

“嫦娥一号”卫星近月点捕获分析

王 宏¹ 董光亮¹ 胡小工² 黄 勇² 祝芙英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)

摘要 根据我国“嫦娥一号”探月卫星轨道设计, 卫星第一次飞至近月点时的轨道高度为200km, 相对月球运行的轨道为双曲线轨道, 这时必须对卫星进行减速机动, 实现卫星的月球捕获。本文针对第一次月球制动捕获时, 所需脉冲速度增量进行了分析, 通过仿真计算指出制动速度增量最小达到约250m/s, 卫星实际轨道接近目标轨道, 便可认为基本实现了卫星的月球捕获。并且提出通过监视多普勒测速残差、VLBI时延率残差的变化对轨道控制效果进行准实时处理评估。

关键词 速度增量; 月球捕获; 轨道控制

1 前言

根据我国月球探测计划, “嫦娥一号”卫星的整个飞行过程包括以地球为中心的调相轨道(Phasing orbit)飞行、地月系之间的奔月轨道飞行(Translunar orbit)以及进入环月工作轨道(Mission orbit)飞行。整个飞行过程的测定轨将主要依赖于我国境内的统一S波段(USB)测距测速以及甚长基线干涉测量(VLBI)[1]、[2], 其中USB提供卫星径向方向运动信息(距离和速度), VLBI提供横向运动信息(时延和时延率), 具体测量模型参见文献[1]、[3]。航天器飞行力学的理论研究和美国航空航天局NASA的月球探测实践都表明, 采用停泊轨道中转发射月球探测器的方法比较安全可靠, 对发动机技术的要求相对较低。它是让探测器首先进入一个绕地心运动的停泊轨道, 然后从停泊轨道上的某点第二次点火, 进入地月转移轨道。在近地轨道段, 月球探测器受力以地球中心引力为主, 可以处理成以地心引力为主的受摄的二体问题。考虑到点火过程可能存在误差, 在进入地月转移轨道后应该有一次或更多次的轨道修正。在地月转移段, 除了地球和月球对探测器的质点引力外, 探测器还受到以下摄动因素的影响: 太阳引力摄动, 木星、金星、水星等其它天体的引力摄动, 地球形状摄动, 太阳辐射压摄动和月球形状摄动等。飞行的最后阶段, 探测器在接近月球时被月球引力场俘获后将再次点火, 从地月转移轨道变轨, 最终到达指定的月球卫星轨道, 此时可以处理成以月球为中心天体的受摄二体问题。

根据相关设计方案, “嫦娥一号”卫星在进入环月轨道飞行前, 将通过轨道控制最终形成轨道高度 $H_p = 200\text{km}$ 、轨道倾角 $i = 90^\circ$ 的环月极轨卫星。初步的卫星轨道仿真计算表明, 当卫星到达200km高度的近月点前相对于月球是双曲线轨道, 这时必须对卫星进行减速机动, 否则它将沿双曲线轨道飞离月球, 这一机动过程也称为月球捕获。在工程应用中, 还需通过对实际减速效果的初步估计对捕获过程进行准实时处理评估, 并且判断是否实现了月球捕获。针对上述要求, 本文对卫星第一次近月制动捕获时, 所需脉冲速度增量进行了分析, 特别是当速度增量小于设计值时, 通过仿真计算分析提出应对措施。并且提出通过监视多普勒测速残差、VLBI时延率残差的变化对轨道控制效果进行准实时处理评估。

2 月球捕获分析

2.1 月球捕获范围概念

考虑到星际探测器P的运动, 往往是在两个大天体 P_1 和 P_2 共同作用下的运动。由于探测器P在运

动过程中可能会接近 P_1 ，也可能会接近 P_2 ，通常不能处理成受摄二体问题，对应的是一个限制性三体问题。但是，由于探测器总是要接近被探测天体（例如 P_2 ），那么当探测器 P 进入以 P_2 为中心的某一范围内， P_2 的引力作用将成为探测器运动的主要力源，在此范围内可近似地看成 P 相对 P_2 运动的一个二体问题，而在此范围外，则近似地看成 P 相对 P_1 运动的二体问题，这种近似将有助于对一个复杂问题进行初步分析。具体内容可参阅文献^[4]对引力范围、作用范围和 Hill 范围的详细描述，具体数值如表 1 所示。

表 1 三个系统的引力范围、作用范围和 Hill 范围

系统	引力范围 (万公里)	作用范围 (万公里)	Hill 范围 (万公里)	平均距离 (万公里)
地-月	4.27	5.78	6.14	38.5327374
日-地	25.9	80.5	149.7	14959.7870
日-地-月	26.1	80.9	150.3	14959.7870

2.2 最小制动速度增量分析

参照地球第二宇宙速度 v_2 的概念，即卫星脱离地球引力场的最小速度，也就是从地面发射探测器相对地球的抛物线 ($a \rightarrow \infty, e = 1$) 速度，对于月球卫星只要成为封闭的椭圆轨道就可以了，为此只需将近月点的速度控制到小于抛物线速度，即小于式 (1) 计算值 2.249km/s，其中 μ_m 是月心引力常数， r_m 是月心距。但实际上由于各种摄动因素的影响，主要是地球引力和月球引力异常的影响，卫星运动情况比较复杂，因此必须要能够找到保证其在某种意义上能够稳定运动的范围就可以了。

$$v_{m2} = \sqrt{\frac{2\mu_m}{r_m}} = 2.249 \text{ km/s} \quad (1)$$

判断制动后轨道是否形成月球卫星，包括制动速度增量过大和过小两种情况。速度增量过大这与实际工程应用中不符，这里不再讨论，只分析制动量较小的情况下是否能够形成月球卫星进行判断。仿真计算分析主要从以下两个方面进行考虑：

1) 首先考虑轨道确定误差对于制动所需速度增量的影响。这是因为制动前必须准确知道卫星轨道，才能准确计算速度增量。根据轨道设计方案，第一次近月点进行月球捕获控制后卫星进入周期为 12 小时的环月椭圆轨道，这里利用卫星绕地球段最后一次变轨调相结束后的标称轨道，分别考虑地球非球形引力 J_2 项和 30×30 阶影响下第一次近月点制动前、后速度增量的变化，分析轨道确定误差对速度增量的影响。

2) 分别以不同的速度增量，以近月点为控制点，按照脉冲控制方式计算控制后轨道参数，并以远月点高度作为第一次制动控制目标，并分析第一次近月制动后轨道飞行一圈内的第一远月点和第二近月点的轨道参数。其中，作为制动控制目标的远月距离最大取为 2.1 节的 Hill 范围。

3 仿真结果分析

3.1 轨道确定误差影响分析

卫星绕地球段最后一次变轨调相结束后，轨道根数如表 2 所示。卫星第一次近月点制动前分别考虑地球非球形引力 J_2 项和 30×30 阶影响的轨道参数如表 3 所示。若考虑第一次近月点进行月球捕获控制后卫星进入周期为 12 小时的环月椭圆轨道，制动控制量如表 4 所示，表 5 给出了变轨后卫星在月心 J2000 坐标系下的轨道参数。从表 4 可以看出，考虑不同摄动因素时对制动控制量影响不是很大，但是从表 5 可以看出如果制动前轨道确定比较准确，制动后形成的轨道更接近于设计轨道。

表2 标称轨道(地心 J2000)

$a(km)$	212859.603
e	.96720074
$i(^{\circ})$	30.983
$\omega(^{\circ})$	179.984
$\Omega(^{\circ})$	180.483
$f(^{\circ})$	0

表3 近月点第一次减速机动前轨道参数

	考虑 J_2 项		30×30 阶	
	地心 J2000	月心 J2000	地心 J2000	月心 J2000
$x(m)$	-404560874.2	-91576.4	-404519314.6	-50016.8
$y(m)$	20311306.3	399934.6	20189506.2	278134.5
$z(m)$	1969890.5	1893818.5	2025479.3	1949407.3
$\dot{x}(m/s)$	-261.165	-202.120	-303.428	-244.383
$\dot{y}(m/s)$	1496.987	2348.801	1490.769	2342.583
$\dot{z}(m/s)$	-964.052	-502.173	-886.005	-424.126

表4 $T = 12h$ 时速度增量

	考虑 J_2 项	30×30 阶
$v(m/s)$ (变轨前)	2410.373	2393.178
$v'(m/s)$ (变轨后)	2064.493	2044.466
$\Delta v(m/s)$	-345.880	-348.712

表5 $T = 12h$ 减速机动后轨道根数(月心 J2000)

	考虑 J_2 项	30×30 阶
$a(km)$	6142.578	6142.578
e	0.68453819	0.67979651
$i(^{\circ})$	91.647	90.598
$\omega(^{\circ})$	101.907	103.125
$\Omega(^{\circ})$	275.269	276.063
$M(^{\circ})$	0.0282	359.315

3.2 不同速度增量结果分析

分别以不同的速度增量,以近月点为控制点,按照脉冲控制方式计算控制后轨道参数,并以远月点

高度作为第一次制动控制目标，结果如表6所示。表中数据说明：

1) 月球捕获第一次制动速度增量达到约200m/s，即可保证制动后飞行轨道的远月点在月球Hill范围内，实现卫星环月飞行。

2) 随着制动速度增量的减小，第一次远月点卫星轨道倾角与目标轨道的差值不断增大。当速度增量大于250m/s，远月距小于21000km时，第二次近月点轨道倾角和高度变化不大，但与目标轨道还存在差别。当速度增量小于250m/s，远月距大于21000km时，卫星轨道倾角后续飞行状态变化较大，卫星轨道倾角增大，近月距不断增大，这时必须考虑选择合适时机，进行第二次轨道控制。

表 6 不同速度增量时月球捕获及轨道飞行状态

Delta-v (m/s)	第 1 次远月点距离 (km)	第 1 次远月点 T (h)	第 1 次远月点 a (km)	第 1 次远月点 e	第 1 次远月点 i (deg)	第 2 次近月点 i (deg)	第 2 次近月点 Hp (km)
348.7	8581.0	12.00	6143.1	0.6798 0842	90.099	88.817	228.7
325.0	10285.5	14.58	6995.4	0.7187 9941	90.538	88.823	228.7
300.0	12713.5	18.54	8209.5	0.7603 6774	91.274	88.849	228.5
275.0	16200.2	24.75	9952.8	0.8023 3564	92.552	88.948	228.0
250.0	21606.2	35.49	12655.8	0.8445 5655	95.041	89.387	227.9
225.0	30986.1	56.95	17347.8	0.8863 7226	100.612	91.910	262.6
200.0	50117.8	110.82	27037.4	0.9179 3447	112.367	106.462	2160.1

LUNAR PROSPECTOR MANEUVER SUMMARY

	TLI	TCM#1	TCM#2	LOI#1	LOI#2	LOI#3	MOC#1
Target Maneuver ΔV	3142 m/s	50.2 m/s	7.4 m/s	364.4 m/s	271.8 m/s	262.3 m/s	12.1 m/s 2.6 m/s
Estimated Performance	99.7%	99%	99%	99.3%	99.1%	97.6%	100.4%
Post- ΔV State Epoch (GMT):	1/ 7/98 03:30:00	1/ 7/98 12:30:00	1/ 8/98 8:45:00	1/11/98 12:20:00	1/12/98 12:05:00	1/13/98 12:10:00	1/16/98 00:00:00
a (km):	182799	197202	196231	6014.6	2712.2	1860.4	1838.3
e:	0.96403	0.96727	0.96886	0.69714	0.32713	0.01653	0.00046
i (deg):	29.20	29.27	29.26	89.72	89.87	90.01	90.55
Ω (deg):	318.58	318.20	318.16	192.59	192.49	192.39	192.76
ω (deg):	318.09	318.70	318.32	150.37	150.32	147.86	224.02
MA (deg):	0.14	13.34	43.74	10.63	90.13	59.16	317.04
Period (hrs):	216.1	242.1	240.3	11.63	3.52	2.000	1.965
R_{Anom} (km):	359023	387949	386351	10207.6	3599.4	1891.2	1837.8
Central Body	Earth	Earth	Earth	Moon	Moon	Moon	Moon

图 1 Lunar Prospector 轨控策略

图1给出了美国1998年1月7日发射的月球探测器Lunar Prospector的轨道控制策略[5]，其中LOI#1表示第一次近月制动点。从图中可以看出Lunar Prospector第一次近月制动时速度增量约为364.4m/s，轨道周期11.63小时，远月距10207.6km。

3.3 轨控过程效果的准实时处理评估

“嫦娥一号”卫星利用停泊轨道飞向月球的过程中包括多次轨道控制，变轨是否成功关系到任务成败的关键。进行控前轨道确定、变轨设计、控后轨道计算等一系列工作，目的之一就是提供轨道机动效果的准实时处理评估，判断轨控发动机的工作状态。参照美国月球探测器Lunar Prospector的轨道控制经验[5]，结合我国探月工程测定轨设备、方法，以卫星近月制动捕获过程为例，提出通过分别监视多普勒测速残差、VLBI时延率残差的变化对卫星轨道控制效果进行准实时处理评估。

中科院上海天文台胡小工、黄勇通过分析“探测一号”卫星和欧空局SMART-1环月探测器的USB和VLBI实际观测资料指出：VLBI时延率和Doppler测速对卫星轨道变化比较敏感；特别是由于VLBI的差分性质，相同条件下VLBI时延率的残差量级比Doppler测速的要小并且测量精度高、无系统差；Doppler测速存在系统差，使用前需进行校正[3][6]。利用多普勒测速残差、VLBI时延率残差的变化对卫星轨道控制效果进行准实时处理评估步骤包括：在进行第一次近月制动前几个小时，可以利用预报的变轨过程的星历分别生成多普勒测速、VLBI时延率的仿真观测数据，利用这些观测数据确定卫星轨道并与变轨前的星历进行比较生成多普勒测速、VLBI时延率残差变化曲线；同样考虑轨控时速度增量过人和过小时，生成相应的残差变化曲线；当近月变轨开始时，就可利用实际的观测残差与预报的残差进行比较，准实时的对变轨过程进行处理评估。经过仿真计算，当变轨过程中速度增量变化 $\geq 5\%$ ，便可在残差监视中表现出来。利用我国境内青岛站USB测距测速系统，上海、北京、乌鲁木齐和昆明组成的VLBI观测网，通过仿真计算给出了速度增量过大和过小时，Doppler测速、VLBI时延率残差的变化范围，发现不同基线的VLBI时延率观测对轨道变化的敏感程度不一样，相对于“嫦娥一号”卫星减速刹车后的设计轨道，上海—乌鲁木齐轨道变化最为敏感（图3），图2给出了青岛站Doppler测速残差。

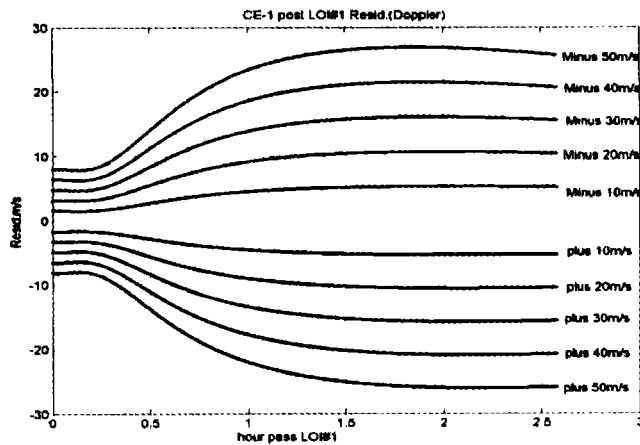


图2 Doppler 残差变化

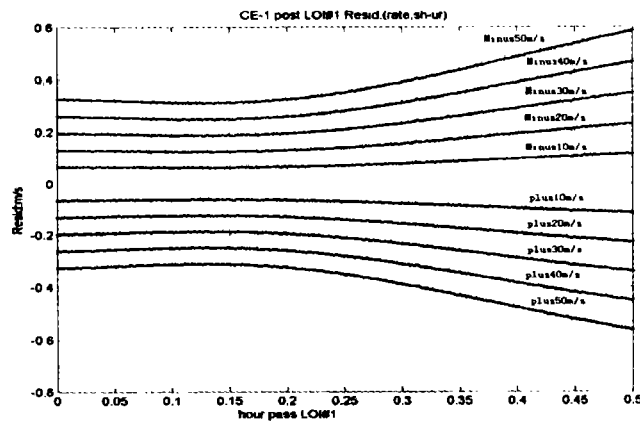


图3 VLBI 时延率残差变化

4 结论

通过本文的仿真计算和分析表明,当进行卫星近月制动捕获时,第一次制动速度增量最小达到约250m/s,卫星实际轨道接近目标轨道,便可认为基本实现了卫星的月球捕获,在此基础上为了完成卫星使命可以选择合适时机,进行后续轨道控制;并且可以通过监视多普勒测速残差、VLBI时延率残差的变化对轨道控制效果进行准实时处理评估。

参考文献

- 1 胡小工,黄城,黄勇.环月飞行器精密定轨的模拟仿真[J].天文学报, Vol.46, No.2, 2005.
- 2 刘迎春,张飞鹏,董晓军.月球探测卫星的轨道支持[J].飞行器测控学报, Vol.22, No.1, 2003.
- 3 黄勇,胡小工,黄城等.利用VLBI数据确定“探测一号”卫星的轨道[J].天文学报, Vol.47, No.1, 2006.
- 4 刘林,候锡云.轨道力学[M].南京大学天文系研究生教材, 2005.
- 5 David Lozier & Ken Galal. LUNAR PROSPECTOR MISSION DESIGN AND TRAJECTORY SUPPORT[J]. AAS 98-323.
- 6 黄勇.“嫦娥一号”探月飞行器的轨道计算研究.中科院上海天文台博士论文, 2006.