



载人登月自由返回轨道设计及特性分析

彭祺擘*, 沈红新, 李海阳

国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073

* E-mail: poochie003@163.com

收稿日期: 2011-02-23; 接受日期: 2011-06-12

国家自然科学基金项目(批准号: 10902121)和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)资助

摘要 建立了满足载人登月任务约束的绕月自由返回轨道设计模型, 将解析法和数值法有效结合起来, 提出了一种从初步设计到高精度设计的串行轨道设计策略, 仿真结果表明此方法具有求解精度高, 计算速度快的特点. 通过大量计算仿真, 对自由返回轨道的可达月球轨道参数、返回参数、转移速度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
自由返回轨道
轨道设计
轨道特性

2004 年, 布什提出了美国将在 2020 年前重返月球, 并命名为“星座计划”, 随后这一计划被奥巴马取消. 但伴随着“星座计划”的提出, 新一轮月球探测热潮被掀起, 许多航天大国都开始将注意力集中在这一任务上, 并且对载人登月任务进行了许多相关研究. 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. 与无人月球探测不同, 载人登月任务最主要的是要保证宇航员的安全性. 因此在轨道设计过程中, 必须要对发生故障后任务的中止能力做出考虑. 任务中止轨道虽然不一定会执行, 但其重要性, 尤其是在保障航天员生命安全方面, 与任务轨道同等. 绕月自由返回轨道作为一种故障后无需动力即可返回地球的轨道, 对载人登月任务的应急救生有着重要作用, 因此被载人登月任务广泛应用, 但要想很好的利用无动力返回轨道来完成载人登月任务, 必须对这类轨道的设计方法和轨道特性展开研究.

目前只有“阿波罗”计划成功实施了载人登月, 因此关于此类轨道的研究主要集中在“阿波罗”任务

时期^[1~3], 但当时轨道设计的手段及计算能力等方面与目前研究相差较大, 且这些研究中并未给出具体的设计模型及方法. 近年来, 部分学者又开始致力于此类轨道的研究. 其中, 文献[4]给出了关于绕月自由返回轨道任务描述的简单特性分析; 文献[5, 6]给出了基于双二体模型的自由返回轨道设计方法, 但其轨道设计精度有限; 文献[7~9]利用不同方法, 给出了精度较高的由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分析.

近年来, 许多学者将优化理论引入轨道设计中去, 取得了较好的效果^[10]. 参考这一经验, 本文引入优化算法, 提出一种从初步设计到高精度设计的串行求解策略来设计自由返回轨道, 该方法将解析法和数值法有效的结合起来, 不仅保证了求解精度, 且收敛速度较快. 基于这一特点, 本文通过大量仿真, 对自由返回轨道的可达月球轨道参数、返回参数、速度增量、飞行时间等参数特性进行了详细的分析. 通过揭示这类轨道的一般规律和性质, 为载人登月任务的顶层方案设计提供参考.

1 问题描述

1.1 自由返回轨道

自由返回轨道是在推力系统失效的情况下飞船能安全返回的最省能量的轨道. 在这种轨道上, 任务停止时只需要很小的推力进行轨道修正就能将飞船返回地球. 在环月制动前, 推力系统发生任何故障, 都可以不做机动直接沿着自由返回轨道返回地球, 因此具有很高的安全特性. 在飞行过程中, 用姿控系统就可以进行轨道修正. 其中 Apollo 8, Apollo 10, Apollo 11, Apollo 12 都使用了绕月自由返回轨道. 另外, 绕月自由返回轨道还可以作为重构轨道的备选方案. 如 Apollo 13 飞船发生故障后, 就直接加速进入自由返回轨道返回.

利用自由返回轨道实施载人登月任务的具体流程可描述如下: 首先飞行器从地球停泊轨道上一点 A 出发, 进入地月转移轨道; 在没有发生故障的情况下, 当飞行器到达近月点 C 时, 利用自身动力减速进入环月轨道, 准备实施登月任务; 倘若在地月转移过程中由于发生故障需要返回, 则不进行环月制动, 飞行器沿自由返回轨道绕过月球后直接返回地球, 并再入降落到地球表面, 如图 1 所示.

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) 地心惯性系 $O_E - XYZ$.

原点为地心 O_E , XY 平面为地球赤道面, X 轴指向春分点, Z 轴指向地球北极.

2) 月心白道系 $O_L - xyz$.

原点为月心 O_L , 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 轴为该时刻由地心指向月心的方向, 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.

3) 月固坐标系 $O_L - x'y'z'$.

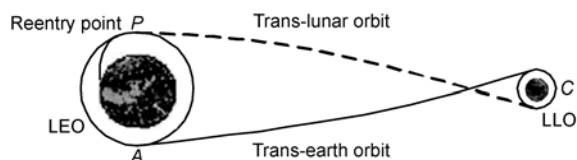


图 1 自由返回轨道示意图

原点为月心 O_L , xy 平面为月球赤道面, x' 轴通过月面上的 Sinus Medii(中央湾), z' 轴指向月球自转方向.

2 自由返回轨道设计方法

在轨道设计中, 根据设计精度要求常会采用到不同的数学模型, 包括: 二体模型、双二体模型、限制性三体模型、限制性四体模型、高精度模型等^[11, 12].

针对载人登月自由返回轨道的设计, 本文以考虑双二体模型和高精度模型为基础, 引入相关优化算法, 提出一种串行优化的求解方法. 即首先利用圆锥曲线拼接法求解得到满足自由返回约束的轨道参数, 进一步以此参数作为初值, 代入高精度轨道模型进行迭代求解, 得到较为精确的轨道参数, 求解思路如图 2 所示.

无论是初始轨道参数求解还是进一步的轨道修正, 本文都引入优化算法, 将轨道设计转化为一类满足约束的最优控制问题进行求解, 下面给出自由返回轨道设计的具体方法.

2.1 轨道初步设计

圆锥曲线拼接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, 很适合于大规模初值计算. 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. 另外利用此方法进行初始轨道设计时, 需要对设计参数进行大量

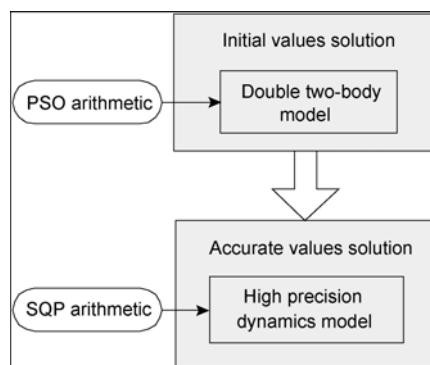


图 2 自由返回轨道设计策略

的搜索,为了减小搜索时间,本文引入了粒子群优化算法(PSO)来提高计算效率.下面给出此最优控制问题的完整数学描述.

2.1.1 设计变量

利用圆锥曲线拼接法求解,设计变量的选取可以有多种方式,针对本文所研究的问题,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) 飞行器到达入口点的时刻 T_B ;
- 2) 飞行器出发的地球停泊轨道倾角 i_E ;
- 3) 地心惯性系下飞行器在出发点 A 的纬度幅角 u_E ;
- 4) 入口点 B 的在月心白道系下的经度 λ_B , 月心纬度 φ_B .

实际计算中, T_B 和 i_E 往往直接作为输入参数给出,只是对其他参数做出搜索.另外地月转移轨道有两种类型,升段到达轨道(飞行器到达月球影响球时处于地心惯性系的升段)和降段到达轨道,两种轨道的求解方法相同.本文只考虑升段到达的情况,降段与此类似,不再说明.

2.1.2 轨道模型

轨道初步设计采用双二体模型求解,双二体模型是对限制性三体模型的近似,将地月转移轨道分为地心段和月心段两个限制性二体问题来描述,其中地心段轨道仅受地球引力作用,月心段轨道仅受月球引力作用,在月球影响球边界上,将两段圆锥曲线拼接为一个整体,整个飞行过程中忽略太阳引力及其他摄动因素的影响^[11].

传统的圆锥曲线拼接法认为月球是绕地心以 384400 km 为半径作圆周运动,其速度为 1.018 km/s,但实际的月球运动是绕地球作椭圆运动,轨道离心率约为 0.0549.在离心率作用下,实际地月距与传统双二体假设下的地月距最大差约 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地月转移轨道设计的影响^[13].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,所涉及任何时刻的月球位置和速度均以 DE405 星

历表为基础得到,这样可以大大提高初值求解的精度.

在基于上述考虑的基础上,根据圆锥曲线拼接法原理,将其余所有的轨道参数表示为设计变量的函数,如(1)式,以便进一步利用优化算法求解,其具体公式推导这里不再列出,可参考文献[11].

$$Y_i = f_i(T_B, i_E, u_A, \lambda_B, \varphi_B). \quad (1)$$

2.1.3 约束条件

和无人月球探测相比,载人登月对轨道设计的要求更为严格,因此地月转移轨道的设计需要满足一系列约束条件,主要有工程约束和轨道约束.

1) 工程约束.

工程约束主要包括飞行时间约束和速度增量约束.

受到整个工程规模的限制,以及为了保证航天员的安全,要求地月转移时间 t_1 和月地返回时间 t_2 不能太长(一般不多于三天).同时受推进剂限制,发动机所能提供的地月转移速度增量(包括近地出发速度增量 Δv_A 和环月制动速度增量 Δv_C)有限,因此轨道设计时要求满足

$$\begin{cases} t_1 \leq T_{1\max}, & t_2 \leq T_{2\max}, \\ \Delta v_A + \Delta v_C \leq \Delta V_{\max}, \end{cases} \quad (2)$$

其中 $T_{\max}$ 为所能允许的最长飞行时间, $\Delta V_{\max}$ 表示近地加速和环月制动时推进系统所能提供的最大速度增量之和.

2) 轨道约束.

轨道约束主要包括地心段轨道约束,月心段轨道约束和返回轨道约束.

首先对于地月转移的地心段轨道,为节省能量一般要求其为椭圆轨道,故轨道偏心率满足

$$e_E < 1. \quad (3)$$

另外飞行器通过地月转移到达月球的方式有两种:长程到达和短程到达.长程到达是指到达入口点时飞行时间大于转移椭圆轨道的半个周期,即真近点角 $f_B > \pi$;短程到达是指其飞行时间小于椭圆轨道的半个周期,即真近点角 $f_B < \pi$.图 3 给出了分别在长程和短程到达情况下,所需地月转移速度增量与飞行时间的关系.

从以上算例可以看出,长程到达时,地月转移飞

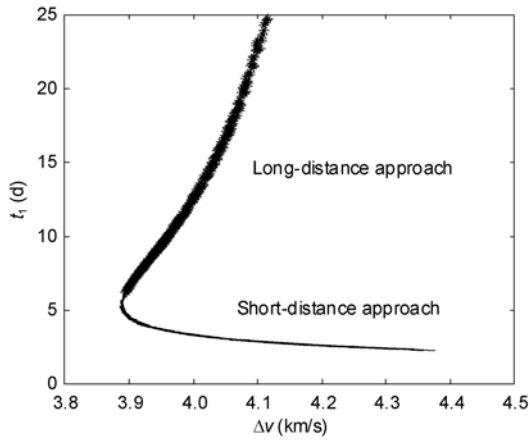


图3 长程和短程到达时速度增量与飞行时间的关系

行时间随着转移速度增量的增加而增加, 且转移时间都在 5 天以上. 因此对于长程到达来说, 无论从时间还是能量上都不是最省的, 并不适合于载人登月任务. 所以在自由返回轨道设计中, 只考虑短程到达的情况, 即要求飞行器到达入口点时转移轨道相对于地球的真近点角满足

$$f_B < \pi. \quad (4)$$

其次, 要使飞行器能够进入月球影响球成为月球卫星, 则要求飞行器在入口点处的月心速度矢量 $\mathbf{v}_B^L$ 与月心位置矢量 $\mathbf{r}_B^L$ 反方向夹角 ε 必须为锐角, 即满足(5)式, 如图 4 所示.

$$\varepsilon < \pi/2. \quad (5)$$

另外当飞行器到达近月点 C 时, 为使其能通过合适的变轨进入预定环月轨道, 要求近月点高度 h_{LP} 既要大于目标环月轨道高度, 又不能距离月球太远, 即要求

$$h_{LP\min} \leq h_{LP} \leq h_{LP\max}, \quad (6)$$

其中 $h_{LP\min}$ 和 $h_{LP\max}$ 为地月转移轨道近月点高度所能允许的范围.

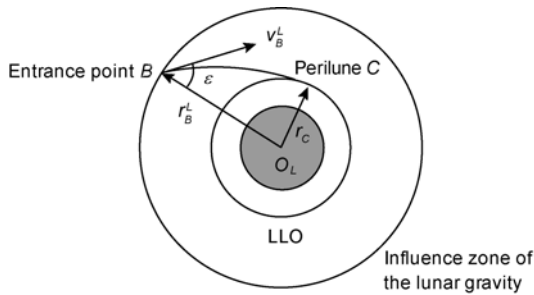


图4 飞行器的月心段轨道

最后, 当飞行器沿自由返回轨道到达地球附近时需要满足再入条件. 一方面要求返回轨道的近地点高度 h_{EP} 在大气层以内, 本文中大气层高度 122 km, 即

$$0 \leq h_{EP} \leq 122 \text{ km}. \quad (7)$$

另一方面受过载, 热流等条件的限制, 飞行器的再入角 γ_p (速度方向与当地水平的夹角) 需满足再入走廊约束, 本文取

$$-10^\circ \leq \gamma_p \leq -5^\circ. \quad (8)$$

(2)~(8)式构成了利用优化算法进行轨道初步设计的约束条件.

2.1.4 优化指标

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.

1) 无优化指标.

当不考虑其他因素, 只是求解满足上述约束条件的自由返回轨道参数时, 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.

2) 优化指标为速度增量或转移时间.

考虑到工程实际, 往往希望地月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, 因此可以在轨道设计中选择速度增量最优, 飞行时间最优或是二者同时兼顾的优化指标, 即

$$J = f(\Delta v, t). \quad (9)$$

3) 优化指标为其他轨道参数.

由于受到一些工程条件的限制, 在载人登月轨道设计中, 往往对轨道参数的约束更为严格, 如达到的环月轨道倾角约束, 环月轨道升交点约束, 返回倾角约束等等. 这些参数往往根据工程条件和任务目标被预先设计好, 因此自由返回轨道的设计必须要与这些参数匹配. 但由于设计变量较多, 方程复杂, 此时如果将这些参数作为等式约束对非线性方程组进行求解, 则计算很难收敛, 因此本文在利用优化算法求解时, 将这些等式约束转化作为优化指标, 即

$$J = \sum_{i=1}^n k_i \cdot |\delta_i - \delta_{i0}|, \quad (10)$$

其中绝对值中为实际轨道参数 δ_i 和期望值 δ_{i0} 的差, k_i 为相应的设计权重, 当其为 0 时表示不考虑此项约束. 通过计算使得 J 达到最小值, 当 $J = 0$ 时, 所求轨

道严格满足等式约束条件.

2.1.5 求解算法

对于此类非线性优化问题的求解方法有很多, 如最速下降法, 爬山法, 进化算法, 序列二次规划等. 其中粒子群优化算法(PSO)是一种基于群体智能的全局随机寻优进化算法, 具有收敛性好, 实现方便的优点, 因此本文将 PSO 作为自由返回轨道初步设计的求解工具.

PSO 由 Kennedy 和 Eberhart 在 1995 年提出, 算法来源于模拟鸟集群飞行觅食的行为. 在 PSO 系统中, 每个备选解被称为一个“粒子”(particle), 由多个粒子共存合作寻优, 每个粒子根据它自身的“经验”和粒子群的最佳“经验”在问题空间中向更好的位置“飞行”, 搜索最优解. 在每一次迭代中, 粒子通过跟踪两个“极值”来更新自己. 一个是粒子在历代搜索过程中自身所达到的最优解, 即个体最优解 $pBest$; 另一个是整个粒子群中所有粒子在历代搜索过程中所达到的最优解, 被称为全局最优解 $gBest$.

设群体中第 i 个粒子在 D 维空间里的位置表示为 $\mathbf{X}_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{id})^T$, 其个体最优解表示为 $\mathbf{P}_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{id})^T$, 全局最优解(整个粒子群在历代搜索过程中最小适应值所对应的解)表示为 $\mathbf{g}$. 粒子 i 的速度用 $\mathbf{V}_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{id})$ 表示. 对于每一次迭代, 粒子 i 的速度与位置的更新公式为

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_i(t+1) &= \omega \cdot \mathbf{V}_i(t) + c_1 \cdot r_1 \cdot (\mathbf{P}_i(t) - \mathbf{X}_i(t)) \\ &\quad + c_2 \cdot r_2 \cdot (\mathbf{g}(t) - \mathbf{X}_i(t)), \\ \mathbf{X}_i(t+1) &= \mathbf{X}_i(t) + \mathbf{V}_i(t+1), \end{aligned} \quad (11)$$

其中 ω 为惯性权(inertia weight), 它使粒子保持运动的惯性, 使其有能力探索新的区域. c_1 和 c_2 为加速常数(acceleration constants), r_1 和 r_2 为 $[0, 1]$ 范围里变化的随机数.

基于以上求解模型和算法, 即可搜索得到满足约束条件和优化目标的初始轨道参数.

2.2 高精度轨道设计

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, 得到了比较精确自由返回轨道参数. 求解过程引入了序列二次规划算法, 关于问题的数学描述如下.

2.2.1 设计变量

利用双二体模型进行初步轨道设计是一种逆向搜索的思想, 即给定入口点参数来分别确定地心段和月心段轨道的参数. 而高精度轨道模型则是正向搜索的思想, 即给定地月转移出发轨道参数来确定月球轨道和自由返回轨道参数. 因此设计变量主要为地球出发的轨道参数, 包括出发时刻 T_A , 出发速度增量 Δv_A , 出发轨道倾角 i_E , 升交点赤经 Ω_E 和纬度幅角 u_E .

2.2.2 轨道模型

高精度的轨道模型是指飞行器除受中心引力体作用之外, 还要考虑各种摄动因素的影响, 本文以地球为中心, 建立了考虑各种摄动因素的精确轨道设计动力学方程, 如(12)式, 飞行器在任一时刻的轨道参数都通过动力学方程积分求得^[11].

$$\frac{d^2 \mathbf{R}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{R^2} \frac{\mathbf{R}}{R} + \mathbf{A}_N + \mathbf{A}_{NSE} + \mathbf{A}_{NSL} + \mathbf{A}_R + \mathbf{A}_D, \quad (12)$$

其中 $\mathbf{R}$ 为飞行器在地心惯性系下的位置矢量, 其余项为

- $\mathbf{A}_N$ —— N 体引力摄动加速度;
- $\mathbf{A}_{NSE}$ —— 地球非球形摄动加速度;
- $\mathbf{A}_{NSL}$ —— 月球非球形摄动加速度;
- $\mathbf{A}_R$ —— 光压摄动加速度;
- $\mathbf{A}_D$ —— 大气阻力摄动加速度.

2.2.3 约束条件及优化指标

高精度轨道模型不需要再引入月球影响球的概念, 因此没有关于入口参数的约束. 这里主要的约束条件包括近月距约束, 返回再入条件约束和工程约束. 优化指标的选取同 2.1 节相同.

2.2.4 求解算法

本文利用序列二次规划算法(SQP)对此优化问题进行求解. SQP 算法是目前最为有效的求解非线性规划的方法之一, 对于求解此类非线性的优化问题具有很好的收敛性. 其基本思想是: 在当前的迭代点 $\mathbf{x}^k$, 利用目标函数的二次逼近和约束函数的一次逼近构成一个二次规划, 通过求解这个二次规划获得下一个迭代点 $\mathbf{x}^{k+1}$, 重复此迭代过程直到点列 $\mathbf{x}^k$ 最

终逼近原问题的近似约束最优点 x^* . 鉴于应用比较广泛, 本文对其求解过程不再进行说明.

但 SQP 算法对初值很敏感, 如果选取的初值与最优解相差较大, 则求解往往不能收敛, 或是陷入初值附近的局部最优解. 本文以 2.1 节全局优化得到的轨道参数作为 SQP 算法的初值, 可以使高精度轨道优化求解快速收敛, 得到较好的结果.

3 轨道设计算例

针对以上轨道设计策略, 下面给出一组仿真算例. 初始参数及约束条件设置如下: 到达入口点的时刻为 2025.2.26 0:00, 地球出发轨道为倾角 43° , 高度 334 km 的圆轨道, 近月点高度约束为 110~4000 km, 返回轨道近地点高度约束为 0~122 km, 再入角约束为 $-10^\circ \sim -5^\circ$, 暂不考虑优化指标.

首些利用轨道初步设计方法, 得到满足自由返回轨道约束条件的初步轨道参数, 包括地球轨道出发时刻, 出发速度增量以及所能达到的环月和返回轨道参数. 以这些参数为初值, 进一步利用高精度模型对其修正, 则可得到较为精确的自由返回轨道参数. 表 1 给出了一组初步设计与精确设计的轨道参数比较, 图 5 给出了其相应的飞行轨迹.

此优化求解在 Matlab 环境下编程, 计算机 CPU

为 3.0GHz/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自由返回轨道设计收敛速度很快, 适合于大规模的仿真实验.

另外通过仿真可知, 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很小, 说明本文中轨道初步设计的结果同样具有较高的精度. 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, 由于本文初步设计的结果同样具有很高的精度, 因此在任务初期只需要利用这一模型即可满足任务需求, 这样可以节省大量设计时间. 在任务后期, 随着目标的进一步明确, 当需要对具体飞行轨道进行设计时, 可进一步引入高精度模型, 从而为工程提供高精度的轨道参数.

4 轨道特性分析

本节在以上轨道优化设计方法的基础上, 对载人登月自由返回轨道进行大量仿真设计, 下面进一步对满足约束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.

4.1 月球轨道参数可达性分析

在载人登月工程中, 为节省能量, 如果要求月面

表 1 初步设计与精确设计的轨道参数比较

Orbit model	T_A	i_E	Ω_E	Δv_A	i_L	h_{LP}	i_{ER}	h_{EP}	Total flight time
Double two-body model	2025.2.23	43°	343.897°	3.1125 km/s	175.960°	985.780 km	45.874°	47.400 km	5.8497 d
High precision dynamics model	15:5:1.25		344.211°	3.1139 km/s	175.268°	985.749 km	45.003°	47.492 km	5.8329 d

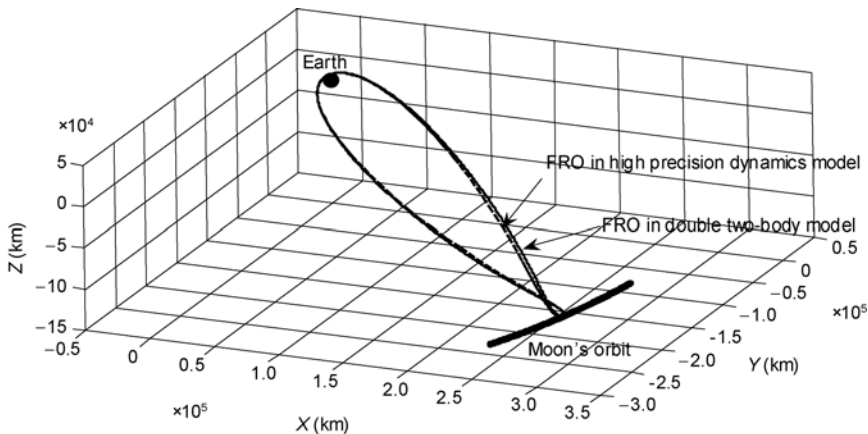


图 5 双二体模型与高精度模型对应的飞行轨迹

着陆过程为共面转移, 即不希望进行轨道面的机动, 则环月轨道必须能够经过月面着陆区. 这样利用自由返回轨道执行奔月时务时, 其所能到达的月球轨道参数直接影响到工程中月面着陆点的选择. 本节仍以上节中给出的初始和约束条件为例, 求解所有满足条件的自由返回轨道, 对这些轨道的月心段参数做出统计分析, 从而为月面着陆点的选取提供参考.

4.1.1 月面着陆区范围分析

首先通过计算给出自由返回轨道到达近月点时, 在月心白道系下所能达到的环月轨道倾角 i_L 与升交点经度 Ω_L 的关系, 如图 6 所示.

进一步将以上参数转化到月固坐标系下, 给出所有自由返回轨道在近月点制动后进入环月轨道的月面星下点覆盖范围(即月面着陆区范围), 如图 7 所示.

从上图可以看出, 自由返回轨道所能达到的环月轨道均为逆行轨道, 且倾角只能集中在相对白道 $160^\circ \sim 180^\circ$ 之间, 进一步转化到月固系下, 其所对应的月面着陆点纬度也只能在约 $\pm 26^\circ$ 之间, 因此如果奔月任

务采用自由返回轨道, 则不能实现全月面到达, 只能到达低纬度区域. 这与“阿波罗”任务时期所得到的结论相同, “阿波罗”前期任务都采用了自由返回轨道, 因此其月面着陆点都选择在赤道附近.

4.1.2 影响月面着陆点选择的主要因素

另外通过分析可知, 环月轨道倾角的可达范围还受到近月点高度的限制, 图 8 给出了对应不同近月点高度 h_{LP} 的环月轨道倾角可达范围.

从图 8 中可以看出, 自由返回轨道的近月距越大, 其所能达到的环月轨道倾角范围越大. 另外着陆点位置在着陆区内的纬度越高, 要求的自由返回轨道近月距越大. 例如本算例中选择月面着陆纬度为 15° , 则自由返回轨道的近月点高度不能低于 3500 km .

当近月距确定时, 可达环月轨道倾角还与地月转移飞行时间 t_1 有关, 图 9 给出了对应不同近月点高度条件下, 飞行时间与可达环月轨道倾角的关系.

从图 9 中可以看出, 当近月距确定时, 对应同一飞行时间可以有两条自由返回轨道, 分别对应不同的

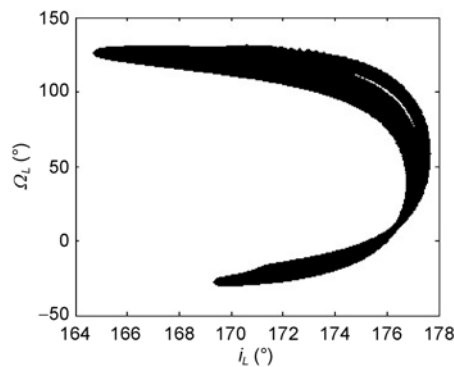


图 6 可达环月轨道倾角与升交点经度的关系

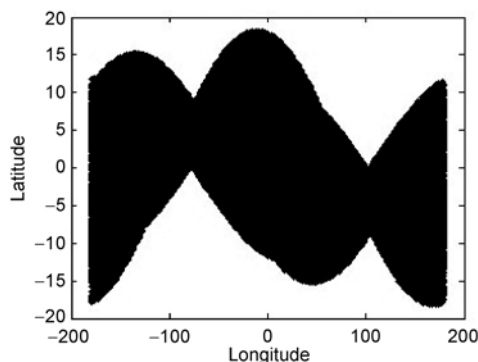


图 7 月面着陆区范围

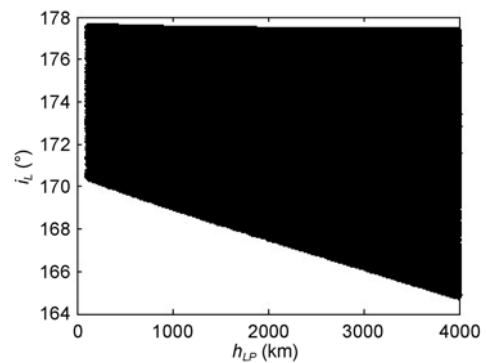


图 8 可达环月轨道倾角与近月点高度的关系

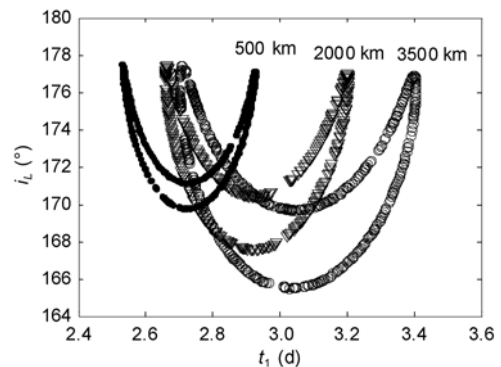


图 9 可达环月轨道倾角与地月转移时间的关系

环月轨道倾角, 且环月轨道倾角与飞行时间大致成抛物线关系. 另外从此图中也可以看出, 近月距越大, 其环月轨道倾角可达范围也越大, 这与前面的结论相同.

4.2 返回地球轨道参数分析

4.2.1 返回地球时轨道参数的范围

自由返回轨道的近地点高度始终在大气层以内, 这里主要针对返回轨道倾角和升交点赤经做出分析. 仍取以上算例, 图 10 给出了飞行器沿自由返回轨道到达地球再入点时, 在地心惯性系下轨道倾角 i_{ER} 与升交点赤经 Ω_{ER} 的关系.

从图中可以看出, 返回地球的轨道倾角主要集中在约 $18^\circ \sim 160^\circ$ 之间(这一范围随不同地月位置关系会有较小调整), 升交点赤经可达到 $\pm 180^\circ$ 之间所有值, 每一返回轨道倾角有两个关于某一值对称的升交点与之对应. 另外通过大量仿真发现, 这一曲线不受地球出发轨道参数, 出发速度, 到达环月轨道参数等量的影响, 只是与地球出发时刻有关(即主要受到地月位置关系的影响). 因此一旦时刻选定, 则自由返回轨道返回地球的轨道范围也可以确定.

4.2.2 影响返回轨道倾角的主要因素

根据以上分析可知, 一旦出发时刻和返回轨道倾角确定, 则整个返回轨道参数也随之确定, 因此对影响返回轨道倾角的主要因素做出分析, 对工程来说有着重要意义.

固定地月转移飞行时间, 图 11 给出了针对不同转移时间, 轨道近月点高度 h_{LP} 与返回轨道倾角 i_{ER} 的关系. 进一步固定自由返回轨道的近月点高度, 图 12

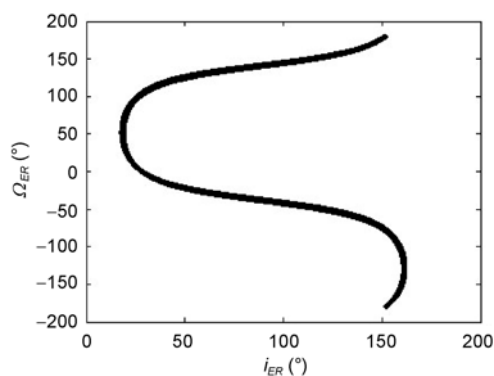


图 10 返回轨道倾角与升交点赤经的关系

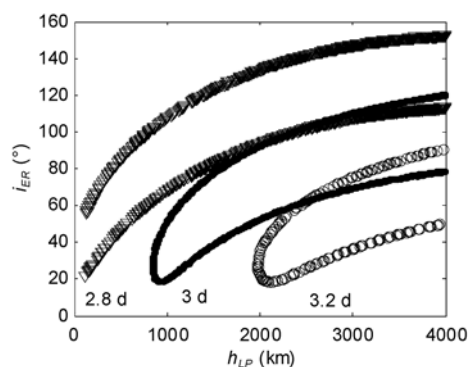


图 11 返回轨道倾角与近月点高度的关系

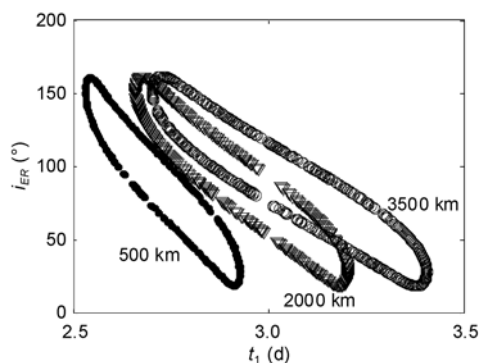


图 12 返回轨道倾角与地月转移时间的关系

给出了针对不同近月点高度, 地月转移飞行时间 t_1 与返回轨道倾角 i_{ER} 的关系.

从图 12 中可以看出, 在飞行时间确定的前提下, 对应同一返回轨道倾角可以有两条满足约束条件的自由返回轨道与之对应. 另外, 近月点高度越大, 返回地球轨道倾角越大; 飞行时间越长, 返回地球轨道倾角越小.

4.3 地月转移速度增量分析

通过仿真发现, 在地球出发参数一定的条件下, 地月转移所需的速度增量主要受地月转移时间和轨道近月点高度的影响, 图 13 给出了不同近月点高度和飞行时间的情况下, 总的转移速度增量 Δv 的变化.

从图 13 中可以看出, 对于自由返回轨道, 地月转移飞行时间越长, 轨道近月点高度越大, 所需的转移速度增量就越小, 这一特性与一般的转移轨道类似. 但当近月距较小时, 其对应的地月转移时间可选范围也较小. 例如本算例中, 当约束近月距为 1000 km 时, 其地月转移时间只能在约 2.6~3 天左右.

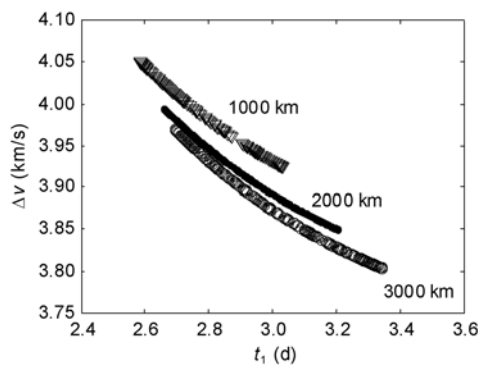


图 13 地月转移速度增量与转移时间和近月距的关系

5 结论

本文将现代优化算法理论应用到载人登月自由返回轨道设计中去, 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自由返回轨道参数, 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, 对绕月自由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

- Berry R L. Launch window and translunar orbit, lunar orbit, and transearth trajectory planning and control for the Apollo 11 lunar landing mission. In: AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting, AIAA 70-0024. New York: AIAA, 1970
- Caldwell S F, Mummert V S. Apollo free return reentry point analysis. NASA-CR-78347, 1966
- Dupont A L, Bell J A, Alexander J D. Preliminary abort and rescue procedures for Apollo mission F. NASA-TM-X-69838, 1969
- Beksinski E D. Abort trajectory for manned lunar missions. Dissertation of Masteral Degree. Maryland: University of Maryland, 2007
- Battin R H. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999
- 黄文德, 郗晓宁, 王威, 等. 基于双二体假设的载人登月自由返回轨道特性分析及设计. 宇航学报, 2010, 31: 1297-1303
- Liu X L, Dun G R. Designs of optimal free-return orbit for moon landing. In: Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Sanya: IEEE, 2007. 936-940
- 张磊, 于登云, 张焯. 绕月自由返回轨道的设计与分析. 航天器工程, 2010, 19: 128-135
- Jesick M, Ocampo C. Automated generation of symmetric lunar free-return trajectories. J Guid, Contr, Dynam, 2011, 34: 98-106
- Luo Y Z, Tang G J, Lei Y J, et al. Optimization of multiple-impulse, multiple-revolution, rendezvous-phasing maneuvers. J Guid, Contr, Dynam, 2007, 30: 946-952
- 郗晓宁, 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. 51-130
- 刘林, 王歆. 月球探测器轨道力学. 北京: 国防工业出版社, 2006. 15-50
- 黄文德, 郗晓宁, 王威. 基于双二体假设的载人登月混合轨道特性分析及设计. 国防科技大学学报, 2010, 32: 61-67