中国科学: 技术科学 2012 年 第 42 卷 第 9 期: 1037 ~ 1045
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

载人登月定点返回轨道设计与特性分析

沈红新[①②], 周建平[①], 彭祺擘[①], 李海阳[①*]

① 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073;
② 航天飞行动力学技术重点实验室, 北京 100094
* E-mail: lihaiyang@nudt.edu.cn

收稿日期: 2011-12-16; 接受日期: 2012-03-22
中国载人航天工程办公室载人登月概念研究项目(批准号: 0004)和航天飞行动力学技术重点实验室开放基金(批准号: 2012afdl00)资助

摘要 载人登月定点返回要求既满足月球停泊轨道约束, 又要满足大气再入走廊和再入点位置约束, 同时还需节省能量和时间. 本文首先推导了适用于描述定点返回轨道的拼接模型圆锥曲线方程, 通过选择物理意义明显的轨道参数作为设计变量, 建立了包含转移时间和速度增量约束的定点返回轨道设计模型, 然后将解析模型和数值算法有效结合起来设计初始轨道, 采用了一种从初步设计到精确设计的串行策略来设计高精度轨道, 仿真结果表明此方法具有求解精度高, 计算速度快的特点. 以上述方法为基础, 对定点返回轨道的月心轨道参数、地心轨道参数、转移速度和时间等轨道特性做出了分析, 为载人登月任务轨道方案的制定提供参考.

关键词
载人登月
定点返回轨道
轨道设计
轨道特性优化

对从月球返回的航天器来说, 任务设计者希望它能够在预定着陆区着陆, 将返回到预期着陆位置称为“定点返回”[1, 2]. 定点返回能力对载人登月任务尤其重要, 为了使回收资源最小化和快速搜救航天员, 要求航天器能定点返回地球. 除 Apollo 13 因出现故障采用了自由返回轨道外, 历次阿波罗返回任务中均使用了定点返回轨道. 作为载人登月任务研究内容之一的轨道设计, 在载人登月任务中起着关键的作用.

以往的研究由于轨道设计的手段及计算求解能力等方面与目前研究相差较大, 因此采用很多简化的线性化处理, 例如“阿波罗”任务时期的月球返回轨道设计[3~5], 且这些研究中并未给出具体的设计模型及方法. 近年来, 随着新一轮探月热潮的兴起, 国内外学者又开始致力于月球定点返回轨道的研究. 其中, 文献[6]主要给出了月球返回轨道影响球出口点的简单特性分析; 文献[7]给出了基于双二体模型月地转移轨道快速设计方法, 该方法将轨道初始条件和终端条件同时作为约束, 采用分层搜索的方法进行求解, 因为自加约束条件过多, 求解的流程比较复杂. 特别是其轨道终端选择环绕地球轨道面而非载人登月所常用的直接进入大气层. 文献[8]对直接进入大气的月地转移轨道方案进行了研究, 对再入点随地心轨道倾角和返回日期的变化特性进行了分析, 但是对于初始月球停泊轨道只考虑了轨道倾角, 并没有涉及升交点赤经的约束, 且将月球影响球出口作为无穷远来计算, 势必影响双二体模型的计算精度. 文献[9~11]基于限制性三体或高精度模型, 给出了精度较高的月球返回轨道的设计方法, 但算法复杂, 适用于单条轨道的设计, 而不易进行大量仿真

英文版发表信息: Shen H X, Zhou J P, Peng Q B, et al. Point return orbit design and characteristics analysis for manned lunar mission. Sci China Tech Sci, 2012, 55: 2561–2569, doi: 10.1007/s11431-012-4969-4

分析. 对于考虑摄动因素的轨迹优化问题, 近年来也有学者采用从简化线性模型到摄动非线性模型的串行设计策略[12, 13], 并应用于近地交会路径规划问题, 本文借鉴了这一设计思想.

本文的目的是研究登月定点返回轨道快速设计方法和精确设计方法, 要求其能够很好的满足初始轨道条件和终端轨道条件. 应该指出, 本文所采用的月球星历是精度较高的 DE405 星历, 求解精度不低于其它采用双二体假设的相关文献[14, 15], 故而本文快速设计结果可以作为求解高精度返回轨道的迭代初值, 即采用一种从初步设计到高精度设计的串行求解策略来设计定点返回轨道, 不仅了保证了求解精度, 且收敛速度较快. 基于这一方法求解快速的特点, 可以对定点返回轨道的参数特性进行详细的分析, 其他文献也对此做出了类似研究[6, 8, 16, 17], 但多关注单个轨道参数的变化规律, 例如再入点的经度、纬度、近地距等, 少有研究轨道参数选择和时间、能量等指标之间的关系. 本文重点研究了月球停泊轨道倾角与返回窗口的关系、地心轨道倾角与速度增量的关系以及再入点速度大小随飞行时间的变化规律, 试图在一些重要轨道参数选取上给出一些指导性规律.

本文结构安排如下: 第 1 节对定点返回轨道问题进行了描述, 给出了相关坐标系的定义; 第 2 节对定点返回轨道约束参数进行初步分析, 为第 3 节的模型阐述做铺垫; 第 3 节推导了双二体轨道方程, 给出了定点返回轨道的优化模型和求解算法; 第 4 节给出了一个轨道应用示例, 计算结果和高精度轨道结果做了对比; 第 5 节对若干轨道特性进行了分析, 得到了一些有价值的结论; 第 6 节对全文进行了总结.

1 问题描述

1.1 定点返回轨道

本文研究的轨道过程为从已知低月球环绕轨道(Low lunar orbit, LLO)出发进入月地转移轨道, 到达再入点之后进入地球大气层, 完成大气飞行后着陆地球. 限于篇幅, 不对大气飞行过程进行研究, 在再入段只推导瞄准着陆点的再入点参数, 作为月地转移轨道的终端瞄准点, 月地转移轨道通过瞄准计算的再入点来达到定点返回的目的.

载人登月定点返回轨道任务的具体流程可描述如下: 首先飞行器从月球停泊轨道上一点 A 加速出发, 进入月地转移轨道; 经过月球影响球边界 B 点后进入地球捕获轨道, 在成功机动的情况下, 航天器以合适的再入状态到达地球大气层进入边界(Entry Interface, EI), 之后利用大气减速降落到地面并回到预定着陆场. 实际上, 再入段的终点是着陆点, 但是这里开伞过程不作研究, 所以开伞点即视为着陆点. 如图 1 所示.

对于返回阶段的航天器来说, 月球停泊轨道位置应作为其初始条件. 由于上升交会的需要, 载人登月任务中 LLO 均采用圆轨道, 因此定点返回轨道初始条件包括 LLO 升交点赤经Ω_L, 倾角 i_L, 高度 h_L.

自由返回轨道约束返回轨道近地点高度和再入角分别为 0~122 km 和-10°~-5°[16]之间, 和自由返回轨道相比, 定点返回轨道的约束更为严格.

月地转移轨道的终端相对地球高度 h_e 设定为 122 km[18], 即返回航天器能进入地球大气层, 同时要求再入角γ_e(即再入点飞行路径角)满足再入走廊, 参考 Apollo 和"猎户座"飞船[4, 19], 再入走廊宽度较窄, 约 1.5°左右, 这里取标称再入角为$-6°$. 此外, 由于受到再入段测控条件和航程能力的限制, 当返回指定着陆区时, 还需对再入点的位置(即经度θ_e 和纬度ϕ_e)和再入方位角ψ_e 提出约束. 满足以上约束的情况下, 可以令航天器再入后能安全返回到预定着陆点.

1.2 相关坐标系

关于月球轨道设计的坐标系定义有多种方法, 本文主要用到了以下坐标系.

1) 地心白道系(EMP)O_E–XYZ.

原点为地心 O_E, xy 平面为某瞬时 t_0 时刻(飞行器到达入口点时刻)的白道面, x 轴为该时刻由月心指向地心的方向, z 轴垂直 t_0 时刻的白道面, 方向与该时刻月球绕地球公转动量矩方向一致.

2) 月心白道系(MMP) O_M–XYZ.

将地心白道系 O_E–XYZ 原点平移到月心, 三个坐

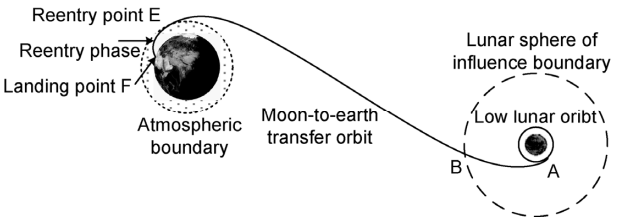

图 1 定点返回轨道示意图

标轴的指向不变.

3) 地心惯性系(ECI) O_E–xyz.

原点为地心 O_E, xy 平面为地球赤道面, x 轴指向春分点, z 轴指向地球自转轴北极.

4) 地固坐标系 (ECF) O_E–$x'y'z'$.

原点为地心 O_E, $x'y'$平面为地球赤道面, x'轴通过地球赤道面和格林尼治子午面的交线方向, z'轴指向地球自转轴北极.

5) 月心 J2000 坐标系 (MJ2000) O_M–xyz.

原点为月心 O_M, 三轴指向和 ECI 相同. 由于此坐标系和月心白道系转换比较方便, 故被用来定义月球初始轨道.

2 瞄准参数初步分析

定点返回轨道的终端瞄准参数很多, 为了便于后面轨道设计方法的提出, 首先需要对它们的各自变化规律与相互关系做出分析.

2.1 再入角

在月地转移轨道终端瞄准参数中, 根据定义, 再入角参数只有在飞行轨迹与大气层边界相交时才有意义, 满足再入角的要求也即满足了地面初始高度的要求, 再入角可以由如下公式求得

$$\tan\gamma_e = \frac{1}{R_P\sqrt{1+e}}\sqrt{-R_P^2(1+e)+2R_eR_P-R_e^2(1-e)}, \quad (1)$$

其中 R_P 表示近地距, R_e 为再入点地心距, e 为地心轨道偏心率.

地心段圆锥曲线近地距小于 $R_E+h_e=6500$ km, 其中 R_E 是地球半径, 约为 6378 km, 远地距一般大于从地心到月球影响球距离, 则远地距可表示为月地平均距离与月球影响球半径的差, 即 $a+c=384400-66200$, 近地距可表示为 $a-c=6500$, 则偏心率 $e=c/a$, 其中 a 和 c 表示椭圆长半轴和半焦点距, 那么 $e\approx 0.96$, 总是和 1 接近, 即曲线形状近似为抛物线. 实际远地距可比前面计算值更大, 其增大的空间远比近地距可能会减小的空间大, 故偏心率值会更大, 和 1 更加接近.

当 $e=1$ 时, 简化(1)式得

$$R_P = R_e\cos^2\gamma_e. \quad (2)$$

(2)式可以用来做对应再入角的近地距的初步估计, 当$\gamma_e=-6°$时, $R_P=6429$ km, 对应地面高度 51 km.

2.2 再入点经纬度

再入点纬度主要决定于月球赤纬, 此外还和方位角、再入角有关[14], 而后两个参数一般都会作为工程约束条件给出. 所以再入点纬度主要决定于在一个月球公转周期内的月球所处位置. 再入点经度主要决定于返回时刻和飞行时间, 或者说是航天器再入时刻的地球自转所处位置.

由此分析可知, 再入点经纬度受返回时刻和飞行时间控制, 再入点纬度变化较慢, 为长周期变化项, 再入点经度变化较快, 为短周期变化项, 也就是说, 当纬度基本满足的时候, 搜索经度时给纬度带来的变化很小, 因此二者可以同时满足约束. 由于二者均和时间有关, 对经度和纬度的两个约束通常可以看成是一个约束.

2.3 方位角

方位角和倾角都可以描述再入飞行方向, 但是倾角不能确定唯一的飞行方向, 因此这里选择方位角描述. 不考虑再入过程的横向机动, 给定着陆点F经纬度(θ_f, ϕ_f)和再入点经纬度(θ_e, ϕ_e), 根据球面三角公式可以求出瞄准着陆点的标称再入速度方位角, 作为月球转移轨道的瞄准参数之一.

由于防热的原因, 设计者希望以较小的大气相对速度再入, 而逆行轨道的大气相对速度比顺行轨道更大, 所以要求方位角范围在 0°~180°之间.

3 定点返回轨道设计方法

在月地转移过程中, 航天器主要受到地球和月球的引力场作用, 地球、月球、航天器相互作用构成了一个限制性三体问题, 但是三体问题在一般情况下没有解析解, 双二体模型是对限制性三体模型的近似, 可以分别计算地心段和月心段轨道的解析解, 然后将两段轨道拼接为一个整体, 也即圆锥曲线拼接法. 该方法是一种无需轨道积分的纯代数计算方法, 具有收敛速度快的优点, 很适合于需要大规模计算的参数特性分析, 或者作为高精度计算的初值估计. 但考虑到其精度有限, 本文在传统双二体模型的基础上, 进一步考虑月球轨道的非圆性问题, 即采用高精度地月运动关系下的圆锥曲线拼接模型进行求

解, 而并非认为月球是绕地球作匀速圆周运动, 这样可以大大提高计算精度.

3.1 设计变量

传统的地月空间圆锥曲线拼接方法均采用影响球出口点(或入口点)经度、纬度作为设计变量, 采用这两个参数可以实现地心段和月心段轨道的拼接计算[7], 但作为设计变量仍存在其缺点. 1) 物理意义不如轨道根数明显, 获得它们的分布特性需要通过大量仿真计算. 2) 需要利用这两个参数结合其它设计变量去推导出地心段和月心段两部分轨道参数, 这些轨道参数中有很多本来是可以作为输入条件给出的,通过出口点经纬度导出后, 在设计模型中有些输入参数只能作为等式约束存在, 那么就增加了额外的等式约束.

针对本文所研究的问题, 将初始 LLO 轨道根数作为模型的输入参数, 选取以下参数作为设计变量, 其余的轨道参数根据设计变量求得

1) 航天器到达出口点的时刻 t_B,

2) 月心白道系下出口点纬度幅角 u,

3) 月心白道系下出口点速度大小 v_{si},

4) 加速点 A 处的速度倾角Θ_A,

其中 $0 \leqslant u \leqslant 2\pi$, v_{si} 范围由下式计算

$$\sqrt{\frac{2\mu_M}{r_{si}}} \leqslant v_{si} \leqslant \sqrt{\left(\sqrt{\frac{\mu_M}{r_A}}+\Delta v_{max}\right)^2+2\mu_M\left(\frac{1}{r_{si}}-\frac{1}{r_A}\right)}, \quad (3)$$

其中μ_M是月球引力常数, r_A是加速点在 LLO 上的矢径, r_{si}是月球影响球半径, Δv_{max}是 LLO 上加速脉冲的最大值, 从节省能量的角度出发, 本文约束载人登月任务中Δv_{max}=0.95 km/s, 则 v_{si} 取值范围为 0.385~1.219 km/s. 基于和约束加速脉冲大小同样的考虑, 加速脉冲方向沿 LLO 速度方向施加[18], 速度倾角Θ_A=0°.

3.2 轨道模型

如果将月球停泊轨道倾角和升交点赤经作为输入条件, 同时采用新的具有明显物理意义的设计变量, 则传统的基于出口点经纬度的双二体模型不能满足要求, 需要建立新的返回轨道模型.

如图 2 所示, 设 B 点为月球影响球出口点, 其在地心白道系下位置矢量 $\boldsymbol{r}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{r} = \boldsymbol{r}_M + \boldsymbol{r}_{si}, \quad (4)$$

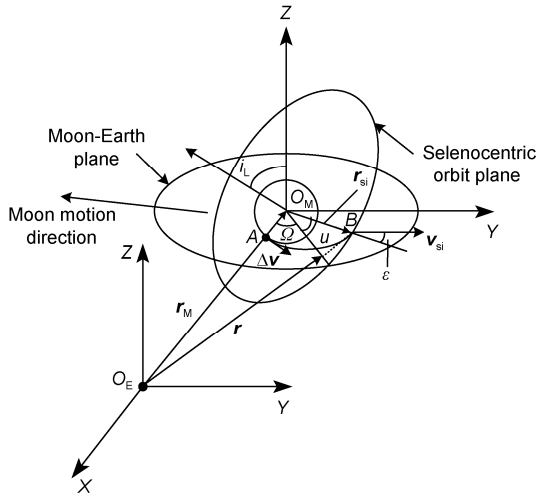

图 2 轨道参数计算矢量图

其中$\boldsymbol{r}_{si}$为 B 点在月心白道系下位置矢量, $\boldsymbol{r}_M$为月球在地心白道系下位置矢量, 可表示为

$$\boldsymbol{r}_M = \begin{bmatrix} -r_M \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中 r_M 是当前时刻的地月距离.

$\boldsymbol{r}_{si}$ 在月心白道系下投影后变为

$$\boldsymbol{r}_{si} = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-u)\begin{bmatrix} r_{si} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中Ω, i, u 分别表示月心白道系中 LLO 的升交点赤经, 倾角, B 点的纬度幅角. 旋转矩阵 $R_3(-\Omega)$, $R_1(-i)$, $R_3(-u)$分别表示为绕 Z 轴旋转$-\Omega$角、X 轴$-i$ 角、Z 轴$-u$ 角, 旋转矩阵具体形式参考文献[20].

由(4)~(6)式得到了出口点的位置矢量在地心白道系中表达式

$$\boldsymbol{r} = \begin{bmatrix} -r_M \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-u)\begin{bmatrix} r_{si} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

再将出口点速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 在地心白道系中投影, 首先写出其在地心白道系中矢量表达式为

$$\boldsymbol{v} = \boldsymbol{v}_{si} + \boldsymbol{v}_m, \quad (8)$$

其中$\boldsymbol{v}_{si}$是出口点速度在月心白道系中矢量, $\boldsymbol{v}_m$是月球在地心白道系中矢量.

如假设月球运行轨道为圆轨道, $\boldsymbol{v}_m$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}0\\-v_{\mathrm{m}}\\0\end{bmatrix},\tag{9}$$

其中 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}$ 是月球速度大小.

但实际的月球运动是绕地球作偏心率约为 0.0549 的椭圆运动. 在偏心率作用下, 实际月地距与传统双二体假设下的最大距离差约 20000 km, 最大速度差约 60 m/s. 尽管这种误差对于地心段而言仅为飞行距离的 6%左右, 但对于月心段其误差则已经超过月球影响球半径的 30%, 因此, 不能忽略月球轨道的非圆性对月地转移轨道设计的影响. 为弥补这一精度缺陷, 本文在利用圆锥曲线拼接法求解过程中, 所涉及到任何时刻的月球位置和速度均以 DE405 星历表为基础得到, 可以大大提高初值求解的精度[14]. 这样 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}=\boldsymbol{M}_{\mathrm{ECI}}^{\mathrm{EMP}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{ECI}},\tag{10}$$

其中 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}^{\mathrm{ECI}}$ 为地心惯性系下月球速度矢量, $M_{\mathrm{ECI}}^{\mathrm{EMP}}$ 为当前时刻地心惯性系到地心白道系的旋转矩阵[21].

当加速脉冲 $\Delta\boldsymbol{v}$ 在 LLO 面内时, $\boldsymbol{v}_{\mathrm{si}}$ 也在月心轨道面内, 其在地心白道系中投影得

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{si}}=R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-u)\begin{bmatrix}v_{\mathrm{si}}\cos\varepsilon\\0\\0\end{bmatrix}+R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-u-90^{\circ})\begin{bmatrix}v_{\mathrm{si}}\sin\varepsilon\\0\\0\end{bmatrix},\tag{11}$$

其中 ε 为出口点位置矢量和速度矢量的夹角, 根据轨道的能量守恒和角动量守恒, ε 可以由 v_{si} 表示为

$$\sin\varepsilon=\frac{r_{\mathrm{A}}}{r_{\mathrm{si}}}\sqrt{1+\frac{2\mu_{\mathrm{M}}}{r_{\mathrm{A}}v_{\mathrm{si}}^2}\left(1-\frac{r_{\mathrm{A}}}{r_{\mathrm{si}}}\right)}\cos\Theta_{\mathrm{A}}.\tag{12}$$

由(8), (10)~(12)式得出口点速度矢量在地心白道系中矢量 $\boldsymbol{v}$.

将出口点地心白道系位置矢量 $\boldsymbol{r}$ 和速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 转换到地心惯性系中得到 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{ECI}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{B}}^{\mathrm{ECI}}$. 进而可以求得其它地心系轨道参数, 包括近地距、再入角、再入点经纬度和方位角. 在基于上述推导的基础上, 所有的轨道参数表示为设计变量的函数, 如(13)式, 以便进一步利用优化算法求解, 其它具体公式推导这里不再列出, 可参考文献[20].

$$Y_i=f_i(t_{\mathrm{B}},u,v_{\mathrm{si}},\Theta_{\mathrm{A}}).\tag{13}$$

3.3　优化指标和约束条件

当不考虑其它因素, 只是求解满足上述约束条件的定点返回轨道参数时, 则不需要优化指标, 因此优化问题可以转化为求解一类满足约束的非线性方程组. 考虑到工程实际, 往往希望月地转移过程的燃料消耗最省或是飞行时间较短, 从而制定最优的飞行方案, 根据求解问题的不同, 优化指标可以选择不同形式, 本文针对以下三类问题给出优化指标, 其它约束条件同时给出.

1) 优化速度增量, 约束飞行时间

$$J=\Delta v,T\leqslant T_{\max}.\tag{14}$$

2) 优化飞行时间, 约束速度增量

$$J=T,\ \Delta v\leqslant\Delta v_{\max}.\tag{15}$$

3) 无优化指标, 同时约束速度增量和飞行时间

$$T\leqslant T_{\max},\Delta v\leqslant\Delta v_{\max}.\tag{16}$$

以上 3 类问题都需满足如下边界条件:

$$\theta(t_{\mathrm{f}})=\theta_{\mathrm{f}},\phi(t_{\mathrm{f}})=\phi_{\mathrm{f}},\gamma(t_{\mathrm{f}})=\gamma_{\mathrm{f}},\psi(t_{\mathrm{f}})=\psi_{\mathrm{f}},\tag{17}$$

其中 t_{f} 是月地转移轨道的终止时刻, 即地球再入时刻.

在终端条件含有较多的等式约束时, 如(17)式所示, 在搜索的时间区间不大的情况下, 飞行时间和速度增量的优化空间较小, 因而本文只对飞行时间和速度增量作不等式处理, 此时该问题可以看作是含有不等式约束的两点边值问题.

3.4　求解算法

对于此类非线性优化问题的求解方法有很多, 如遗传算法, 粒子群优化算法, 微分进化算法, 模拟退火算法, 序列二次规划算法(SQP)等, 除 SQP 外, 其它几种算法全局搜索能力较好, 但是计算效率较低, 且在处理含等式约束的问题时, 因为主要是借助罚函数处理约束(某些文献也将等式约束作为目标函数处理[14])故精度不高. 而 SQP 是一种局部优化算法, 对初值的敏感度较高. 本文采用 Multistart 算法求解, 此算法是一种在 SQP 基础上发展了的全局随机寻优算法, 它通过一种剔除和增加优化过程初始点的机制, 可以高效的同时对多组初值进行局部优化, 在深空探测轨道设计中曾产生较好的应用效果[22]. 算法详细的描述可参考文献[23].

3.5 高精度轨道设计方法

本节进一步建立考虑各种摄动因素的高精度轨道模型, 并将双二体模型计算得到的轨道参数作为初值进行求解, 得到了比较精确的定点返回轨道参数.

若假设 LLO 为圆轨道, 加速脉冲方向沿 LLO 速度方向施加, 则高精度轨道模型设计变量只有出发时刻 t_A, 加速脉冲大小Δv_A, 加速点纬度幅角 u_A. 求解过程引入了序列二次规划算法. 关于问题的数学描述同文献[14], 此处不再赘述. 值得指出的是, 当近地点高度大于 122 km 时, 再入点状态不存在, 因而在搜索再入点状态之前需要先满足近地距 6429 km 的约束条件. 下面结合前文的初步设计给出高精度轨道设计流程如图 3.

4 轨道设计算例

将本文的理论结果应用于月球定点返回轨道设计, 经大量实例测试, 验证了本文提出的求解方法非常有效, 本节简要介绍一组仿真算例的测试结果.

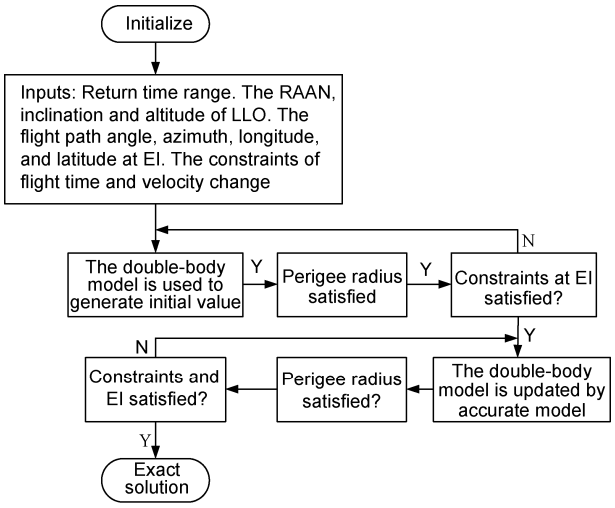

图 3 定点返回轨道搜索流程图

初始参数及约束条件设置如下: 出口点时刻搜索区间为 2025.6.13 00:00:00~2025.6.14 00:00:00 (UTC), 月球停泊轨道升交点赤经 160°, 倾角 170°, 高度 100 km, 偏心率为 0. 再入角−6°, 再入点经度−175°, 纬度 12.5°, 方位角 45°. 其中月球停泊轨道参数在月心 J2000 坐标系下定义, 再入点状态的设置参考了 Apollo 返回任务. 约束速度增量小于 0.95 km/s, 飞行时间小于 4.5 天, 暂不考虑优化指标.

首先利用轨道初步设计方法, 得到满足定点返回轨道约束条件的初步轨道参数, 包括月球轨道出发时刻, 出发位置以及出发速度增量和返回轨道参数. 对初步设计结果不进行修正直接代入高精度模型中进行验证, 表 1 给出了一组双二体模型与精确模型轨道参数比较, 近地距误差大约 2000 km, 角度误差在 10°以内, 比较接近高精度轨道. 以初步设计参数为初值, 进一步利用高精度模型对其修正, 则可得到较为精确的定点返回轨道参数. 表 2 给出了一组初步设计与精确设计的轨道参数比较, 图 4 给出了其相应的飞行轨迹. 通过仿真可知, 以双二体模型计算结果作为初值可以很容易使高精度轨道计算过程收敛, 且两模型计算得到的结果相差不大, 从图 4 也可以看出, 高精度模型轨道和双二体模型轨道的飞行轨迹比较接近.

此优化求解在 Matlab 环境下编程, 计算机 CPU 为 3.0 GHz/Pentium 4 时, 单条轨道设计求解时间不超过 30 s, 因此利用本文提出的优化方法进行返回轨道设计收敛速度很快, 适合于大规模的仿真实验. 在登月任务初期, 工程往往对单条轨道的设计并不关心, 而是更注重轨道整体特性的分析, 在任务初期只需要利用这一模型即可满足任务需求. 当需要对具

表 1 双二体模型与精确模型轨道参数比较

Orbit model	t_A	i_L	Ω_L	Δv_A	$r_{perigee}$	$(\lambda_{perigee}, \varphi_{perigee})$	$\psi_{perigee}$	TOF from LLO to perigee
Double two-body	2025.6.13 20:14:18	170°	160°	0.886 km/s	6428.09 km	(−166.31°, 21.70°)	47.73°	3.180 d
Accurate model with correction					8121.48 km	(−174.37°, 22.44°)	56.83°	3.197 d

表 2 初步设计与精确设计的轨道参数比较

Orbit model	t_A	i_L	Ω_L	u_A	Δv_A	γ_{EI}	$(\lambda_{EI}, \varphi_{EI})$	ψ_{EI}	TOF from LLO to EI
Double two-body	2025.6.13 20:14:18	170°	160°	67.18°	0.886 km/s	−6°	(−175°, 12.5°)	45°	3.179 d
Accurate model with correction	2025.6.13 23:17:06			69.44°	0.917 km/s	−5.99°	(−174.99°, 12.51°)	44.99°	3.057 d

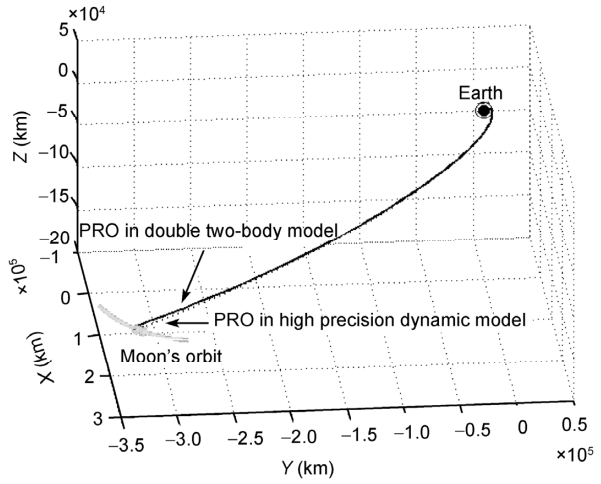

图 4　双二体模型与高精度模型对应的三维飞行轨迹

体飞行轨道进行设计时, 可进一步引入高精度模型计算.

5　轨道特性分析

本节在以上轨道设计方法的基础上, 对载人登月定点返回轨道的轨道参数特性做出分析, 为工程轨道方案的选取提供有价值的参考. 关于再入点位置分布特性、近地距和再入角的关系等已有相关文献进行阐述[8, 16], 本节重点对与速度增量、再入飞行轨道、返回窗口密切相关的几个参数进行分析.

5.1　速度增量分析

设返回窗口搜索区间为 2025.6.13 20:00:00~2025.6.13 22:00:00 (UTC), 约为一个 LLO 周期. 月球停泊轨道升交点赤经 160°, 倾角 170°, 高度 100 km, 偏心率为 0. 再入角–6°. 约束速度增量小于 0.95 km/s, 飞行时间小于 4.5 d. 之所以选择在一个轨道周期内搜索, 因为如果时间范围很大, 会存在多个满足约束的解, 不便于分析参数关系; 同理也没有对再入点位置进行约束, 否则如果只有一个满足约束的解, 也不便于寻找参数变化规律.

如图 5 和图 6, 返回速度增量随飞行时间增大而减小, 随地心白道系轨道倾角增大而增大. 其变化规律和文献[24]的研究相一致.

5.2　再入速度分析

仍以上节中给出的初始和约束条件为例, 再入轨道一般选择为顺行轨道(和地球旋转方向一致), 主要基于下面的考虑: 逆行轨道的再入飞行器相对大气的速度比顺行轨道大, 如果相对大气速度较大, 则再入器的受热量更大.

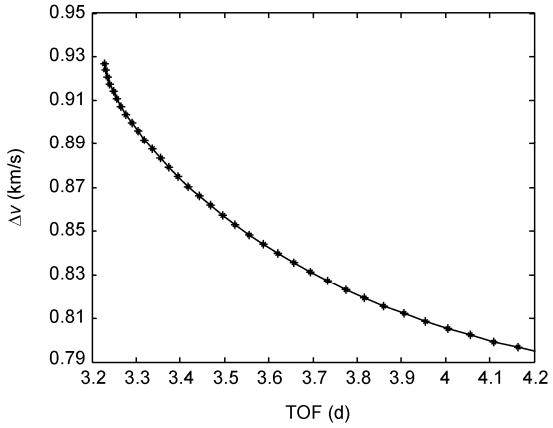

图 5　速度增量 vs 飞行时间

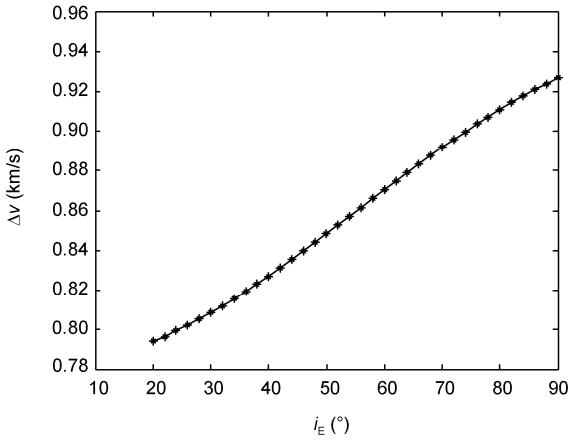

图 6　速度增量 vs 地心倾角

图 7(a)给出地心惯性系再入速度和飞行时间关系, 相对于地心惯性系的再入速度随飞行时间增大而减小, 但是基本都在 11 km/s 附近, 变化不大. 尽管具体的数据不尽相同, 其变化特性和文献 [24] 的研究是一致的.

上面求的是绝对速度, 记为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{EI}}$, 一般研究再入问题时均在地固系中建模, 因此再入段轨道中更关心相对大气层的再入速度, 相对再入速度 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{rel}}$ 通过如下式求得

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{rel}} = \boldsymbol{v}_{\mathrm{EI}} - \boldsymbol{w} \times \boldsymbol{r}_{\mathrm{EI}}, \tag{18}$$

其中 $\boldsymbol{w}$ 为地球自转速度, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{EI}}$ 为再入点位置矢量.

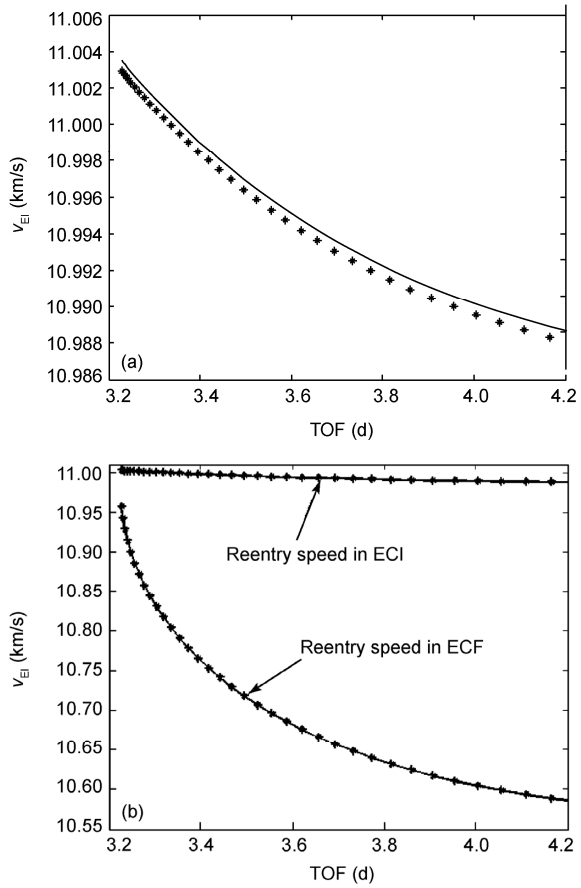

图 7　再入速度 vs 飞行时间

图 7(b)同时给出了地固系再入速度和飞行时间的变化，由图 7 可见，由于选择了顺行轨道，相对再入速度均比绝对再入速度小，地固系再入速度随飞行时间增大而减小的趋势更为明显，分布范围大约在 10.55~10.95 km/s 之间.

5.3　返回窗口分析

LLO 轨道面相对于月球在二体轨道假设下惯性不变，然而相对于地球却是时刻改变的，而返回地球窗口对月球轨道面的指向有要求. 未来的载人登月任务周期较长，而且要求能够在全任务周期具有应急返回能力，因此研究全任务周期内的返回地球窗口分布非常必要.

本节选择任务周期为 27.5 d，即一个月球运动周期左右. 起始时刻为 2025.6.1 00:00:00，假设当近地距满足 6429 km 时，则认为满足返回地球持续窗口，含有更多约束的零窗口还要在持续窗口内进一步计算，这里仅分析返回持续窗口在整个任务周期的分布规律，算例中在每个 LLO 周期内搜索一次窗口，以黑色点表示没有窗口，红色点表示有窗口.

图 8(a)~(c)分别给出了月心白道系 LLO 倾角 i_L 为 90°，166°和 170°三种情况的窗口分布图，可知随着 LLO 接近白道，窗口范围有变大趋势，当 i_L=90°

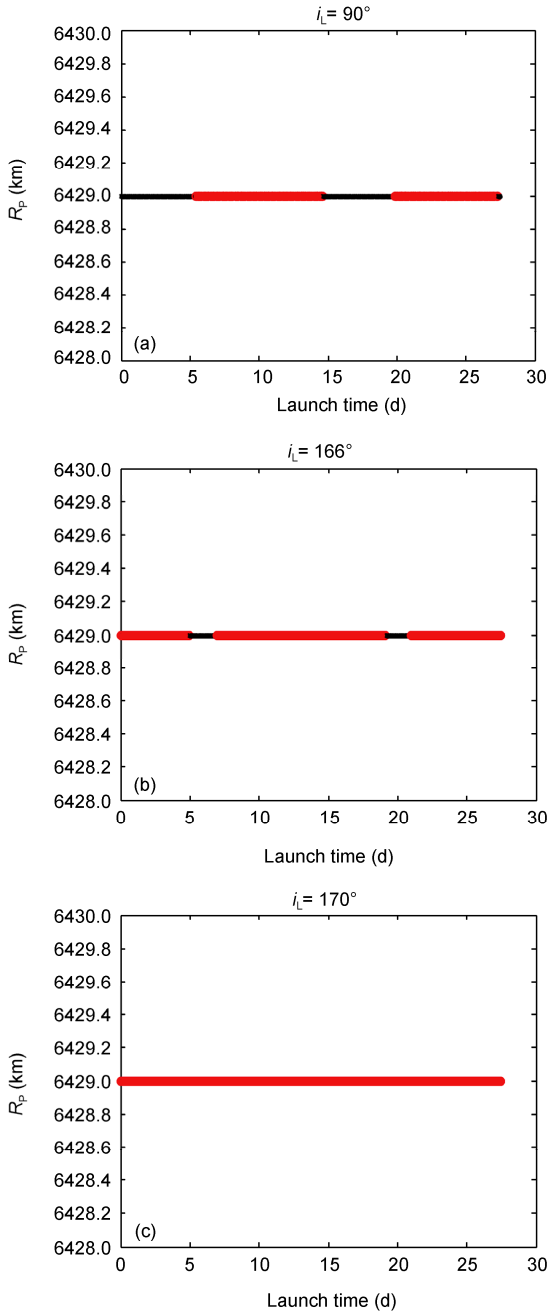

图 8　每月返回窗口分布

时, 大约每半个月一次窗口, 持续大约 1 周; 当 i_L=166°时, 同样大约每半个月一次窗口, 两次持续窗口相隔时间约 2 d; 当 i_L=170°时, 一个月球轨道周期内都有窗口. 经过仿真试验还可知, 当 LLO 轨道面和白道面夹角小于 10°时, 即 LLO 轨道面相对于赤道面夹角小于 16°左右时, 月球轨道周期内都有窗口, 这和文献[25]夹角约 15°的结果比较接近.

此外, 类似美国"星座"计划, 如果要求任意时刻返回(anytime return), 在无窗口的时间段, 月地轨道射入中就需要调整轨道面返回, 这可能涉及到多脉冲机动返回, 在后面的工作中需要继续深入研究.

6 结论

在登月返回轨道设计中, 月球轨道面约束和返回落点约束通常必须考虑. 本文分析了现有模型的缺陷, 将现代优化算法理论应用到载人登月定点返回轨道设计中去, 提出了一种从初步设计到高精度设计的串行优化设计策略, 计算表明利用该方法求解得到的定点返回轨道参数, 可以很好的满足载人登月任务的各类约束条件, 且具有收敛速度快, 计算精度较高的特点. 在此基础上, 文中利用此方法进行了大量的仿真实验, 对返回轨道的特性给出了详细分析, 可以为载人登月轨道方案的制定提供有价值参考.

参考文献

1 Sommer S C, Short B J. Point Return From a Lunar Mission for a Vehicle that Maneuvers within the Earth's Atmosphere. NASA TN D-1142, 1961
2 NASA. NASA's exploration systems achitecture study. NASA- TM-2005-214062, 2005. 322–333
3 Penzo P A. An analysis of Moon-to-Earth trajectories. NASA- CR-132100, 1967
4 Graves C A, Harpold J C. Apollo experience report-mission planning for apollo entry. NASA TN D-6725, 1972
5 Frank III M P. Detailed mission planning considerations and constraints. NASA-TM-X-70045, 1966
6 白玉铸, 郗晓宁, 刘磊, 等. 月球探测器返回轨道特性分析. 国防科技大学学报, 2008, 30: 11–16
7 高玉东, 郗晓宁, 白玉铸, 等. 月球探测器返回轨道快速搜索设计. 宇航学报, 2008, 29: 765–771
8 张磊, 于登云. 月地转移轨道快速设计与特性分析. 中国空间科学技术, 2011, 3: 62–70
9 Grigoriev K G, Grigoriev I S. Optimal trajectories for the return of a spacecraft with jet engine of high limited thrust from the Moon to Earth. Cosm Res, 1995, 33: 513–532
10 Yan H, Gong Q, Park C D, et al. High-accuracy trajectory optimization for a trans-earth lunar mission. J Guid, Contr, Dynam, 2011, 34: 1219–1217
11 Ocampo C, Hernandez S. A method for computing optimal multiple finite burn Moon to Earth trajectories. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, AIAA 2010-8133. Toronto, Ontario Canada: AIAA, 2010
12 Luo Y Z, Tang G J, Wang Z G, et al. Optimization of perturbed and constrained fuel-optimal impulsive rendezvous using a hybrid approach. Eng Optim, 2006, 38: 959–973
13 Luo Y Z, Tang G J, Parks G. Multi-objective optimization of perturbed impulsive rendezvous trajectories using physical programming. J Guid, Contr, Dynam, 2008, 31: 1829–1832
14 彭祺擘, 沈红新, 李海阳. 载人登月自由返回轨道设计及特性分析. 中国科学: 技术科学, 2012, 42: 333–341
15 陈杨, 赵国强, 宝音贺西, 等. 精确动力学模型下的火星探测轨道设计. 中国空间科学技术, 2011, 1: 8–14
16 沈红新, 李海阳, 彭祺擘. 探月飞行器定点返回轨迹特性分析. 国防科技大学学报, 2011, 33: 6–11
17 黄文德, 郗晓宁, 王威. 载人登月返回轨道发射窗口分析与设计. 飞行器测控学报, 2010, 29: 48–53
18 D'Souza C, Crain T. Orion cislunar guidance and navigation. AIAA 2007-6681, 2007
19 Bairstow S H. Reentry Guidance with Extended Range Capability for Low L/D Spacecraft. Dissertation of Masteral Degree. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006
20 Vallado D A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Torrance, CA: Microcosm Press, 2004
21 高玉东. 月球探测器地月空间转移轨道研究. 长沙: 国防科技大学, 2008
22 Vasile M, Ceriotti M, Radice G. Global trajectotry optimizaiton: can we prune the solution space when considering deep space manoeuvres. ESA Tech Report, 2008
23 Ugray Z, Leon L, John C, et al. Scatter search and local nlp solvers: a multistart framework for global optimization. Inf J Comp, 2007, 19: 328–340
24 Cicolani L S. Orbits returning from the moon to a specified grographic landing area. NASA TN D-1652, 1963
25 Larson W J, Pranke L K. Human spaceflight: mission analysis and design. The McGraw-Hill Companies, Inc., 1998