

文章编号: 1001-2486 (2001) 06-0033-05

地面站对月球探测器的导航*

文援兰¹, 王威², 曾国强¹, 郝晓宁¹

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 2. 国防科技大学机电工程与自动化学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 针对一个从地球停泊轨道出发绕地月飞行的月球探测器, 讨论地面站对月球探测器导航的几个问题, 包括观测方式的选取、地面站的分布、制导点的调整、导航精度等。结果表明仅依靠局部的地面站, 采用测距的方式, 可以对探测器进行实时导航。研究的方法和结果可供月球探测实际工程参考。

关键词: 月球探测器; 地面跟踪站; 导航

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Navigation for the Lunar Probe Based on Ground Tracking Sites

WEN Yuan-lan¹, WANG Wei², ZENG Guo-qiang¹, XI Xiao-ning¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering,

2. College of Mechatronics and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Taking an lunar probe around the earth and the moon from the earth parking orbit for example, we analyze some questions of navigation of the lunar probe based on ground tracking site, including the choice of tracking type, distribution of ground tracking site, adjustment of the guiding time, and accuracy of navigation. It is verified that the lunar probe can be navigated in real-time by ranging data based on the local ground tracking site. The method and result of the research may serve as reference for the practical engineering of lunar probe.

Key words: lunar probe; ground tracking site; navigation

在月球探测器被发射之前, 它飞向月球的标准轨道已经被精确设计出来。但受发射时间误差、入轨状态(位置和速度)误差、导航误差、质量误差以及推进误差等的影响, 月球探测器在飞行过程中必然会偏离设计的标准轨道, 从而需要导航, 将探测器引导到一条新的轨道上来, 这条新轨道和标准轨道一样能满足任务的要求。导航是以实际飞行的轨道为依据的。

文献[1]对月球探测器轨道设计、制导进行了深入的研究, 其中提出导航的精度要求为: 在探测器的地心距小于 12000km 时, 位置偏差小于 60m; 在探测器的地心距大于 12000km 时, 位置偏差小于 300m; 速度偏差小于 0.3m/s。

对探测器进行实时导航的方法有天文导航、GPS 测量和地面站测量等。天文导航精度达千米量级^[2], 不能满足要求; GPS 测量在探测器近地段(高度 1 万千米以下)可进行实时导航且达到较高的精度^[3]; 但探测器远离地球后, 须由地面站测量导航。用于对月球探测器导航任务的系统必须使用带有超大型的天线(直径达几米至几十米)、十分复杂和昂贵的地面无线电综合体, 必须保证在几十万千米的距离上有可靠的无线电通信的能力^[4]。这就对地面站的数量和分布的选取提出了要求。

1 月球探测器的轨道

假如设计的月球探测器轨道为: 从地球停泊轨道上出发, 滑行一段后沿速度方向加速进入地月转移轨道, 向月球飞去, 借助月球引力绕月飞行后返回地球。通过这种飞行方式可以减小轨道倾角(减至 0°)、抬高轨道近地点高度, 不仅可实现对地月空间的探测, 还可以用于发射地球静止卫星^[6]。

文献[1]通过最佳制导研究, 确定了该轨道的 3 个最佳制导点(分别用 N1、N2 和 N3 表示)。该轨道的地球停泊轨道的入轨点(用 I 表示)、加速进入地月转移轨道的点(用 A 表示)、到达地球静

* 收稿日期: 2001-03-21

基金项目: 国家 863 高技术资助项目(863-2-5-3.3)

作者简介: 文援兰(1965-), 男, 工程师, 博士。

止轨道的点(用F表示)和最佳制导点称为特征点。特征点在惯性坐标系的位置和速度如表1所示。

从表1可看出,在各制导点,探测器的地心距均大于12000km,那么导航的精度要求为:位置偏差小于300m速度;速度偏差小于0.3m/s。

表1 轨道特征点在惯性坐标系中的位置和速度
Tab.1 Position and velocity of eigen points in inertial frame

飞行时间(h)	位置矢量(km)			地心速度矢量(m/s)			轨道特征点
.0000	4595,	-3009,	3619	5464.093,	4571.390,	-3137.003	地球停泊轨道入轨点,I
0.2124	6465,	1241,	91	-1026.788,	7923.673,	-7437.033	加速完毕,A
31.2124	-227762,	5710,	-48083	-1178.900,	-199.985,	-37.547	第1次制导,N1
118.2124	-387749,	-46584,	-24143	-39.536,	-82.736,	154.303	第2次制导,N2
390.2124	-201724,	-241040,	-1469	1003.402,	325.356,	7.693	第3次制导,N3
446.0457	43662,	-986,	295	-684.294,	4044.793,	-4.189	到达地球静止轨道,F

2 地面站的设置

依据几何法定位原理,要确定一点在空间的瞬时位置,需要三个不同地面站的距离测量数据。不过,当测量数据是在几天的时间跨度中获得的,并且这些数据与动力法结合使用时,仅利用两个地面站即可在适当的时间内满足探测器导航精度的要求;地面站之间的距离越大,探测器的位置确定精度也会越高^[7]。根据以上情况,本文对两种分布的地面站进行分析研究。

(1)局域地面站。仅依靠我国境内的地面站:东北部地面站(116°、40°)、西部地面站(76°、39°)和东南部地面站(118°、23°)。这三个地面站可以作为月球探测器主要的地面站。

(2)全球地面站。除国内站外,还加入美国的三个深空站和三个辅助深空站^[8]。

为支持深空航天器的发射、测量和通信,美国从20世纪60年代开始建设深空网(Deep Space Net, DSN)。阿波罗载人月球飞船发射时,在地球附近的停泊轨道段、在2万千米以下的地月转移轨道段和返回地球的2万千米以下的返回轨道段,是由四个天线口径为9.1m的船载测控通信站和若干陆基测控通信站对其进行测控。而在2万千米以外的地月转移轨道段,则采用深空网完成任务。深空网由三个天线口径为26m的深空站、三个辅助深空站和一个航天器运行控制中心组成。运行控制中心建立在美国的加州帕桑登那(Pasadena),三个深空站分别设在美国加州的金石村,澳大利亚的堪培拉和西班牙的马德里,三个辅助深空站分别设在巴西、日本和塞舌尔。深空网置于南北纬40°之间,经度上分布比较均匀,保证在24小时内,至少有一个站能观测到航天器。1994年1月25日发射的“克莱门汀”月球探测器就由三个深空站观测^[1]。前苏联在20世纪80年代实施探测“金星——哈雷慧星”的“织女星”计划时,除了在他们辽阔的本土布设许多地面站外,还进行了广泛的国际合作,吸收了美国的深空站和其它国家的地面站,保证了对探测器的昼夜测控^[4]。

3 制导点的调整

计算表明,假如仅利用局域的国内地面站,N1和N3不在观测范围内,即局域的国内地面站不能在N1和N3点对探测器实施测控。解决此问题的办法:

(1)调节制导点。调节制导点,将使制导点偏离最佳点,调节的准则应使在新的制导点不至于造成较大的能量损失(即所需的速度增量较小)。依据该准则,N1点推后4h、N3点推后7h,使特征点N1和N2处在国内地面站的观测范围内,相应的用于制导的速度增量从5.76m/s增加到6.05m/s^[1],速度增量不大。

(2)利用全球地面站。

4 测量方式

测量数据通常包括一个或多个地面站测量到的距离、距离变化率(或多普勒)、天线角度。本文

的研究只采用距离测量，因为探测器在飞行过程中，会多次进入地面站的测控范围内，地面站至探测器的几何关系发生变化，这样，即使只采用一种测量方式，通常能获得足够多的测量信息用于导航^[7]。

测距必须对星载和地面站电子设备的信号传输时间的延迟以及地球对流层和电离层引起的时间延迟进行改正。后两项改正的误差通常为几米量级，有时更高一些，但典型的测距误差为 10m 或 20m 量级，这是由距离修正模型的误差和轨道传播的误差引起的^[4,7]。

5 导航计算

对探测器的导航可给出以下假设条件和分析计算步骤：

- 1) 采用地面站测距方法，测距精度为 20m，最低仰角为 10°。
- 2) 考虑到无线电信号来回传播延时比较大（最大的为 3.4s 多），取数据采样率为 5s。
- 3) 由轨道设计所得的标准轨道作为真轨道^[1]，模拟地面测距观测值。
- 4) 给轨道的位置矢量和速度矢量一组初始偏离，利用扩展的卡尔曼滤波实时解算^[5]探测器的飞行轨道，并与真轨道比较得导航的偏差，包括位置偏差 $d\rho$ 和速度偏差 $d\nu$ 。

5.1 利用局域的国内站导航的精度

局域的国内三个地面站对探测器的观测时段如图 1 所示。从图 1 可看出，局域的国内地面站不能保证时时刻刻都能测控到探测器，但探测器多次进入局域的国内地面站观测范围内，因此，针对各个特征点，可以将整个轨道分为四段加以导航。

- (1) 从加速后到第一个制导点前 (A—N1)；
- (2) 从第一个制导点制导后到第二个制导点前 (N1—N2)；
- (3) 从第二个制导点制导后到第三个制导点前 (N2—N3)；
- (4) 从第三个制导点制导后到静止轨道 (N3—F)。

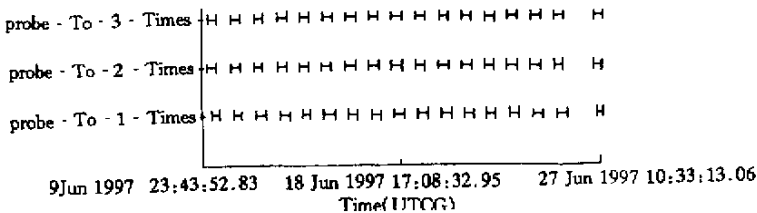


图 1 国内地面站对探测器的观测时段 (probe-to-1、probe-to-2、probe-to-3 分别表示国内三个地面站对探测器的观测时段)

Fig.1 Observable times of the lunar probe based on the domestic tracking stations (probe-to-1、probe-to-2 and probe-to-3 denote the observable times based on three domestic tracking stations, respectively)

各段的导航偏差如图 2 所示。图中假设各段轨道的初始位置偏差和速度偏差分别为 1100m 和 0.17321m/s，其初始协方差矩阵一般取很大的值，以说明初始值的不确定性^[9]。本文取初始协方差矩阵为 $P_0 = \text{diag}[10^4, 10^4, 10^4, 0.1, 0.1, 0.1]$ 经过计算比较，取最优的状态噪声矩阵为 $Q = \text{diag}[10^{-10}, 10^{-10}, 10^{-10}, 10^{-13}, 10^{-13}, 10^{-13}]$

从图 2 可看出，在各制导点控制变轨完后，从一个制导点到另一个制导点探测器自由飞行，利用几次通过国内站的观测数据导航，轨道的初始偏差会很快消除并收敛，导航的位置偏差小于 300m；速度偏差小于 0.3m/s。当飞临制导点前一次通过国内站时，导航已满足精度要求。因此，可根据前一次通过国内站探测器的状态，实时外推制导点探测器的状态。

试验计算表明，当采用局域国内地面站的西部站和东南部站两个站导航时，也同样满足导航精度，但一般要到两三圈才收敛。

5.2 利用全球站导航的精度

假如还可以采用全球站，则利用各特征点前数小时的观测数据就可以进行导航。轨道初始位置和

速度偏差(单位分别是 m 和 m/s)分别为: N1 前 3h (-500, 400, -500, 0.1, -0.2, 0.09) N2 前 5h (500, -200, 500, -0.1, 0.3, -0.1) N3 前 5h (500, -400, 200, 0.1, 0.1, -0.1)。其先验值的协方差矩阵 P_0 和状态噪声矩阵 Q 与前面的相同。导航的偏差如图 3~图 5 所示。

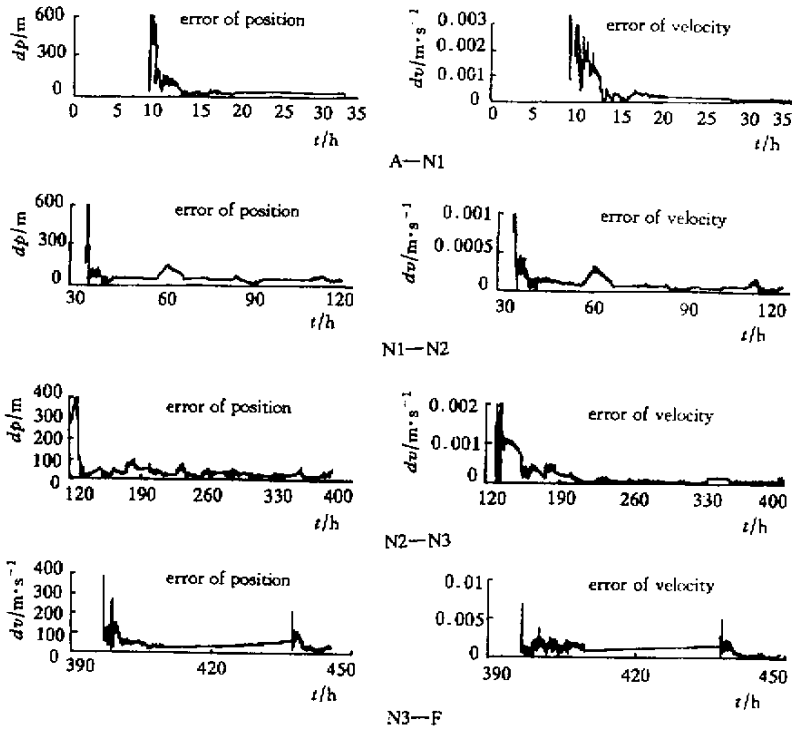


图 2 局域的国内地面站对探测器导航的偏差

Fig.2 Deviation of navigation of the probe based on local domestic tracking stations

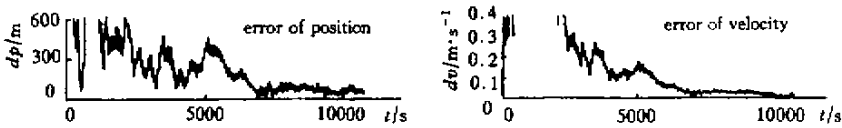


图 3 全球站对 N1 前 3 小时导航的偏差

Fig.3 Deviation of navigation of three hours' observation before N1 based on global tracking network

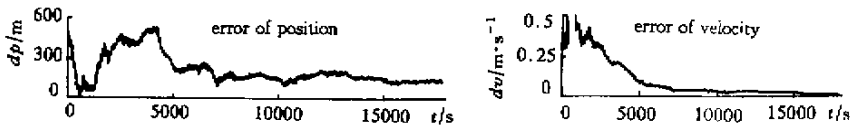


图 4 全球站对 N2 前 5 小时导航的偏差

Fig.4 Deviation of navigation of three hours' observation before N2 based on global tracking network

从图 3~图 5 中可以看出:利用制导点前数小时的观测数据,导航的位置偏差小于 300m;速度偏差小于 0.3m/s,达到了精度要求。如果增加制导点前几次通过的观测数据,导航精度会更高。

6 结论

(1)对月球探测器导航的地面站至少需要两个。但为了获得更高的轨道导航精度和进行测量检

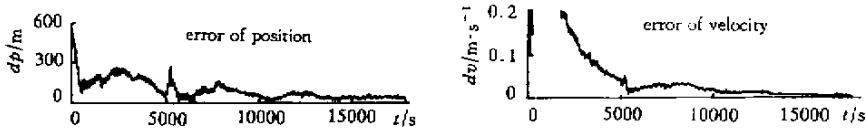


图5 全球站对 N3 前 5 小时导航的偏差

Fig.5 Deviation of navigation of three hours' observation before N3 based on global tracking network

核,可采用三个地面站。

(2)对制导时间进行适当的调整,不会引起速度增量大的变化,却可以使探测器在制导点的前数小时至少在我国的一个地面站的测控范围内。假如利用全球站,就可以保证 24 小时内任何时候,至少有一个站能观测到探测器。

(3)在测距精度为 20m、数据采样率为 5s 的观测能力下,采用多次通过局域的国内三个地面站的观测数据,可以满足位置偏差小于 300m、速度偏差小于 0.3m/s 的导航精度要求。若利用全球站对探测器进行实时导航,则可以提高导航精度,并缩短达到一定导航精度所需的时间。

参考文献：

- [1] 郝晓宁,曾国强. 月球探测器轨道设计 [M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [2] 林来兴. 空间自主导航(一)[J]. 控制工程,1985,(6):1-6.
- [3] 王威,文援兰,曾国强,郝晓宁. GPS用于月球探测器近地段导航[J]. 国防科技大学学报,2001,23(2):1-5.
- [4] Erik M S. 地球静止轨道手册[M]. 王正才,邢国华,张宏伟,唐芳等译. 北京:国防工业出版社,1999.
- [5] 文援兰. 航天器精密轨道抗差估计理论与应用的研究[D]. 郑州:信息工程大学,2001.
- [6] 曾国强,郝晓宁,任萱. 月球近旁转向技术研究[J]. 宇航学报,2000,21(4):107-110.
- [7] 维尼茨基 A C [俄]. 星际航天器的无线电系统[M]. 周密等译. 北京:国防工业出版社,1999.
- [8] Thomas P Y, Wu S C, Wu J S, Catherine L T. Precise Tracking of Remote Sensing Satellite with the Globe Position System [J]. IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing,1990,28(1):108-115.
- [9] 张金槐,蔡洪. 飞行器试验统计学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1995.

