

月球探测器转移轨道的特性分析

周文艳 杨维廉

(中国空间技术研究院总体部 北京 100086)

摘 要

主要分析了月球探测器由近地点出发,在假定末端条件不变的情况下,其转移轨道的特性参数对初始条件和变轨所需的速度脉冲等的影响;考虑的特性参数的变化包括转移轨道倾角的变化,近地点高度的变化和转移时间的不同。

关键词 转移轨道;近地点高度;转移时间;轨道倾角;速度脉冲

1 引言

我国的月球探测卫星工程已经正式启动.对我国来说这是一个新的航天使命,与以前的卫星工程项目有很大的不同.根据目前的设计,卫星的轨道飞行程序是:先由我国比较成熟可靠的运载火箭长征3号甲将卫星送入地球超同步转移轨道,然后由卫星的轨道控制系统在近地点进行两次大的轨道机动逐步增大远地点的高度,在完成了这个调相轨道段以后在近地点再作一次轨道机动,使卫星进入飞向月球的地月转移轨道段,在这个轨道段飞行5天后卫星达到离月球的最近点(近月点),这时的卫星运行在近似的双曲线轨道上,在近月点必须作一次大的减速轨道机动,使其变为绕月的椭圆,否则卫星将飞离月球.然后再作两次大的减速机动使其变为最终的高度200km的圆形使命轨道.在这个复杂的轨道飞行过程中最重要的是地月转移轨道段,因为要同时考虑地球、月球、太阳对卫星的引力,对我国的航天界这是一个新的问题.地月转移轨道的选择和设计除了有一定的理论难度外更主要的是要考虑工程大系统的各种因素的要求和制约,因此有必要对转移轨道的特性参数进行分析,选择工程适用的特性参数值.转移轨道的选择在很大程度上考虑它的能量需求,即近地点的速度要求以及在近月点的减速机动的需求,考虑对地面测控的适应程度等等.本文分析计算了转移轨道近地点高度、转移轨道飞行时间和轨道倾角变化引起的总的速度增量需求的变化,同时也分析了不同的飞行时间对地面测控系统的影响,在此基础上提出了对转移轨道选择的一些结论性看法.

2 月球探测器转移轨道的精确计算方法

本文采用的精确计算方法是基于参考文献[1]得到的,与文献[1]中不同的是始终采用地心惯性坐标系,计算过程中考虑了地球 J_2 项引力摄动,月球和太阳作为质点对探测

2004-02-06 收到原稿, 2004-07-09 收到修定稿

器的影响; 日月位置由 DE405 得到^[2]. 用到的坐标系有地心惯性坐标系、月心平移惯性坐标系和月心赤道坐标系.

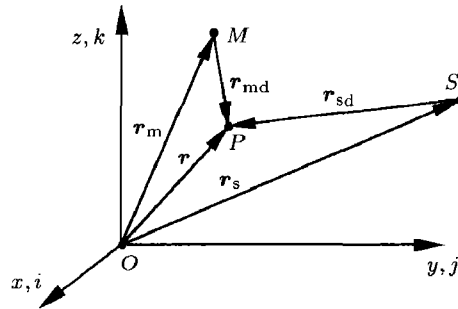


图 1 探测器、月球和太阳在地心惯性坐标系中的位置

Fig.1 Position of spacecraft, moon and sun in the earth center inertial system

O , M , S 和 P 分别代表地球、月球、太阳和探测器, 它们在地心惯性坐标系中的关系如图 1 所示. 月球、太阳和探测器相对于地心的矢径分别为 r_m 、 r_s 和 r ; r_{md} 和 r_{sd} 分别表示探测器到月球和太阳的矢径.

3 特性分析

假设探测器于 2004 年 8 月 27 日 025000 进入地月转移轨道, 末端条件为近月点高度 200 km, 月球轨道为极月轨道.

3.1 轨道倾角的影响

对于地球卫星, 轨道倾角是个很重要的轨道参数, 它的影响面很广. 在选择地月转移轨道倾角时, 我们所关心的重要问题是总能量 (即总的速度) 的需求与轨道倾角选择的关系, 因此针对近地点高度 200 km, 转移时间 120 h, 轨道倾角 i 由 0° — 180° 变化, 解出满足末端条件的转移轨道, 近地点速度 v_p 和轨道倾角 i 的关系如图 2 所示. 结果显示, 轨道倾角 i 从 0° — 180° 变化引起近地点速度的变化约为 0.000 043 km/s, 可见, 轨道倾角对近地点速度的影响很小, 因此对近地点加速脉冲的影响可以忽略不计.

探测器到达近月点时, 还需要对探测器施加一个制动的减速脉冲 dv_m , 使其变为 200 km 高的月球卫星. 月球附近的制动脉冲和轨道倾角的关系如图 3 所示. 轨道倾角从 0° — 180° 变化, 近月点制动脉冲的变化约为 0.15 km/s.

我们所关心的能量问题就是近地点和近月点的两个脉冲速度增量的总和. 由于近地点的速度增量与倾角基本上无关, 近月点速度脉冲就决定了这个总的速度增量. 于是由图 3 可以看出, 轨道倾角在 30° 左右总的速度脉冲最小. 本文算例所计算的最小近月点制动脉冲对应的轨道倾角为 26° .

由此可以得到以下结论: 轨道倾角对近月点的速度影响比较大, 转移轨道倾角在约 30° 时, 所需要的速度脉冲比较小.

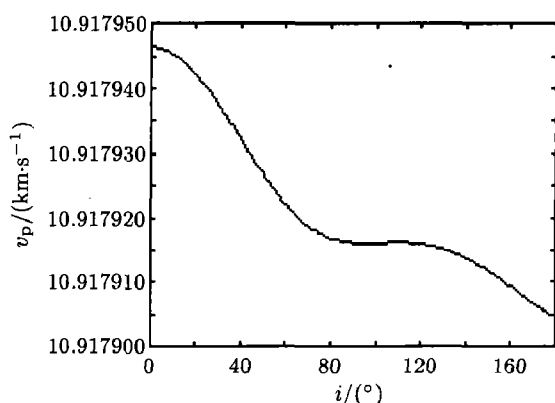


图 2 近地点速度随轨道倾角的变化
Fig.2 Velocity vary of perigee with orbit inclination

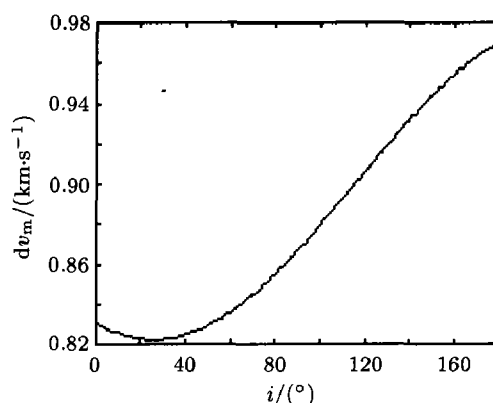


图 3 近月点速度脉冲随轨道倾角的变化
Fig.3 Velocity impulse vary of perilune with orbit inclination

3.2 转移时间的影响

转移轨道飞行时间是轨道设计中很重要的一项, 它的选择需要顾及系统的方方面面, 其中主要的决定因素是速度的需求以及是否对转移轨道的测控有利. 针对我国测控站网的布局, 我们希望在卫星达到近月点附近时能得到充分的测控支持, 即希望有尽可能多的测控站能观测到尽可能长的弧段. 为此首先要保证探测器在达到近月点时处于月球的正面.

计算结果表明, 转移时间越长, 所需要的近地点速度越小, 它们的关系如图 4 所示. 转移时间 90 h 以后, 近地点速度大小的变化趋于平缓. 为了判别卫星是否处于月球的正面, 我们求出 $(-r_m)$ 和 r_{md} 夹角 α , 这个角度是当探测器到达近月点时, 从月球看探测器和地球视线的夹角, 它反映的探测器到达月球时相对于地球的位置. 如果 $\alpha < 90^\circ$, 近月点在月球正面, 反之, 在月球的背面. 把这个夹角随转移时间的变化情况作出图 5. 可以看出, 当转移时间大于 114 h 时, 近月点才在月球的正面, 这是本文得到的在工程实践中有重要意义的结果.

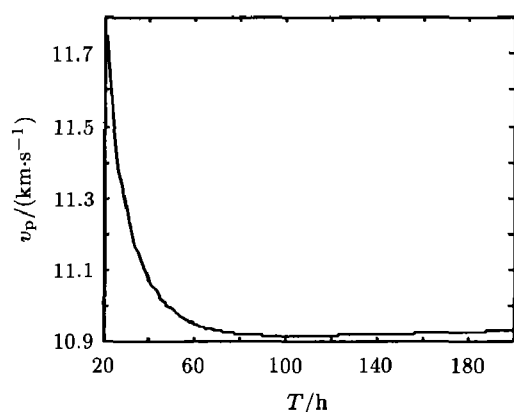


图 4 近地点速度随转移时间的变化
Fig.4 Velocity vary of perigee with trans-time

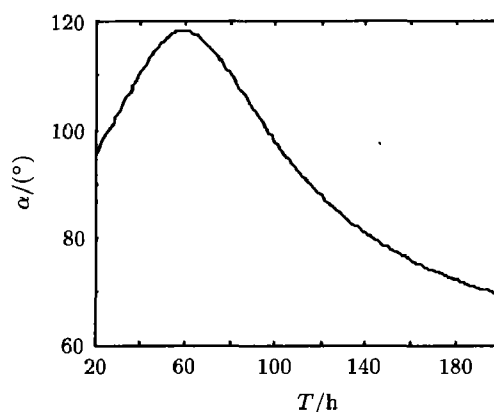


图 5 α 随转移时间的变化
Fig.5 The angle vary with trans-time

如果转移轨道是在 200 km 高的地球轨道上施加一个速度脉冲增量 dv_e 实现的, 到达

200 km 的近月点再施加一个减速脉冲 dv_m 使其变成绕月飞行的圆轨道, 图 6 和图 7 给出这两个速度脉冲和转移时间的关系, 转移时间小于 105 h 时, 两者的变化趋势相同, 都是转移时间越长, 所需要的速度脉冲越小; 但随着转移时间的继续增加, 两个速度脉冲都有缓慢增加的趋势, 转移时间从 105 h 增加的 120 h, 两个脉冲之和需要增加约 3.5 m/s.

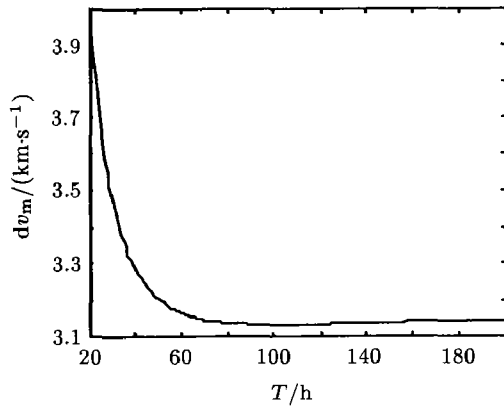


图 6 近地点速度脉冲随转移时间的变化
Fig.6 Velocity impulse of perigee vary with trans-time

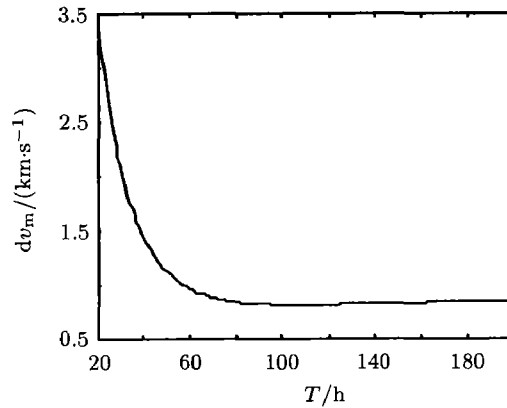


图 7 近月点速度脉冲随转移时间的变化
Fig.7 Velocity impulse of perilune vary with trans-time

由以上分析可知, 适当增加转移时间, 可以使近地点速度减小, 而且使两端变轨所需要的能量减少, 节省燃料. 但是转移时间达到一定的值 (本文例中是 105 h 左右) 以后, 速度增量的需求会逐渐增加, 但是增加的很小. 另一方面, 从探测器到达月球近地点要求在月球正面来考虑, 选择转移时间 120 h 左右的转移轨道比较合适.

3.3 近地点高度的影响

对于轨道倾角 31° , 转移时间 120 h 的转移轨道, 近地点速度 v_p , 近地点速度脉冲 dv_p 和近月点速度脉冲 dv_m 与近地点高度 h_p 的关系由图 8—图 10 表示, 这些图的总体趋势

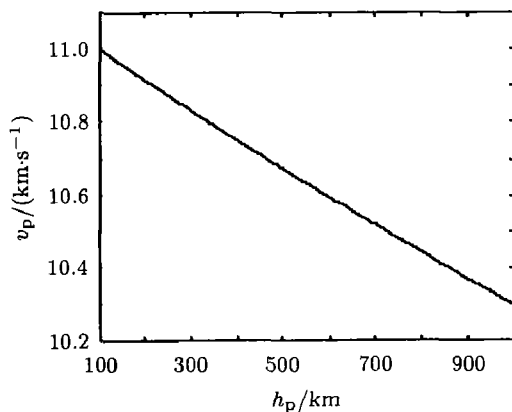


图 8 近地点速度随近地点高度的变化
Fig.8 Velocity vary with perigee height

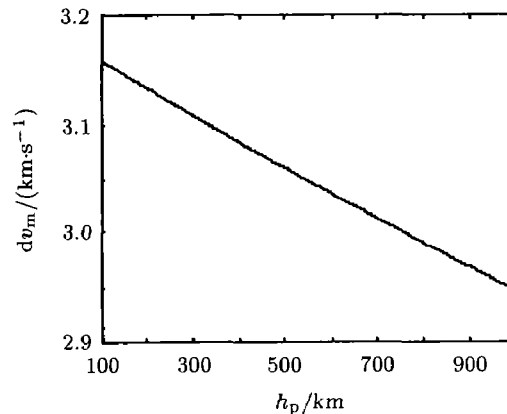


图 9 近地点速度脉冲随近地点高度的变化
Fig.9 Velocity impulse vary with perigee height

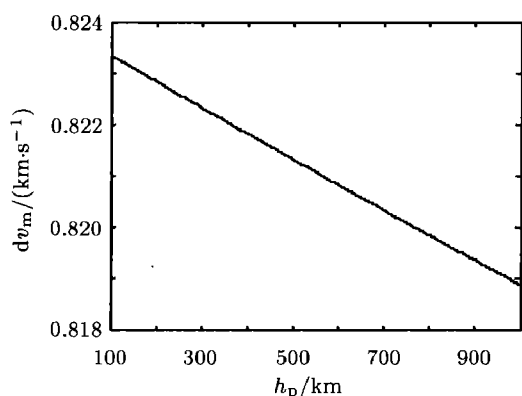


图 10 近月点速度增量随近地点高度的变化
Fig.10 Velocity impulse vary of perigee with perigee height

是相同的,都随着近地点高度的增大而减小,或者说抬高近地点,可以节省能量.但是近地点的高度很大程度上是由运载的能力决定的,抬高近地点要以减少更多的有效载荷为代价.以 CZ-3A 运载火箭为例,近地点从 200 km 增加到 350 km,运载能力减少约 180 kg,所以要在近地点高度和有效载荷之间作权衡.在实际应用中,对于直接转移轨道,通常是运载把探测器发射到约 200 km 的近地点高度,然后加速飞向月球.月球勘探者 (Lunar Prospector) 首先把探测器发射到约 185 km 的停泊轨道上,然后机动进入地月转移轨道 [3].

4 结论

本文针对 2004 年 8 月 27 日 025000 从近地点出发,末端条件固定的转移轨道,分析了一些特征参数对轨道特性的影响.分析结果表明,转移轨道的轨道倾角对近地点速度影响不大,对近月点速度的影响比较明显,选择适当的轨道倾角可以节省燃料;转移时间越长,所需的总的速度增量越小,90 h 以后趋于常值;转移时间接近 120 h 的转移轨道可以保证卫星到达近月点时处于月球的正面;近地点高度对近地点的速度脉冲影响比较明显,近地点高度越高,所需要的近地点速度脉冲越小.

参 考 文 献

- [1] Yang Weilian. Investigation on trans.lunar trajectories for launch lunar satellite in polar orbit. *Spacec. Eng.*, 12(3):19—33. in Chinese 杨维廉. 发射极月卫星的转移轨道研究. *航天器工程*, 12(3):19—33
- [2] Montenbruck O, Gill E. *Satellite Orbit*. Germany: Springer-Verlag, 2000. 73—75
- [3] Andolz F J, Dougherty T A. *Lunar Prospector Mission Handbook*. Sunnyvale: Lockheed Martin Missiles and Space Co., 1998

ANALYSIS OF THE CHARACTERISTICS OF THE TRANSFER TRAJECTORY OF LUNAR EXPLORER

ZHOU Wenyan YANG Weilian

(System Design Institute, China Academy of Space Technology, Beijing 100086)

Abstract

The characteristics of a trans-lunar trajectory affected by some parameters such as the height of perigee, trans-time and inclination of transfer trajectory is analyzed in this article. Assuming a lunar explorer is injected into the transfer trajectory from a circle earth parking orbit on 025000, 08/27/2004 and approaches perilune of 200 km high forming a polar lunar orbit. Two velocity impulse at perigee and perilune are calculated. The results show that the inclination of transfer trajectory has little effect on the velocity impulse of perigee, but remarkable on the velocity impulse of perilune. A transfer trajectory with certain inclination should be chosen to the least fuel consume. The total velocity impulse will decrease with the trans-time increases. When the trans-time is longer than 90 h, the total velocity impulse varies little. But the trans-time of 120 h is chosen to ensure that the spacecraft be observed at perilune. The fuel can be saved by increasing the injecting height, but the capability of launch vehicle should be considered simultaneously to decide the height.

Key words Transfer trajectory, Height of perigee, Trans-time, Inclination, Velocity impulse.