫星的星间差分伪距测量模型为

$$\rho^k - \rho^j = \tilde{\rho}^k - \tilde{\rho}^j - c\delta t^k + c\delta t^j + \delta\rho_{\text{rel}}^k - \delta\rho_{\text{rel}}^j + \delta\rho_{\text{ant}}^k - \delta\rho_{\text{ant}}^j + \varepsilon_{\rho^{kj}}. \quad (8)$$

据此, 可以对GNSS星间差分伪距数据进行预处理并用于轨道确定. 此外, 还可以对GNSS定位数据进行轨道动力学拟合, 实现定轨预报. 具体的定轨策略如表4所示^[23,24].

2.3 联合导航技术

考虑到GNSS星间差分伪距数据包含的轨道信息类似于VLBI时延数据, 对轨道的径向约束较弱, 横向约束较强^[25], 而地基测距速数据正好对轨道径向约束较强, 横向约束较弱. 因此, 融合GNSS星间差分伪距和地基测距两类数据, 实现天地基测量数据联合定轨将进一步提高定轨预报精度.

利用统计估计方法对天地基数据进行融合定轨^[26], 主要的算法过程包括如下几方面.

表 4 CE-5月地返回轨道定轨策略

Table 4 Strategy for orbit determination of trans-Earth orbit of CE-5

项目	说明
参考系	地心天球坐标系、地心固连坐标系, 岁差/章动模型参考IERS 2010规范
地球重力场	JGM-3模型, 截断至70阶次
N体引力	考虑太阳、月球及其他太阳系行星的质点引力, 由DE421历表计算 ^[23,24]
太阳辐射压	有效面积: 16.47 m ² ; 质量: 1633 kg; 反射系数: 1.24
状态估计方法	最小二乘批处理
估计参数	定轨历元时刻的位置、速度

(1) 根据探测器运动规律建立运动方程, 利用数值积分方法求解状态方程.

(2) 根据2.1和2.2节分别给出的地基和天基测量与导航方法, 利用地基双向测距、双向测速和GNSS差分伪距等的测量模型, 建立测量方程, 通过对测量方程线性化给出条件方程.

(3) 通过迭代求解条件方程, 从而得到待估状态量(包括探测器轨道参数/位置速度参数和物理参数, 如测量系统差、太阳辐射压系数和经验力系数等)的最优估计.

由此, 设计了CE-5月地返回近地段天地基联合的测量与导航体系, 下面给出对实测数据导航精度的分析评估.

3 导航精度评估

根据CE-5设计轨道和控制策略, 计划于2020-12-16 12:17(UTC, 下同)实施月地转移最后一次轨道中途修正, 之后利用地基测量数据进行定轨并预报轨道器-返回器分离点. 但在实际飞行过程中, 测控系统根据定轨结果计算得出该次轨道修正的速度增量小于设计门限, 取消该次修正. 因此, 选取该次修正前后探测器飞行稳定的测量弧段(2020-12-16 01:15至2020-12-16 17:20, 约16 h)进行定轨, 作为基准轨道.

确定基准轨道所采用的地基测量数据信息如表5所示. 由于月地返回轨道没有重复性而且实施了多次中途修正, 较难利用重叠轨道方法评估精度. 在CE-5任务期间, 北京航天飞行控制中心和上海天文台两个独立轨道计算中心均利用该弧段数据进行了精密定

轨, 双方精密轨道互差位置和速度偏差在(100 m, 0.5 cm/s)水平. 根据基准轨道反算定轨弧段内的GNSS差分伪距数据残差RMS约为16.69 m. 与之类似的CE-5T1地月自由返回轨道分离点前基准轨道反算定轨弧段内的GNSS差分伪距数据残差RMS约为36.62 m. 可见, 相比CE-5T1, CE-5采用X频段测量体制提高了测距测速和VLBI干涉测量数据的精度, 从而提高了基准轨道的精度.

依据该基准轨道, 分析纳米比亚-阿根廷-玛斯帕拉玛斯三站接力测量数据定轨并预报1 h至分离点的精度, 其中, 跟踪测量弧段为2020-12-16 12:17:16至2020-12-16 16:10:00, 约4 h. 定轨预报精度如表6所示. 可见, 三站分时接力每站测量约80 min, 定轨预报导航初值的位置误差约为290 m, 速度精度约为4 cm/s. 采用三站接力测量方法, 基于现有测站和探测器的测控条件, 实现了月地返回分离点定轨预报精度由600 m提升至290 m.

在CE-5月地返回轨道分离点前, GNSS接收机开机工作, 阿根廷深空站和纳米比亚站通过接收解调遥测数据, 获取了2020-12-16 13:40:00–17:13:00弧段的GNSS数据, 该弧段探测器到地面的距离变化范围为58000–5000 km. 通过对实测数据进行处理, 发现接收到的GLONASS卫星信号强度相比GPS更弱, 伪距测量

表 5 CE-5基准轨道采用的地基测量数据信息

Table 5 Ground-based tracking information used in reference orbit determination of CE-5

数据类型	定轨后残差(RMS)	地基测站
测距	0.4 m	佳木斯、喀什、阿根廷、纳米比亚、玛斯帕拉玛斯
测速	1 mm/s	
VLBI时延	0.3 ns	CVN的北京、上海、昆明、乌鲁木齐4个台站
VLBI时延率	0.3 ps/s	

表 6 三站接力测量确定分离点导航初值精度

Table 6 Accuracy of initial value of separation determined by 3-station relay tracking measurement

误差方向	位置误差 (m)	速度误差 (cm/s)
径向	69.72	1.33
横向	253.68	2.88
轨道面法向	121.85	2.25
总合	289.93	3.89

精度较差, 部分测量数据存在错误, 导致接收机在GPS可见星数少于4颗、需联合GLONASS卫星进行定位时位置误差达数百千米, 而GPS可见星数达到4颗时, 定位位置误差优于100 m.

依据基准轨道, 分析GNSS测量数据定轨并预报1 h至分离点的精度结果如表7所示, 可见: (1) 使用差分伪距数据进行定轨预报分离点导航初值的位置精度约为101 m, 速度精度约为2 cm/s; (2) 使用GNSS定位数据定轨预报分离点导航初值的位置精度约为122 m, 速度精度约为4 cm/s.

图3和4分别给出了差分伪距数据和定位数据定轨后残差. 其中, 差分伪距数据残差平稳, RMS为5.95 m; 而定位数据残差在弧段开始时较大, 从80 km逐渐收敛到100 m用时约20 min, 之后残差逐渐减小到10 m以内. 这主要由于星载GNSS接收机实时定位滤波算法受到星上计算能力的限制, 缺乏高精度的动力学模型和轨道解算模块, 定位收敛速度和定轨预报精度均比地面处理结果要差. 因此, 采用遥测下传GNSS伪距测量数据由地面轨道计算中心进行定轨预报的方式更有利于提高分离点导航初值的确定精度.

融合GNSS星间差分伪距和纳米比亚-阿根廷-玛

表 7 GNSS测量确定分离点导航初值的精度

Table 7 Accuracy of initial value of separation determined by GNSS

测量量	误差方向	位置误差 (m)	速度误差 (cm/s)
差分伪距	径向	77.37	1.74
	横向	30.88	0.38
	轨道面法向	57.19	1.32
	总合	101.05	2.22
定位数据	径向	92.86	2.04
	横向	52.87	3.38
	轨道面法向	57.86	1.28
	总合	121.52	4.15

图 3 (网络版彩图)星间差分伪距数据定轨后残差

Figure 3 (Color online) Post-fitted residuals of GNSS differential pseudo range.

图 4 (网络版彩图)定位数据定轨后残差

Figure 4 (Color online) Post-fitted residuals of GNSS position data.

斯帕拉玛斯三站测量数据定轨预报分离点导航初值的结果与基准轨道进行比较, 位置偏差可达57.69 m (径向10.78 m, 横向9.16 m, 法向55.93 m), 速度偏差约为1.25 cm/s (径向0.21 cm/s, 横向0.17 cm/s, 法向1.22 cm/s). 仅利用单站测量数据联合GNSS差分伪距数据定轨预报结果与基准轨道进行比较, 与三站联合结果相当, 如表8所示. 可见, GNSS测量可以有效降低地基系统对布站几何的要求, 在地基单站情况下, 联合GNSS差分伪距数据确定分离点导航初值的精度仍可以达到位置误差60 m, 速度误差1.4 cm/s.

考虑到目前没有更高精度的测定轨结果来评估地基长弧基准轨道的绝对精度, 分析了利用不同测量数据定轨结果反算的测量数据残差, 用于间接评估天地基联合定轨对提高导航初值确定精度的作用, 具体结果如图5所示. 图中, 蓝色表示定轨弧段的残差, 褐色表示预报弧段的残差, R表示测距数据, PR表示差分伪距数据. 可以得出以下结果.

(1) 融合天地基数据的定轨预报精度最高, 以此为

表 8 天地基联合确定分离点导航初值精度

Table 8 Accuracy of initial value of separation determined by GNSS and ground stations

测量	位置误差 (m)	速度误差 (cm/s)
三站+差分伪距	57.69	1.25
纳米比亚+差分伪距	57.66	1.26
玛斯帕拉玛斯+差分伪距	57.72	1.26
阿根廷+差分伪距	60.74	1.38

图 5 (网络版彩图) 不同类型测量数据定轨预报残差的比较
Figure 5 (Color online) Comparison of the residual in orbit determination and prediction for different measurements.

基准统计各类测量数据在预报弧段的残差均符合测量数据本身的精度水平.

(2) GNSS星间差分伪距数据定轨预报精度次之, 以此为基准统计测距数据残差RMS在定轨和预报弧段分别约为15和19 m, 大于测量数据本身的精度水平.

(3) 地基数据定轨预报精度最低, 以此为基准统计GNSS星间差分伪距数据残差RMS在定轨和预报弧段分别约为30和40 m.

4 讨论和结论

在CE-5月地返回轨道近地段, 最后一次中途修正到轨道器-返回器分离之间, 探测器处于国外测控区, 为了提高地基测量系统短弧定轨精度, 本文提出了多站分时接力测量方法, 无需改造地面站或探测器测控设备, 无需多站同时跟踪同一目标, 能够在现有条件下, 既节省地面测控资源, 又提高月地返回轨道短弧定轨精度, 实现分离点导航初值位置精度290 m, 速度精度4 cm/s.

作为传统地基测量与导航系统的有益补充, GNSS测量不仅能够提高定轨预报精度, 还可以提升系统可靠性. CE-5探测器搭载的高灵敏度GNSS接收机在距离地面58000–5000 km范围内实现了伪距测量和定位, 伪距测量精度优于6 m, 定位结果收敛后精度优于10 m, 可以实现分离点导航初值位置精度101 m, 速度精度2 cm/s.

为了充分发挥地基测距、测速可靠性高, 测量稳定的特点以及GNSS系统能有效降低布站几何要求、星间差分伪距数据能增强轨道横向约束的优势, 本文提出了天地基联合导航方法, 地面轨道计算中心通过获取地基测站的测量数据和遥测数据中的GNSS测量数据进行融合定轨预报. 计算结果表明, 分离点导航初值的位置精度优于60 m, 速度精度优于1.5 cm/s.

可见, 天地基联合导航相比仅利用地基或GNSS测量数据的定轨预报精度都高, 以此为基准统计GNSS星间差分伪距数据残差RMS约为6–8 m, 地基测距数据残差RMS约为1 m. 由此验证了天地基联合导航技术可以实现月地返回轨道高精度定轨预报, 后续还将应用于载人月球探测、火星和小行星探测采样返回等深空探测任务, 可以为返回地球的探测器提供高精度导航支持.

致谢 探月工程测控系统和VLBI测轨分系统以及欧空局提供了测量数据. 感谢中国科学院上海天文台周善石研究员、曲伟菁副研究员和航天恒星科技有限公司王猛高级工程师的帮助.

参考文献

- 1 Zhang Y H, Mei H, Zhao C, et al. Innovation and practice of Chang'e-5 orbiter (in Chinese). *Aerosp Shanghai (Chin & En)*, 2020, 37: 5–14 [张玉花, 梅海, 赵晨, 等. 嫦娥五号轨道器的创新与实践. 上海航天(中英文), 2020, 37: 5–14]
- 2 Wu W R, Li H T, Li Z, et al. Status and prospect of China's deep space TT&C network (in Chinese). *Sci Sin Inf*, 2020, 50: 87–108 [吴伟仁, 李海涛, 李赞, 等. 中国深空测控网现状与展望. 中国科学: 信息科学, 2020, 50: 87–108]
- 3 Dong G L, Li H T, Hao W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2018, 5: 99–114 [董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展. 深空探测学报, 2018, 5: 99–114]
- 4 Huang Y, Li P J, Hu X G. VLBI lunar orbit determination and lunar surface positioning technology and its application (in Chinese). *J Deep Space Expl*, 2020, 7: 26–32 [黄勇, 李培佳, 胡小工. VLBI月球定轨和月面定位技术及其应用. 深空探测学报, 2020, 7: 26–32]
- 5 Li H T, Fan M, Huang Y, et al. Compensation for time-tag bias of Doppler measurement from Chang'e-3 probe (in Chinese). *Sci Sin Inf*, 2020, 50: 154–165 [李海涛, 樊敏, 黄勇, 等. 嫦娥三号多普勒测速数据时标偏差补偿. 中国科学: 信息科学, 2020, 50: 154–165]
- 6 Huang Y, Li P J, Fan M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2018, 48: 103–110 [黄勇, 李培佳, 樊敏, 等. 基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2018, 48: 103–110]
- 7 Huang Y, Chang S Q, Li P J, et al. Orbit determination of Chang'e-3 and positioning of the lander and the rover (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2014, 59: 2268–2277 [黄勇, 吕胜骐, 李培佳, 等. “嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位. 科学通报, 2014, 59: 2268–2277]
- 8 Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 111–123 [杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器技术设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 111–123]
- 9 Meng Z F, Gao S, Wang Z S, et al. Circumlunar free return trajectories design and validation for high-speed Moon-to-Earth reentry mission (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 249–256 [孟占峰, 高珊, 汪中生, 等. 月地高速再入返回任务轨道设计与飞行评价. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 249–256]
- 10 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
- 11 Bauer F, Parker J, Welch B. Developing a robust, interoperable GNSS Space Service Volume (SSV) for the global space users community. In: *ION International Technical Meeting*, 2017
- 12 Tian J, Wang W, Shi P Y. Two acquisition methods of high sensitivity and dynamic GPS signal (in Chinese). *J Navig Posit*, 2016, 4: 36–41 [田嘉, 王伟, 史平彦. 两种捕获高灵敏度高动态GPS信号的方法. 导航定位学报, 2016, 4: 36–41]
- 13 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
- 14 Wen C, Wang M, Qi L, et al. The application of the GNSS receiver in the third stage of China Lunar Exploration Program. In: Shen R, Qian W, eds. *Proceedings of the 27th Conference of Spacecraft TT&C Technology in China*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2015. 3–18
- 15 Cao J F, Zhang Y, Hu S J, et al. Orbit determination for CE5T based upon GPS data (in Chinese). *Syst Eng Electron*, 2016, 5: 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, 5: 1121–1125]
- 16 Winternitz L, Bamford W, Price S, et al. Global Positioning System navigation above 76000 km for NASA's Magnetospheric Multiscale Mission. In: *2016 AAS GN&C Conference*. Breckenridge, CO, 2016
- 17 Winternitz L, Bamford W, Price S. New high-altitude GPS navigation results from the Magnetospheric Multiscale Spacecraft and simulations at lunar distances. In: *ION GNSS+*. Portland, OR, 2017
- 18 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: 111–120 [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: 111–120]
- 19 Zhu C. Construction and Application of Digital Elevation Model of the Lunar Rimker Region Based on Multisource Altimeter Data (in Chinese).

- Dissertation for Master's Degree. Wuhan: Wuhan University, 2019. 1–10 [朱畅. 基于多源测高数据的月球吕姆克区域数字高程模型构建及应用. 硕士学位论文. 武汉: 武汉大学, 2019. 1–10]
- 20 Wu W R, Li H T, Dong G L, et al. X-band TT&C technology of Chang'e-2 project (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2013, 43: 20–27 [吴伟仁, 李海涛, 董光亮, 等. 嫦娥二号工程X频段测控技术. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 20–27]
- 21 Dan P, Li H N, Li Z J. Real-time filtering positioning algorithm using three-way measurement data for deep space probe (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2015, 24: 21–26 [淡鹏, 李恒年, 李志军. 应用三向测量数据的深空探测器实时滤波定位算法. 航天器工程, 2015, 24: 21–26]
- 22 Li Z H, Huang J S. GPS Surveying and Data Processing (in Chinese). Wuhan: Wuhan University Press, 2005. 202–205 [李征航, 黄劲松. GPS测量与数据处理. 武汉: 武汉大学出版社, 2005. 202–205]
- 23 Liu L, Wang X. An Orbital Dynamics of Lunar Probe (in Chinese). Beijing: National Defence Industry Press, 2006. 68–70 [刘林, 王歆. 月球探测器轨道力学. 北京: 国防工业出版社, 2006. 68–70]
- 24 Folkner W, Williams J, Boggs D. The planetary and lunar ephemeris DE 421. Technical Report. Interplanetary Network Progress Report 42-178, 2009. 1–34
- 25 Yang Y Q, Wang J Z, Hou Q, et al. Discriminant Genetic Algorithm Extended (DGAE) model for seasonal sand and dust storm prediction. *Sci China Earth Sci*, 2011, 54: 10–18
- 26 Liu L, Hu S J, Cao J F, et al. Theory and Application of Spacecraft Orbit Determination (in Chinese). Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015. 132–158 [刘林, 胡松杰, 曹建峰, 等. 航天器定轨理论与应用. 北京: 电子工业出版社, 2015. 132–158]

Joint navigation technology based on space and ground measurements for Chang'e-5 near-Earth return trajectory

FAN Min^{1*}, DONG GuangLiang¹, HUANG Yong^{2,3}, LI HaiTao¹, KONG Jing⁴ & LI PeiJia²

¹ *Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;*

² *Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;*

³ *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;*

⁴ *Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China*

For determining the initial value of high-precision navigation for the separation point of the Chang'e-5 orbiter and returner, a method for the time-sharing relay measurement of a multistation is proposed to solve the problem that there is no domestic ground station tracking the probe and the traditional ground-based high-precision measurement method cannot be used. The accuracy of orbit determination and prediction is improved, while the ground-based Telemetry Tracking and Command (TT&C) stations are used efficiently. Results show that the position accuracy of separation is ~290 m. The pseudo range and positioning data obtained from the Global Navigation Satellite System (GNSS) receiver at an altitude range of 58000–5000 km are processed and analyzed. The accuracy of the differential pseudo range is better than 6 m and that of the positioning data after convergence is <10 m. The positioning accuracy of the separation point is ~100 m based on GNSS data. Thus, a fusion navigation method based on both space and ground is presented. The accuracy of the initial value for navigation determined using the fusion data is better than 60 m. It is verified that the space- and ground-based joint navigation technology can support the probe navigation in trans-earth trajectory. The characteristics of high-reliability and stable measurement of the ground-based TT&C system are well utilized as well as the advantages of the GNSS system, which can effectively reduce the geometric requirements of the ground station layout. In addition, technical support for high-precision navigation to future lunar and deep space explorations is provided.

lunar exploration, Global Navigation Satellite System, deep space TT&C network, Very Long Baseline Interferometry, accuracy of orbit determination and prediction

PACS: 91.10.Sp, 95.10.Eg, 95.55.Jz, 95.55.Pe, 91.10.Fc

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0068](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0068)