

文章编号: 1000-8349(2010)03-310-10



从近地轨道入轨的载人登月发射 窗口分析与设计

黄文德¹, 郝晓宁², 王 威¹

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

摘要: 为了提高安全性和增加运载能力, 现代载人登月将采用人货分运的方式。针对从近地轨道入轨的问题, 建立从近地轨道出发, 以自由返回轨道为设计目标, 满足轨道约束、光照约束和测控约束的发射窗口的计算模型。提出多约束条件下发射窗口选择算法。最后, 根据自由返回轨道的特点给出发射窗口仿真算例。研究结果表明, 对于给定着月点和近地轨道, 载人登月的发射窗口并不是每个月都会出现一次, 但在 1 年中, 仍有多次机会可供选择。

关键词: 载人登月; 发射窗口; 自由返回轨道; 圆锥曲线拼接

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A

1 引 言

与 Apollo 计划不同, 美国重返月球将使用新的发射方式: 融入人货分运的思想, 将载人探测器与月球登陆器先分别发射至近地轨道, 然后在太空将载人探测器、月球登陆器和运载火箭飞离地球级 (Earth Departure Stage) 进行交会对接, 然后一同进入奔月轨道^[1]。随着载人航天和“嫦娥工程”的成功实施, 我国载人登月也已经进入概念设计阶段, 在不久的将来也必定实现载人登月。但从我国目前的运载能力来看, 要想在短期内实现载人登月, 采用人货分运的思想, 在近地轨道交会对接或者环月轨道交会对接^[2], 不失为一种有效的方式。因此, 有必要研究在发射方式发生改变之后, 载人登月发射窗口及轨道的设计问题。

国内外对载人登月的发射窗口问题进行了大量的研究。文献 [3-6] 给出了早期月球探测计划的发射窗口研究。特别是文献 [3], 分析了从近地轨道入轨的地月转移轨道发射窗口的一般特性。但是上述文献大多注重对地月转移时轨道方面的研究, 其他诸如光照约束、地面测控约束、着月点太阳高度角约束等较少提及。文献 [7] 给出了发射无人环月探测器应考虑约束条

收稿日期: 2010-02-08 ; 修回日期: 2010-06-03

件及其对发射窗口的影响, 文献 [8–11] 对无人探测器的发射窗口进行了研究, 对载人登月情况研究较少。

载人登月与发射无人探测器存在诸多不同, 由于有载人的约束, 载人登月的飞行轨道一般采用自由返回轨道或混合轨道, 其地月转移飞行时间一般为 3 d 左右, 着月前在轨时间约 1 d, 并且要求精确着月。总体而言, 载人登月在各方面要求更高, 约束条件更多, 其发射窗口的选择与设计也更加复杂。针对这些特点, 结合我国实际, 本文研究在双二体假设下载人登月的发射窗口和轨道设计问题。其目的是建立从近地轨道出发, 以自由返回轨道为设计目标, 满足轨道约束、光照约束和测控约束的发射窗口的计算模型。

2 约束条件

在进行载人登月发射窗口选择时, 往往需要考虑很多约束条件, 使得载人飞船与日、地 (包括地面点和近地轨道)、月 (包括着月点) 的相对关系满足指定任务的需求。为了便于分析, 本文将约束条件分为轨道运动学约束、光照约束和测控约束。

2.1 轨道运动学约束

本文在双二体假设下研究轨道约束问题。在双二体假设下, 典型的载人登月轨道如图 1 所示。由图可知, 飞船从近地轨道加速进入地月转移轨道, 然后在近月点处减速形成环月轨道, 在环月轨道上飞行数圈后, 进行着月探测, 最后沿月地转移轨道返回地球。本文只研究从近地轨道加速入轨的地月转移轨道 (以自由返回轨道为例) 的发射窗口问题。为方便分析, 以图中月球影响球为边界, 在月球作用范围内, 称为近月段轨道; 月球作用范围之外, 称为地心段轨道。飞船与月球影响球的两个交点, 分别称为入口点和出口点。以入口点为拼接点的圆锥曲线拼接法可参考文献 [10], 此处不再详述。由于双二体假设下的轨道设计属于两点边值问题, 只要固定两端 (近地段和近月段), 则地月转移轨道即可确定。根据这一特点, 本文将轨道约束分为近月轨道约束和近地轨道约束。

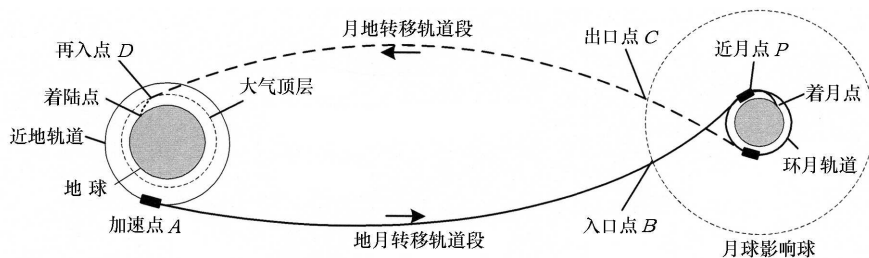


图 1 典型的载人登月轨道示意图

2.1.1 近月轨道约束

假设着月点月理经度、纬度分别为 λ_L 、 φ_L , 飞船在环月轨道上飞行的第 $N+1$ 圈内着月, 则有:

$$\varphi_L = \arcsin(\sin i_L \sin u_L), \quad (1)$$

$$\begin{cases} \lambda_L = \Omega_L + \arctan(\cos i_L \tan u_L) \\ \lambda_L = \Omega_L - \arctan(\cos i_L \tan u_L) + 180^\circ \end{cases}, \quad (2)$$

其中, i_L 为环月轨道相对于月球赤道的倾角, u_L 为飞船经过着月点时的纬度幅角, Ω_L 为升交点经度。式 (2) 第一、二分式分别对应于飞船在轨道的升段、降段经过着月点。因此, 给定着月点位置, 环月轨道应满足式 (1) 和式 (2)。

设 λ_P 、 φ_P 为近月点的月理经度、纬度, 由于飞船在近月点处变轨 (冲量假设), 形成环月轨道, 近月点也是环月轨道上的点, 故同理有:

$$\varphi_P = \arcsin(\sin i_L \sin u_P) \quad , \quad (3)$$

$$\begin{cases} \lambda_P = \Omega_P + \arctan(\cos i_L \tan u_P) \\ \lambda_P = \Omega_P - \arctan(\cos i_L \tan u_P) + 180^\circ \end{cases} \quad (4)$$

其中, u_P 为飞船经过近月点时的纬度幅角, Ω_P 为升交点经度。只考虑月球自转, 则有:

$$\Omega_L = \Omega_P - \omega_L T_{PD} \quad , \quad (5)$$

其中, ω_L 为月球自转角速率, T_{PD} 为飞船从近月点至着陆器分离点的飞行时间。

为了计算 T_{PD} , 作如下定义: (1) 地月转移轨道的近月点位于第 0 圈; (2) 飞船过月球赤道升交点为一圈的开始; (3) 飞船在第 $N+1$ 圈之内飞临着月点上空。因此有:

$$T_{PD} = T_0 + N \cdot T + T_{N+1} \quad , \quad (6)$$

其中, T_0 为飞船从近月点至第一次过环月轨道升交点的飞行时间, T 为环月轨道的周期, T_{N+1} 为着陆器分离前在第 $N+1$ 圈上的飞行时间。一般情况下, 飞船在环月轨道上的飞行时间不会太长, 一般为 1 d 左右。以高度为 100 km 左右的环月轨道计算, N 约为 10~12 圈^[12]。

对于给定的环月轨道倾角 i_L , 可以通过调整近月点经度 λ_P 和飞行时间 T_{PD} , 使得环月轨道在第 $N+1$ 圈内飞临着月点上空, 为着陆器着月创造条件。

2.1.2 近地轨道约束

因近月点的视位置与月球的视位置概略相等, 设 $(\alpha_L(t_{LP}), \delta_L(t_{LP}))$ 为月球在 t_{LP} 时刻 (飞船到达近月点时刻) 的赤经和赤纬, 为使月球探测器在 t_{LP} 到达近月点, 轨道的升交点赤经 Ω 应满足:

$$\begin{cases} \Omega = \alpha_L(t_{LP}) - \arcsin \frac{\tan \delta_L(t_{LP})}{\tan i_{EP0}} \\ \Omega = \alpha_L(t_{LP}) + \arcsin \frac{\tan \delta_L(t_{LP})}{\tan i_{EP0}} - 180^\circ \end{cases}, \quad (7)$$

其中, 第一、二式分别对应于升、降段到达近月点的情况。

设 (λ_A, φ_A) 为地月转移轨道加速点的地心经纬度。为使飞船在 t_{EA} 时刻与地月转移轨道加速点重合, Ω 还应满足:

$$\begin{cases} \Omega = \lambda_A - \arcsin \frac{\tan \varphi_A}{\tan i_{EA}} + \theta_g(t_{EA}) \\ \Omega = \lambda_A + \arcsin \frac{\tan \varphi_A}{\tan i_{EA}} + \theta_g(t_{EA}) + 180^\circ \end{cases}, \quad (8)$$

其中, θ_g 为格林尼治恒星时。

式 (7) 表示飞船在近月点时刻 t_{LP} 的月球位置 $(\alpha_L(t_{LP}), \delta_L(t_{LP}))$ 唯一确定了 Ω 。而式 (8) 表明 Ω 确定了从近地轨道加速进入地月转移轨道的时刻 t_{EA} 。对于载人登月任务, 从 t_{EA} 到 t_{LP} 约为 2.5~3 d。假如地月转移轨道近月点窗口为 $t'_{LP} \sim t''_{LP}$, 由式 (7) 和式 (8) 可概略得其对应的地月转移轨道加速点窗口 $(t'_{EA} \sim t''_{EA})$ 。

2.2 光照约束

2.2.1 轨道的太阳入射角约束

在飞船飞行过程中, 需要考虑飞船太阳帆板的受晒问题, 要求太阳光入射方向与太阳帆板之间的夹角保持在一定范围内。此时, 需考虑飞船轨道与日、地、月等的几何关系, 如图 2 所示。定义太阳方向与轨道面的夹角为轨道的太阳入射角, 用 β_S 表示。假定太阳光为平行光, 飞船的太阳帆板可绕垂直于飞船体纵轴对称面的轴转动, 则太阳光与帆板法向的最小夹角等于太阳光与飞船轨道面的夹角。

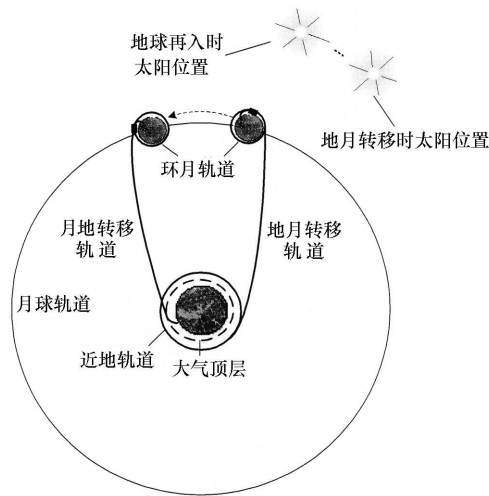


图 2 载人登月过程中日-地-月几何关系示意图

为了保证太阳帆板具有较好的受晒, 要求 β_S 限制在一定的范围, 即:

$$\beta_{Smin} < \beta_S < \beta_{Smax}, \quad (9)$$

设太阳在地心惯性坐标系的方向矢量为 \mathbf{R}_S^E , 则太阳位置矢量在飞船轨道坐标系中的投影 \mathbf{R}_S^O 为:

$$\mathbf{R}_S^O = [R_{Ox}, R_{Oy}, R_{Oz}]^T = \mathbf{M}_3(u)\mathbf{M}_1(i)\mathbf{M}_3(\Omega)\mathbf{R}_S^E, \quad (10)$$

其中, u 为飞船轨道的纬度幅角, Ω 为轨道升交点赤经, i 为轨道倾角, \mathbf{M}_1 、 \mathbf{M}_3 分别为绕 x 轴、 z 轴旋转的坐标转换矩阵。若用 λ_S 表示太阳黄经, ε_S 表示黄赤交角, 则有:

$$\mathbf{R}_S^E = \mathbf{M}_1(-\varepsilon_S)\mathbf{M}_3(-\lambda_S)[1 \ 0 \ 0]^T = [\cos \lambda_S, \sin \lambda_S \cos \varepsilon_S, \sin \lambda_S \sin \varepsilon_S]^T. \quad (11)$$

于是, 可求得太阳入射角 β_S :

$$\beta_S = \arcsin(R_{Oz}), \quad (12)$$

由式(10)和式(11)可知,入射角 β_S 与轨道的 Ω 、 i ,以及 λ_S 、 ε_S 有关。登月过程一般只持续10d左右,故可将 ε_S 视为常数。因此,在飞船轨道确定后,入射角 β_S 只与 λ_S 有关。 λ_S 以约 $0.9863(^{\circ})/d$ 的速度递增,据此可计算得到每天的太阳入射角。

2.2.2 着月点的太阳高度角约束

因为月面上温差大,要求飞船在月球的白天进行登月。为了获得长时间的受晒,一般要求太阳的入射角限制在一定的范围内。太阳光在月面点的入射角用太阳高度角表示,着月点的太阳高度角 Z_S 为:

$$Z_S = \arcsin\left(\frac{R_{S_z}^L}{|R_S^L|}\right), \quad (13)$$

其中, R_S^L 为太阳在着月点站心坐标系下的位置矢量, $R_{S_z}^L$ 为 R_S^L 的 z 分量。Apollo计划中,要求着月点的太阳高度角(sun elevation angle)为 $5^{\circ} \sim 14^{\circ}$,方向自东向西^[12]。

2.3 测控约束

对载人登月过程的测控,要求测控站能够连续测控,即在任意时刻,至少有一个站满足观测要求。在飞行过程中的关键点(包括地月转移加速点、着月点、月地转移加速点等),需要有地面的支持。设关键点在测控站站心坐标系的位置矢量为 R_k ,则关键点的测站高度角 θ 为:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{R_{kz}}{|R_k|}\right), \quad (14)$$

其中, R_{kz} 为 R_k 的 z 分量。测控站可见的一般要求是: $\theta \geq 10^{\circ}$ 。由于地球的自转,测控约束决定了发射的日窗口。另外,由于月球与地球相距遥远,对于着月点的测控问题,可以等效于对月球的测控。对月球可见,即可认为对着月点可见。

对于载人登月,理想情况下要求在到达关键点的前3h和后4h进行连续测控^[13]。单个测控站的观测范围有限,不满足连续测控要求,因此,一般需要两个以上的测控站协同测控。设地面测控网由东、西两个测控站 a 、 b 组成。各站最大的地心张角为 θ_{\max} ,如图3所示。图中,以 a 、 b 为圆心、 θ_{\max} 为直径的两个小圆分别表示 a 、 b 的测控范围。飞船或月球在关键点前后的星下点轨迹(图中粗线)与两小圆交于东、西两点 E 、 W 。

以 λ_E 和 λ_W 分别表示 E 、 W 的地心经度,则满足关键点前 M_h 小时、后 N_h 小时连续测控的条件是:

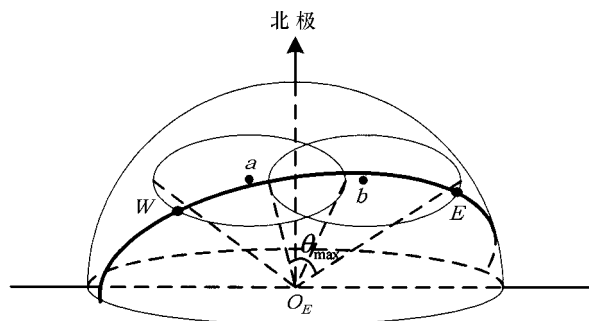


图3 连续测控示意图

$$\lambda_E - \lambda_W > \omega_e(M_h + N_h) , \quad (15)$$

其中, ω_e 表示地球自转速度, 取 $15 (^{\circ})/h$ 。

3 多约束条件下窗口选择算法

在诸多约束中, 各种约束的作用并不是相同且均等的。有些约束起主要作用, 有些约束起次要作用; 有些约束决定发射月窗口, 有些约束决定发射日窗口; 还有可能有些约束形成两两对立关系, 等等。发射窗口就是在这些约束作用下所能形成的发射机会的交集。若用 \mathbf{A}_i 表示在第 i 约束条件下形成的发射机会的集合, 则发射窗口 \mathbf{L}_W 可以表示为:

$$\mathbf{L}_W = \mathbf{A}_1 \cap \mathbf{A}_2 \cap \cdots \cap \mathbf{A}_n = \bigcap_{i=1}^n \mathbf{A}_i , \quad (16)$$

其中, n 表示约束条件的总数。在上述约束的作用下, 可以计算得到着月点窗口、近月点窗口、入口点 (飞船轨道与月球影响球的交点) 窗口和地月转移加速点窗口。这些窗口由满足载人登月要求的飞行轨道连接起来, 因此, 窗口之间并不独立, 可以由其中一个窗口推知其余窗口。

由于着月点是载人登月的目标点, 因此, 可以由目标点反推其他窗口, 具体方法如下。

3.1 由着月点窗口计算近月点窗口

飞船从近月点到着月点的过程大致为: 从近月点减速进入高度约 100 km 的环月轨道, 飞船在环月轨道上运行 N 圈后, 在第 $N+1$ 圈内飞临着月点上空, 然后飞船中着陆器分离, 并沿 $100 \text{ km} \times 15 \text{ km}$ 的椭圆轨道转移到达距月面约 15 km 的点, 再经过逐渐减速软着陆到达着月点。

设从近月点到达着月点所需时间为 T_{PL} , 其中从近月点到着陆器分离点所需时间记为 T_{PD} , 从着陆器分离点到着月点所需时间记为 T_L , 则有:

$$T_{PL} = T_{PD} + T_L , \quad (17)$$

其中, T_L 与软着陆的过程有关, 约为 1 h。由于着月过程非本文研究内容, 为分析方便, 本文在计算 T_L 时以 1 h 计。 T_{PD} 的计算见式 (6)。假定着月窗口为 (t_{L0}, t_{L1}) , 在计算得到 T_{PL} 后, 可以计算得到近月窗口为 $(t_{L0} - T_{PL}, t_{L1} - T_{PL})$, 记为 (t_{P0}, t_{P1}) 。

3.2 由近月点窗口计算入口点窗口

本文在二体假设下进行发射窗口计算。因此, 需要计算飞船到达月球影响球边界的时刻, 即到达入口点的时刻。若近月点窗口已知为 (t_{P0}, t_{P1}) , 则入口点窗口取决于从入口点至近月点的飞行时间 T_P 。由于近月轨道均为双曲线, 故飞行时间为 T_P [10]:

$$T_P = \sqrt{\frac{a_L^3}{\mu_L}} (e_L \sinh H - H) , \quad (18)$$

其中, a_L 、 e_L 为近月轨道的长半轴和偏心率, H 为入口点的双曲近点角, μ_L 为月球引力常数。

由于 T_P 与具体的轨道有关, 因此, 在此之前, 需要先确定地月转移轨道。而地月转移轨道又直接与入口点时刻、经度、纬度等诸多因素有关, 因而, T_P 的计算是一个迭代的过程。

但入口点作为轨道拼接点, 只是为了方便计算, 因此, 可由近月点窗口直接减去 T_P 得到入口点窗口 $(t_{P0} - T_P, t_{P1} - T_P)$, 记为 (t_{B0}, t_{B1}) 。

3.3 由入口点窗口计算地月转移加速点窗口

地月转移加速点窗口的计算与地月转移轨道有关。由圆锥曲线拼接法可知, 已知入口点时刻 t_B 、经度 λ_B 、纬度 φ_B 、飞行航迹角 θ_B , 以及地月转移加速点矢径 r_A 和飞行航迹角 θ_A , 可以设计出连接加速点和近月点的自由返回轨道^[14]。本文的窗口计算以自由返回轨道为例。因此, 判断一个时刻是否为加速点窗口, 首先要看是否存在一条自由返回轨道连接加速点和入口点。然后, 根据该自由返回轨道从加速点至近月点的飞行时间 T_{AB} , 由入口点窗口减去 T_{AB} 得到加速点窗口。其中, T_{AB} 可由下式计算得到:

$$T_{AB} = \sqrt{\frac{a_e^3}{\mu_e}} [(E_B - e \sin E_B) - (E_A - e \sin E_A)], \quad (19)$$

其中, a_e 、 e 为自由返回轨道的长半轴和偏心率, E_A 、 E_B 分别为加速点、入口点的偏近点角, μ_e 为地球引力常数。

由于加速点是地月转移能否成功的关键点, 一般情况下, 均要求满足地面测控要求。因此, 可以根据地面测控范围, 选择合理的加速点位置。

根据上述算法, 结合自由返回轨道的设计方法, 得到如图 4 所示从近地轨道入轨的载人登月发射窗口计算及设计流程。

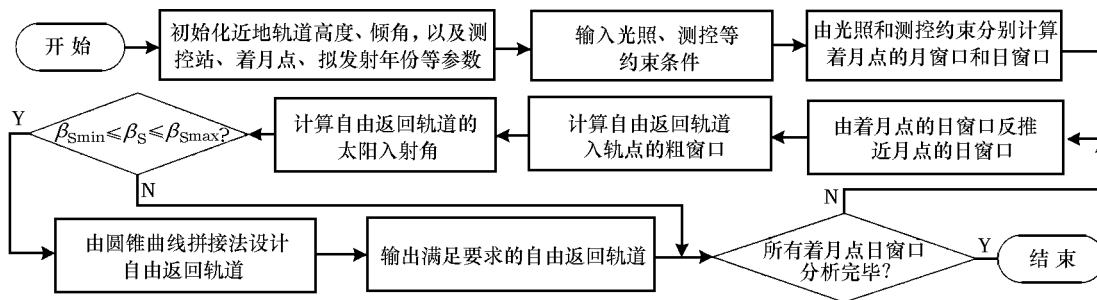


图 4 从近地轨道入轨的载人登月发射窗口计算及设计流程

4 仿真算例

本文以 2025 年为例, 计算该年内由近地轨道入轨的自由返回轨道的发射窗口, 并设计满足约束条件的自由返回轨道。计算过程中的输入条件以及得到仿真结果如下。

4.1 输入条件

考虑以下基本输入条件: (1) 着月点选择位于风暴洋地区、月理经纬度为 $(-23.40^\circ, -2.98^\circ)$ 的月面点; (2) 近地轨道为高度 350 km、倾角为 43° 的圆轨道; (3) 环月轨道为高度 100 km、相对月赤道的倾角为 172° 的圆轨道; (4) 地面测控站包括青岛站和喀什站。

基本约束条件: (1) 着月点太阳高度角为 $5^\circ \sim 15^\circ$, 方向为自东向西; (2) 着月点的测控满足前 3 h、后 4 h 连续测控的条件; (3) 转移轨道的太阳入射角为 $-45^\circ \sim 45^\circ$; (4) 飞船在环月轨道上飞行 12 圈之后, 着陆器分离。

4.2 仿真结果

根据着月点的光照条件, 计算得到着月点的月窗口如表 1 所示。由表 1 可知, 着月窗口每个恒星月出现一次, 全年约 13 个恒星月, 故有 13 次机会。窗口的宽度约为 20 h。

表 1 着月点的月窗口

序号	窗口起止时间	序号	窗口起止时间
1	2025-01-09T06:16—2025-01-10T02:03	8	2025-08-03T21:29—2025-08-04T17:10
2	2025-02-07T20:51—2025-02-08T16:38	9	2025-09-02T08:47—2025-09-03T04:29
3	2025-03-09T10:52—2025-03-10T06:37	10	2025-10-01T 20:50—2025-10-02T16:33
4	2025-04-07T23:59—2025-04-08T19:43	11	2025-10-31T09:51—2025-11-01T05:35
5	2025-05-07T12:11—2025-05-08T07:53	12	2025-11-29T23:47—2025-11-30T19:33
6	2025-06-05T23:36—2025-06-06T19:17	13	2025-12-29T14:21—2025-12-30T10:08
7	2025-07-05T10:34—2025-07-06T06:15		

然后, 针对上述月窗口, 由地面测控约束计算得到着月点的日窗口, 如表 2 所示。由表 2 可知, 着月点的日窗口最短的小于 2 h, 最长的也只有约 8 h。

表 2 着月点的日窗口

序号	窗口起止时间	序号	窗口起止时间	序号	窗口起止时间
1	2025-01-09T08:31—17:14	6	2025-06-06T10:34—15:38	11	2025-10-31T 09:55—14:55
2	2025-02-08T08:56—16:38	7	2025-07-05T10:34—14:28	12	2025-11-30T 09:11—16:02
3	2025-03-09T10:52—17:57	8	2025-08-04T11:25—14:11	13	2025-12-29T 14:21—16:06
4	2025-04-08T09:56—17:38	9	2025-09-02T11:06—13:47		
5	2025-05-07T12:11—16:30	10	2025-10-02T11:00—14:54		

由着月点的日窗口, 推算入口点窗口, 根据入口点窗口设计满足太阳入射角要求的自由返回轨道, 得到满足约束条件的自由返回轨道如表 3 所示, 表中只给出满足太阳入射角要求的轨道。其中, 轨道历元是自由返回轨道入轨点窗口的中心点, a 为轨道长半轴, e 为偏心率, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, ω 为近地点纬度幅角, $\bar{\beta}_S$ 为平均太阳入射角, Δv_1 为从近地轨道加速进入自由返回轨道所需速度冲量, Δv_2 为从自由返回轨道减速进入环月轨道所需速度冲量。

表 3 满足约束条件的自由返回轨道

轨道历元	a /km	e	i /($^\circ$)	Ω /($^\circ$)	ω /($^\circ$)	$\bar{\beta}_S$ /($^\circ$)	Δv_1 /km·s $^{-1}$	Δv_2 /km·s $^{-1}$
2005-01-05T 05:38:33.61	263700.489	0.974486	42.9141	12.2882	209.7531	20.32	3.1185	0.9237
2005-08-01T00:44:22.66	277164.336	0.975725	42.9839	282.9468	145.4029	25.12	3.1219	0.9101
2005-08-30T00:24:53.11	276338.799	0.975653	42.9911	306.8728	143.1480	38.32	3.1217	0.9120
2005-09-29T00:13:59.22	274236.099	0.975466	42.9937	333.1155	152.4712	25.09	3.1212	0.9258
2005-10-28T08:25:27.70	257965.509	0.973918	42.9799	345.8805	167.4079	22.49	3.1170	0.9184
2005-11-27T07:19:25.36	249260.003	0.973008	43.0584	358.9013	191.1460	19.77	3.1145	0.9219
2005-12-25T05:42:13.43	253784.091	0.973489	42.9641	1.9400	197.7358	19.66	3.1158	0.9187

注: 在近地点入轨, 故真近点角 $f = 0$ 。

为了验证上述结果的正确性,用 STK 进行演示验证。限于篇幅,此处仅给出表 3 中第一行的情况。将自由返回轨道输入 STK,并在近月点处进行减速,得到 STK 演示结果如图 5 所示。其他结果在 STK 中也具有同样的效果。仿真结果验证了本文提出方法的正确性和有效性。

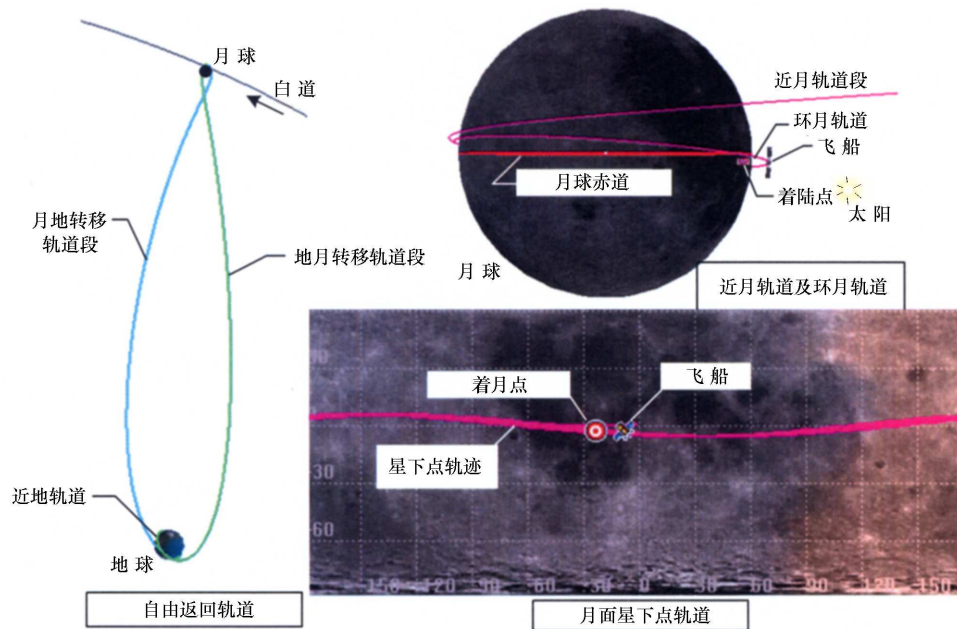


图 5 自由返回轨道及环月轨道 STK 演示结果

5 结 束 语

仿真结果表明本文提出的发射窗口计算模型及其选择算法是正确和有效的。从计算结果看,由于受多约束条件的影响,载人登月的发射窗口并不是每个月都会出现一次。但在 1 年中,仍有多次机会可供选择,且各发射机会所消耗的能量相当。本文提出的方法对于无人探测器着月任务(如我国探月工程二、三期的任务)的发射窗口设计也具有参考价值。

参考文献:

- [1] Sumrall J P. Iowa Academy of Science Annual Meeting, 2008
- [2] 龙乐豪, 容 易. 导弹与航天运载技术, 2008, 293: 1
- [3] Herbert Reich. AIAA Astrodynamics Conference, AIAA63-0405, 1963
- [4] Johnson F. AIAA Astrodynamics Conference, AIAA63-0406, 1963
- [5] Simon J. AIAA Astrodynamics Conference, AIAA63-0407, 1963
- [6] Archie C Y, Pat R O. AIAA Guidance, Control and Flight Dynamics Conference, AIAA67-0615, 1967
- [7] David Lozier, Ken Galal. AAS98-323, 1998
- [8] 郝晓宁, 曾国强, 朱文耀. 天文学报, 2000, 41: 361

- [9] 张亚锋, 和兴锁, 方飞, 等. 上海航天, 2007, 1: 48
- [10] 郝晓宁, 曾国强, 任萱, 等. 月球探测器轨道设计. 北京: 国防工业出版社, 2001: 51
- [11] 胡小工, 黄 斌. 天文学进展, 2001, 19: 289
- [12] Richard W. Orloff. NASA History Division Office of Policy and Plans, Washington DC, 2000: 91
- [13] 黄 斌, 胡小工, 李 鑫. 天文学报, 2001, 42: 161
- [14] 黄文德, 郝晓宁, 王 威, 等. 宇航学报, 2010, 31: 1297

Launch Window Analysis and Trajectory Design for Manned Landing Mission from Near-earth Orbit Injection to the Moon

HUANG Wen-de¹, XI Xiao-ning², WANG Wei¹

(1. College of Mechatronics Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To improve the safety and enhance the capability of launch, crew and cargo will be sent separately at nowadays' manned lunar landing mission. Therefore, it is needed to consider this new change when determining the launch window and designing the trajectory of such a lunar mission. Aimed at near earth orbital injection, firstly, a number of considerations which determined the launch windows were analyzed, including the orbital constraint, sun light constraint and earth station coverage constraint. Then an inverse algorithm is proposed to determine the launch windows. In the proposal algorithm, windows of lunar landing, then windows of lunar landing, and then windows of insertion to influence sphere of the Moon, at last, the injection windows of translunar trajectory, are determined successively. Finally, simulation examples are given according to the characteristics of free return trajectory. The results of the research show that launch windows are not accessible once per month for given lunar landing point and near-earth orbit, however, more a one opportunities are available for a year and selected.

Key words: Manned lunar landing mission; Launch window; Free return trajectory; Patched-conic