

文章编号: 1001-2486(2009)01-0016-05

环月轨道交会的奔月方案*

李 楨, 周建平, 程文科, 李海阳, 彭祺肇
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 研究了基于环月轨道共面交会的载人奔月方案。飞行方案设计采取人货分离的原则, 包括 3 次发射, 2 次环月轨道交会。采用精确轨道动力学模型, 得到了满足共面交会约束的发射窗口, 以及地月转移轨道特性。进行了 3 次飞行任务的合理编排和规模估算, 结果表明该方案在能量和时间需求上具备可行性。

关键词: 环月轨道交会; 极月轨道; 发射窗口

中图分类号: V412 **文献标识码:** A

Investigation on Lunar Mission Based on Lunar Orbit Rendezvous

LI Zhen, ZHOU Jian-ping, CHENG Wen-ke, LI Hai-yang, PENG Qi-bo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A schematic manned lunar mission case based on coplanar lunar orbit rendezvous is investigated. Based on the principle of splitting the crew and cargo, the flight case including 3 launches and 2 rendezvous is designed. The launch window meeting the restriction of coplanar rendezvous and the characteristics of trans-lunar trajectory is obtained by precise dynamics model. Finally, the 3 missions of flight are arranged and the scale is estimated. The result from simulation shows that the TOF (time of flight) and energy of this mission case are feasible.

Key words: lunar orbit rendezvous; polar orbit; launch window

近年来, 载人登月作为载人航天的热点方向之一, 得到了美、俄、欧洲各航天大国的普遍关注^[1-3]。回顾人类探索月球的历史, 最具代表性的是美国的 Apollo 登月计划。Apollo 计划中成功运用了环月轨道交会技术。飞船到达月球轨道后, 登月舱与指挥服务舱分离, 登月舱降落到月面执行探测任务, 之后通过上升级回到月球轨道与指挥舱交会对接^[4]。

从我国现有技术条件出发, 实施载人登月任务有相当难度, 运载能力成为首要约束, 因此通过多次发射、交会对接组装登月飞船是目前最现实可行的方式。该登月方式又可分为两种: 近地轨道交会和环月轨道交会。

近地轨道交会登月方式将登月飞行器分为多个模块, 分别发射后在近地轨道组装。该方式在国外目前提出的奔月方案设计中被广泛采用, 如美国的“乘员探索飞行器”^[5]、俄罗斯的“快船”登月方案、欧洲 CDF 研究机构设计的登月方案^[3]等。近地轨道交会技术成熟、可靠性高, 但多次交会燃料消耗较大, 交会过程耗时较长。环月轨道交会登月方式作为一种新思路, 将登月飞行器各模块分别发射到环月轨道组装。由于月球引力小于地球引力, 环月轨道上的交会对接过程燃料消耗相对较少。但环月轨道交会对测控提出了较高的要求, 实施难度大于近地轨道交会。

1 飞行方案概述

本文研究的飞行方案设计为: 按照“人货分离”的原则, 利用改进的新一代运载火箭, 分 3 次将奔月任务所需的效载荷送入近地轨道, 前两次发射货运飞船, 第三次发射载人飞船, 飞船采用脉冲推力变轨。每次发射分为以下步骤: 出发——近地轨道滑行——第一次脉冲加速——地月转移飞行——第二

* 收稿日期: 2008-06-20

作者简介: 李楨(1980—), 女, 博士生。

次脉冲减速——环月圆轨道滑行,如图1所示。第二次和第三次发射的飞船到达环月轨道后,与前面已停泊于环月轨道的飞船交会对接。

本文仅对从近地轨道出发到环月轨道交会完成这一过程展开研究,对地面发射入轨、月面软着陆、返回等阶段不作讨论。

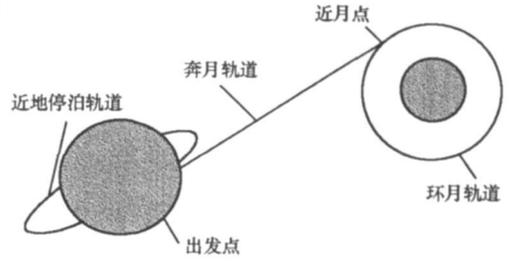


图1 奔月轨道示意图

Fig. 1 Sketch map of trans-lunar trajectory

2 环月轨道交会特性分析

2.1 共面交会

最经典的共面交会方式为 Hohmann 交会。从高轨道(半径为 r_1) 变轨为低轨道(半径为 r_2) 所需速度增量为

$$\Delta v_{\Sigma} = \Delta v_1 + \Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu_L}{r_1}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right) + \sqrt{\frac{\mu_L}{r_2}} \left(\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right) \quad (1)$$

交会总时间为

$$\Delta t = \frac{\pi}{\sqrt{\mu_L}} \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2} + \frac{\Delta\theta}{\sqrt{\mu_L} \left(r_2^{-3/2} - r_1^{-3/2} \right)} \quad (2)$$

其中, $\Delta\theta$ 为两飞船初始相位角之差与 Hohmann 交会所需的相位角之差的差值。随着两飞船初始相位角的不同,等待时间有所不同。以从 300km 高环月轨道变轨至 200km 轨道为例,需要的速度冲量为 39.5m/s,调整相位角等待时间最长可达 29.33h,交会任务总时间最长可达 30.44h。

2.2 非共面交会

若两次发射至环月轨道的飞船不能到达同一轨道面,则需要非共面轨道转移完成交会。非共面变轨所需速度冲量的计算采用文献[6]的方法。图2描绘了 300km 的环月圆轨道上改变轨道面方向需要的速度冲量。从结果可知,调整轨道面方向需要相当大的能量,即使变化 10° ,也需要数百米每秒的速度冲量,这对飞船的机动能力要求很高。

三脉冲变轨是一种相对节约能量的方法^[7]。由于高轨道上的飞行器速度较低,改变轨道面需要的能量较小,因此可先通过共面转移把飞船调整到高轨道,在高轨道上改变轨道面,再次变轨回到低轨道的策略。尽管如此,大幅度调整轨道面仍然需要消耗大量推进剂。因此,轨道设计时应尽量避免非共面交会。

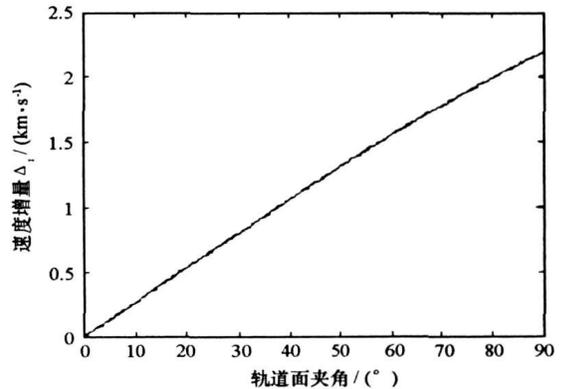


图2 轨道面夹角-速度冲量曲线

Fig. 2 Angle of orbit plane vs delta V

3 奔月轨道设计

3.1 数学模型

奔月飞行阶段建立在地心惯性坐标系下的月球飞船轨道精确模型动力学方程如下^[6]:

$$\frac{d^2 \mathbf{R}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{R^2} \frac{\mathbf{R}}{R} + \mathbf{A}_N + \mathbf{A}_{NSE} + \mathbf{A}_{NSL} + \mathbf{A}_R + \mathbf{A}_D + \mathbf{A}_P \quad (3)$$

式中,第一项为地球中心引力, \mathbf{A}_N 、 \mathbf{A}_{NSE} 、 \mathbf{A}_{NSL} 、 \mathbf{A}_R 、 \mathbf{A}_D 、 \mathbf{A}_P 分别为 N 体引力摄动加速度、地球非球形摄动加速度、月球非球形摄动加速度、光压摄动加速度、大气阻力摄动加速度、推力加速度。月球位置的计算采用 JPL 的行星/月球历表 DE405/LE405。

3.2 初始条件和终端条件

任务时间选取在 2008 年 4 月 20 日至 5 月 20 日的一个月之内。初始轨道和目标轨道参数见表 1。

表 1 初始条件和终端条件
Tab. 1 Initial state & final state

初始轨道高度(km)	初始轨道倾角($^{\circ}$)	初始轨道偏心率	初始时刻真近点角($^{\circ}$)	奔月飞行时间(d)	环月轨道高度(km)	环月轨道倾角($^{\circ}$)	环月轨道偏心率	环月轨道升交点赤经($^{\circ}$)
200	28	0	0	3~5	200~300	90	0	25

3.3 发射窗口分析

从近地轨道出发的奔月轨道可以是椭圆、抛物线、双曲线。从节约能量的原则出发,一般选用椭圆轨道。地月距离 38 万 km,该距离远大于地球和月球的半径。如果以月球影响球边界为界,把奔月轨道分为地心段和月心段两部分,地心段轨道是一个偏心率很大的椭圆,且近似在白道面内。环月目标轨道确定后,此目标轨道面在惯性空间的朝向也就确定了。环月轨道各项摄动力作用的累加造成的升交点漂移量很小,其余轨道根数的衰减也相当小,因此方案初步设计阶段可忽略摄动力影响,认为环月轨道面不随月球转动,其朝向在惯性空间保持不变。只要环月目标轨道面和白道平面不重合,两者就只有一条交线,月球公转周期约为一个月,在一个月之内这条交线沿地月连线方向的时刻有两次。要到达 3.2 节提出的目标轨道,发射窗口大约 14 天一次。

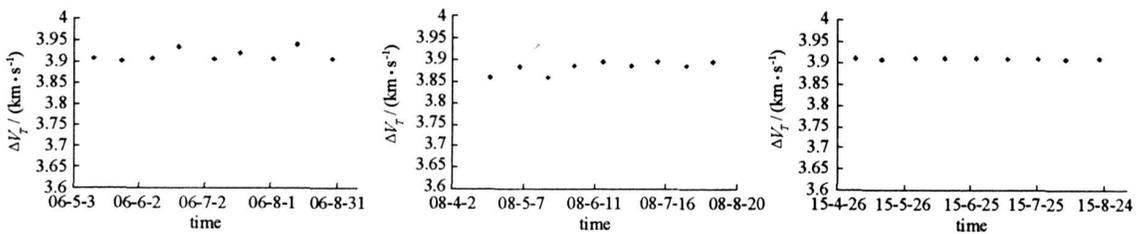


图 3 出发时间-速度增量

Fig. 3 Launch time vs. total delta V

由于摄动力的影响,月球绕地球运动的轨道根数均存在一定的变化,其中变化幅度最大的是白道面与地球赤道面的夹角,在 $18^{\circ}18' \sim 28^{\circ}36'$ 变化,变化周期是 18.6 年。选取白赤夹角达最大值的 2006 年、处于最小值的 2015 年和任务设计要求的 2008 年,各取 4 个月的时间段,满足表 1 的条件,地月转移飞行时间为 5 天左右的奔月轨道发射机会如图 3 所示, ΔV_T 表示近地停泊轨道加速和近月点减速的两次速度脉冲之和。4 个月中共有 9 次发射窗口,大约 14 天一个窗口,该结果证明了本节分析的正确性。从图中结果可知,不同年份发射的转移轨道能量需求相近,白道倾角的变化对奔月轨道所需的速度冲量几乎没有影响。月球其他轨道根数的变化对奔月轨道影响也很小,在此不再详细分析。

3.4 地月转移轨道仿真结果

设计变量为:初始轨道升交点赤经、出发时刻、滑行时间、第一次速度冲量 ΔV_1 、第二次速度冲量 ΔV_2 ,这 5 个参数加上初始条件和终端条件,可完全确定一条地月转移轨道。这些参数中,环月轨道升交点赤经决定了出发的大致时刻,环月轨道升交点赤经每变化 180° ,出发时刻大约变化半个月。环月轨道升交点赤经对初始轨道升交点赤经也有一定影响。初始条件中给出了初始时刻近地轨道真近点角为 0° ,滑行时间用于调整相位角,初始轨道升交点赤经、出发时刻和滑行时间决定了奔月轨道在惯性空间中的指向。初始轨道和环月目标轨道的高度和偏心率都会影响速度冲量 ΔV_1 和 ΔV_2 。 ΔV_1 直接影响到奔月飞行的时间,减速制动的冲量 ΔV_2 不是独立的设计变量,主要受 ΔV_1 影响,一般随 ΔV_1 增大而增大。

采用遗传算法和序列二次规划(SQP)相结合的搜索算法求解可行轨道,避免了单纯的遗传算法计

算量大、计算效率低、收敛缓慢的缺点。根据 3.3 节中得到的发射窗口,可知 2008 年 4 月 20 日至 5 月 20 日这一时间段内,满足条件的出发时间大约为:4 月 21 日、5 月 5 日、5 月 18 日,如果认为我国未来的发射场不具备在很短时间内(比如 1~2 天)连续发射 3 次的的能力,这就是三次飞行任务分别的大致出发时间。4 月 21 日前后出发的可行轨道见表 2,序号 4 为最小能量轨道。以后两个窗口中的可行轨道相关参数的规律与之类似,不再逐一列表。由于下一步环月轨道交会的需要,后两次任务的目标轨道高度定为 300km,其余初始条件和终端条件与第一个窗口完全一致。3 次飞行任务的奔月飞行时间和速度增量的关系见图 4。

从仿真结果可知,每次发射窗口大约有 1 天半的时间,随着出发时间的后延,奔月飞行时间逐渐增长,需要的速度冲量逐渐减小。但每个窗口内的速度冲量有最小值,在此之后继续增长飞行时间,需要的速度冲量反而增大。

表 2 2008 年 4 月 21 日前后出发的可行轨道

Tab.2 Feasible trajectory around April 21st 2008

序号	停泊轨道		停泊轨道		飞行		环月轨		ΔV_1 (km/s)	ΔV_2 (km/s)	ΔV_1 + ΔV_2 (km/s)	
	升交点赤 经(°)	出发时刻	滑行时间 (s)	到达时刻	时间 (h)	道高度 (km)						
1	320	2008.4.20 17:42:03	1704	2008.4.23 19:57:34	74	200	3.15913	-0.89781	4.0569			
2	330	2008.4.20 22:53:57	1638	2008.4.24 07:39:09	80	200	3.15033	-0.85747	4.0078			
3	340	2008.4.21 06:13:25	1605	2008.4.24 23:53:46	89	200	3.14254	-0.82248	3.9650			
4	350	2008.4.22 02:04:24	1849	2008.4.27 10:26:13	128	200	3.13354	-0.79058	3.9241			
5	350.5	2008.4.22 02:44:39	1909	2008.4.27 20:53:52	138	200	3.13390	-0.79424	3.9281			

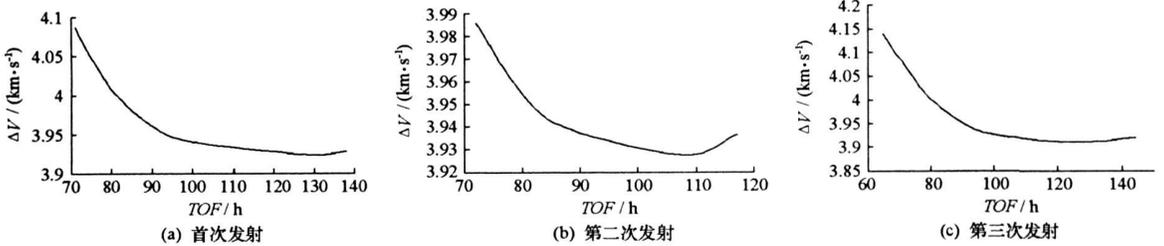


图 4 飞行时间-速度增量曲线

Fig. 4 Time of flight vs ΔV

4 任务方案

选择所在的发射窗口内的最小能量轨道作为货运飞船轨道。为减小航天员在奔月飞行旅途中承受失重环境和太空辐射的伤害,选择地月飞行时间在 3 天左右的轨道作为载人飞船轨道。

首先发射的货运飞船 1 到达 200km 环月轨道,第二次发射的货运飞船 2 到达 300km 环月轨道,经过一段时间滑行调相,采用 Hohmann 变轨与货运飞船 1 交会对接,第三次发射的载人飞船采用同样的方式,先到达 300km 环月轨道,再与已经对接完毕的货运飞船交会对接。

根据齐奥尔科夫斯基公式:

$$m_p = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_{sp}^0}} \right) \quad (4)$$

可由每次变轨的速度冲量估算出消耗推进剂质量。其中推进剂比冲 $I_{sp} = 405s$,发动机的系统质量比 $f_{inert} = 10\%$,每次达环月轨道的质量为 10t。3 次飞行任务的要参数见表 3。

表3 三次任务小结
Tab.3 Summary of 3 missions

	货运飞船 1	货运飞船 2	载人飞船
初始质量 m_0 (kg)	31 799. 2	32 146. 2	33 544. 7
ΔV_1 (km/s)	3. 13354	3. 13097	3. 16352
进入奔月轨道质量 m_1 (kg)	12 510. 5	12 657. 5	13 069. 9
ΔV_2 (km/s)	- 0. 79058	- 0. 79661	- 0. 90809
进入环月轨道质量 m_2 (kg)	10 000	10 100. 035	10 100. 035
ΔV_3 (km/s)	0	0. 019629	- 0. 019629
变轨后质量 m_3 (kg)	10 000	10 050. 207	10 050. 207
ΔV_4 (km/s)	0	0. 019878	- 0. 019878
变轨后质量 m_4 (kg)	10 000	10 000	10 000
出发时刻	2008. 4. 22 02 04 24	2008. 5. 5 17. 52 30	2008. 5. 17 21. 49 26
近地滑行时间(h)	0. 430	1. 261	0. 485
奔月飞行时间(h)	127. 850	108. 096	71. 352
环月交会时间(h)	0	10. 201	6. 283
到达时刻	2008. 4. 27 10 26 13	2008. 5. 10 17. 37. 23	2008. 5. 21 03 56 11
任务总时间(d)		29. 078	
出发总质量(kg)		97 490. 1	

该方案的优点是两次环月交会均采用共面交会的方式, 节省能量且易于操作。三次发射间隔时间较长, 对发射场发射频率要求不高。不足之处是从首次发射到两次交会完毕, 任务持续时间长达一个月, 货运飞船在环月轨道上长时间等候载人飞船, 需要相应的轨道保持措施。

5 结论

完成了从近地轨道到环月轨道的转移轨道初步设计, 提出了一个三次发射、两次共面交会的飞行方案。为实现环月极轨道共面交会, 地月系统的运动规律决定了发射窗口约为 14 天一次, 三次飞行任务总时间约为一个月。按照“人货分离”的原则, 前两次发射货运飞船, 沿最小能量轨道向月飞行, 第三次发射载人飞船, 奔月飞行时间控制在 3 天内。每次飞行任务采取双脉冲变轨, 两次速度冲量之和均在 4km/s 左右, 具备工程可行性。3 艘飞船近地轨道出发总质量为 97. 5t, 环月轨道对接完毕后总质量 30t。

参考文献:

- [1] Bocam K J, Brown C M, Nelson D K, et al. Hildebrand. A Space Exploration Architecture for Human Lunar Missions and Beyond[C]// 1st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery 30 January- 1 February 2005, Orlando, Florida, 2005.
- [2] The Vision for Space Exploration[EB]. Http://www. nasa. gov, 2008.
- [3] Santovincenzo A. Architecture Study for Sustainable Lunar Exploration[R]. ESA CDF Study Report, 2004.
- [4] Reeves D M. The Apollo Lunar Orbit Rendezvous Architecture Decision Revisited[R]. AIAA 2005- 4011, 2005.
- [5] Raftery M, Fox T. The Crew Exploration Vehicle (CEV) and the Next Generation of Human Spaceflight[R]. Acta Astronautica, 2007.
- [6] 郝晓宁, 曾国强, 任萱, 等. 月球探测器轨道设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [7] Lunar Orbit Insertion Targeting and Associated Outbound Mission Design for Lunar Sortie Missions 2007[EB]. Http://www. nasa. gov, 2008.