

月球捕获制动和远程交会一体化制导算法

王高阳^{1,2}, 胡海霞^{1,2*}, 解永春^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要:为实现载人登月任务中载人飞船在固定的时间内以最少的燃料消耗完成与登月舱的全相位降轨远程交会, 研究月球捕获制动和快速降轨远程交会一体化制导的问题. 基于 Lambert 变轨, 综合考虑捕获制动及远程交会过程的时间约束、速度增量约束和终端约束等, 设计出多脉冲捕获制动和远程交会一体化制导规划模型, 并利用遗传算法和单纯形算法相结合的混合遗传算法对规划模型进行求解. 通过仿真算例对混合遗传算法、遗传算法和单纯形算法进行比较, 表明混合遗传算法在提高求解质量方面的优越性. 进一步, 对捕获制动时载人飞船和登月舱在固定相位下的不同制导时间和固定时间下的不同初始相位的情况进行了对比分析和打靶仿真, 表明所提出的月球捕获制动和远程交会一体化制导算法的强适应性.

关键词:捕获制动; 远程交会; 一体化制导; 混合遗传算法; 多脉冲最优交会

中图分类号: V 448. 23

文献标志码: A

文章编号: 0438-0479(2022)06-0967-08

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、欧洲等地的普遍关注^[1], 他们都提出了自己的方案, 如美国 Artemis 计划的登月方案是通过位于月球轨道的门户, 采用可重复利用的月球着陆器, 使航天员往返于月球表面^[2]. 彭祺擘等^[3]对载人登月的飞行方案进行研究, 归纳总结出 4 种登月飞行方案, 其中基于环月轨道的两次发射一次组装的登月方案能够降低对运载的要求, 但是如何实现载人飞船与飞行在环月圆轨道的登月舱的交会对接是此方案的关键问题.

载人飞船由地球出发, 到达月球后需进行减速制动, 以完成月球捕获. 王宏等^[4]和李革非等^[5]在“嫦娥”一号背景下, 在第一近月点的位置上对第一次月球捕获制动时所需的脉冲速度增量进行分析, 通过仿真计算指出最小速度增量为 200 m/s 时, 可基本实现月球捕获. 载人飞船进行月球捕获制动时, 登月舱运行在轨道高度更低的环月圆轨道上, 理论上, 此时两者相位差存在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的不确定性. 由于载人登月任务对任务时间周期和燃料都有严格要求, 载人飞船必须具备在特定时间内、以最少的速度增量完成捕获制

动和远程交会的能力.

月球轨道快速交会的研究多是从月面起飞的快速交会, 如 Apollo 11~12 采用基于霍曼变轨的共椭圆交会方案, Apollo 14 之后采用基于 Lambert 变轨的直接交会方案^[6-7]. 对于共面圆轨道, 不考虑时间约束的情况下, 平面内的最优交会的解是双脉冲霍曼变轨, 但是霍曼变轨需要特定的初始相位, 要实现全相位交会, 需要消耗更多时间. Lambert 变轨不仅适用于共面圆轨道, 还适用于非共面椭圆轨道. 在给定转移时间后, 只需追踪器的初末位置, 即可求出变轨所需要的两次脉冲. 但是这两次脉冲的大小与追踪器和目标器的初始相位角和转移时间密切相关, 容易遇到高能耗区. 如轨道高度约 275 km 的追踪器以某固定相位差交会轨道高度 200 km 的目标器, 2 个轨道周期内的不同转移时间对应所需的速度增量从 100 m/s 到 4 000 m/s 不等.

目前, 最优多脉冲轨道交会问题的求解优化算法有以梯度法为代表的经典优化算法和以遗传算法为代表的智能算法. 经典优化算法在解决传统优化问题时能起到较好的效果, 但随着优化问题规模和复杂程

收稿日期: 2022-06-10 录用日期: 2022-09-13

基金项目: 国家自然科学基金(U20B2054); 智能制造专项行动计划(JCKY2018203A001)

*通信作者: 17843102952@163.com

引文格式: 王高阳, 胡海霞, 解永春. 月球捕获制动和远程交会一体化制导算法[J]. 厦门大学学报(自然科学版), 2022, 61(6): 967-974.

Citation: WANG G Y, HU H X, XIE Y C. An integrated guidance algorithm of lunar capture braking and far-range rendezvous [J]. J Xiamen Univ Nat Sci, 2022, 61(6): 967-974. (in Chinese)



度的不断增大,经典优化算法逐渐凸显出其局限性^[8].智能算法以其较强的适用性和鲁棒性,在一些大型、复杂非线性系统的求解中具有独特的优势,在飞行器轨迹优化设计领域已有成功的应用^[9].Mian等^[10]应用多种最新的进化算法求解多脉冲最优交会问题,并对其进行比较.虽然智能算法在全局搜索性等方面有独特的优势,但是局部搜索能力不如经典优化算法,智能算法与经典优化算法混合使用是一个新的研究方向.Luo等^[11]采用了混合遗传算法和Clohessy-Wiltshire(C-W)方程,研究比较了近地轨道多脉冲最优交会的问题.刘东兴等^[12]利用混合算法和C-W方程,对在轨服务航天器进行轨道路径规划,求解出一条服务航天器到目标航天器的最优机动轨道路径.但是,航天器远程交会时的距离较远,使用C-W制导误差大,采用基于绝对定轨的轨控策略设计远程交会方案更加适合^[13].

本文针对我国未来载人登月任务中载人飞船在月球捕获制动后与登月舱快速交会的需求,研究在指定时间和任意初始相位角的前提下,飞船实现月球捕获制动和远程交会一体化的最优多脉冲轨道转移问题.基于Lambert变轨,综合考虑终端条件、捕获制动和远程交会的时间、最大速度增量等约束条件,设计了多脉冲捕获制动和远程交会一体化制导的规划模型.同时兼顾遗传算法的全局搜索能力和经典优化算法的局部搜索能力,设计了一种串行混合遗传算法,使得求解结果更加优越.通过仿真验证和对比分析,证明混合遗传算法在提高求解质量方面的优越性.

1 月球捕获制动和远程交会一体化制导规划模型

1.1 捕获制动和远程交会轨道转移数学模型

飞船经地月转移到达月球,地月转移轨道相对于月球为双曲线轨道,飞船飞至近月点时必须进行减速制动以被月球引力捕获,否则飞船会飞离地月系统不会返回^[14].图1是捕获制动和多脉冲远程交会示意图,初始时刻,飞船作为追踪器位于近月点 C_0 点,登月舱作为目标器位于环月圆轨道的 T_0 点,飞船与登月舱之间的初始相位角差为 θ_0 .飞船在 C_0 点施加月球捕获制动脉冲,在 C_1 、 C_2 、 C_f 点施加远程交会脉冲,经过一体化制导,最终到达高于登月舱轨道高度 h 、相位领先登月舱 θ_1 的指定位置(图中 C_f 点).在整个过程中,总时间 $t_{q1} + t_{q2} + t_{q3} = T_q$ 可根据时间约束来确

定,通过在初始位置 C_0 和终点位置 C_f 之间增加或减少脉冲来研究最优多脉冲一体化制导的问题.

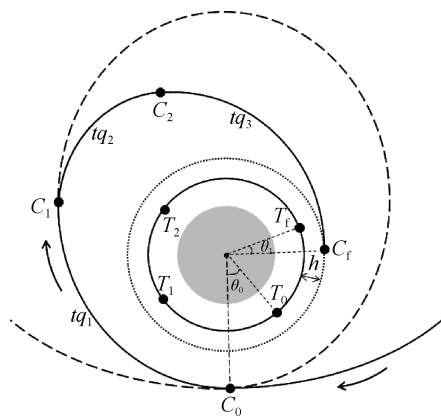


图1 月球捕获制动和远程交会

Fig. 1 Lunar capture and far-range rendezvous

假设航天器在轨道机动的过程中满足中心反平方引力场假设,则轨道动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v}, \\ \dot{\mathbf{v}} = -\mu_m \frac{\mathbf{r}}{r^3}, \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{r}$ 是航天器的位置矢量, $\mathbf{v}$ 是航天器的速度矢量, μ_m 是月球的引力常数.

设飞船在远程交会的过程中采用 $N(N \geq 2)$ 次脉冲,飞船初始的位置、速度和时刻分别用 $\mathbf{r}_0$ 、 $\mathbf{v}_0$ 和 t_0 表示,飞船终端的位置、速度和时刻分别用 $\mathbf{r}_f$ 、 $\mathbf{v}_f$ 和 t_f 来表示.脉冲施加前和脉冲施加后分别用上标“-”和“+”表示,则:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_n = \mathbf{r}_n^+ = \mathbf{r}_n^-, \\ t_n = t_n^+ = t_n^-, \\ \Delta \mathbf{v}_n = \mathbf{v}_n^+ - \mathbf{v}_n^-. \end{cases} \quad (2)$$

其中: $n(1 \leq n \leq N)$ 表示远程交会过程的第 n 次脉冲, t_n 表示第 n 次脉冲的作用时刻.

依据文献[15],令

$$\begin{cases} \mathbf{r}(t + \Delta t) = f(\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t), t, t + \Delta t), \\ \mathbf{v}(t + \Delta t) = g(\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t), t, t + \Delta t) \end{cases} \quad (3)$$

是方程(1)的解,则第 n 次脉冲满足:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_n = f(\mathbf{r}_{n-1}, \mathbf{v}_{n-1}^+, t_{n-1}, t_n), \\ \mathbf{v}_n^- = g(\mathbf{r}_{n-1}, \mathbf{v}_{n-1}^+, t_{n-1}, t_n). \end{cases} \quad (4)$$

远程交会过程的第1次脉冲作用前满足:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_1 = f(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0^+, t_0, t_1), \\ \mathbf{v}_1^- = g(\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0^+, t_0, t_1). \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\mathbf{v}_0^+ = \mathbf{v}_0^- + \Delta \mathbf{v}_0$, $\mathbf{v}_0^- = \mathbf{v}_0$, $\Delta \mathbf{v}_0$ 表示月球捕获制动脉冲.

远程交会过程的第 N 次脉冲作用后满足:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_N = \mathbf{r}_f, \\ \mathbf{v}_N^+ = \mathbf{v}_f. \end{cases}$$

根据式(5)求 $\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{v}_1^-$, 则对于第 $i(i = 1, 2, \dots, N-1)$ 次脉冲, 需要满足:

$$\begin{cases} \mathbf{v}_i^+ = \mathbf{v}_i^- + \Delta \mathbf{v}_i, \\ \mathbf{r}_{i+1} = f(\mathbf{r}_i, \mathbf{v}_i^+, t_i, t_{i+1}), \\ \mathbf{v}_{i+1}^- = g(\mathbf{r}_i, \mathbf{v}_i^+, t_i, t_{i+1}). \end{cases}$$

1.2 优化问题描述

如图2所示, 给定航天器在轨道上 P_1, P_2 两点的位置矢量 $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$, 转移时间 Δt 和运动方向, 可以利用 Lambert 方法求解 P_1, P_2 两点的速度. 通过推导, 可以得出如下 Lambert 方程:

$$\sqrt{\mu_m} \Delta t = a^{3/2} [(\alpha - \sin \alpha) - (\beta - \sin \beta)],$$

其中: a 是转移轨道 $P_1 P_2$ 的轨道半长轴, $\sin \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{r_1 + r_2 + s}{4a}}$, $\sin \frac{\beta}{2} = \sqrt{\frac{r_1 + r_2 - s}{4a}}$, s 是 $P_1 P_2$ 的弦长.

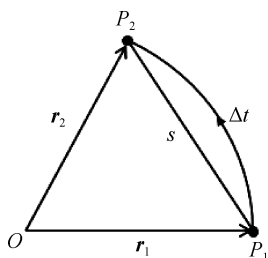


图2 Lambert 方法示意图

Fig. 2 Sketch map of Lambert method

在月球捕获制动中多使用切向脉冲, 本文以远程交会脉冲的作用时刻 t_i 和脉冲矢量 $\Delta \mathbf{v}_i$ 作为优化变量. 为了确保规划模型解的有效性, 最后两次脉冲利用 Lambert 方法求解, 即:

$$\begin{cases} (\mathbf{v}_{N-1}^+, \mathbf{v}_N^-) = \text{Lambert}(\mathbf{r}_{N-1}, \mathbf{r}_N, t_N - t_{N-1}), \\ \Delta \mathbf{v}_{N-1} = \mathbf{v}_{N-1}^+ - \mathbf{v}_{N-1}^-, \\ \Delta \mathbf{v}_N = \mathbf{v}_N^+ - \mathbf{v}_N^-, \end{cases}$$

其中: $\text{Lambert}(\mathbf{r}_{N-1}, \mathbf{r}_N, t_N - t_{N-1})$ 是关于 $\mathbf{r}_{N-1}, \mathbf{r}_N$ 和 $t_N - t_{N-1}$ 的 Lambert 方程, 本文根据文献[15-17]的普适量法进行求解.

综上, 一体化制导规划模型的优化变量可表示为:

$$\mathbf{x} = (t_1, t_2, \dots, t_{N-1}, \Delta v_0, \Delta v_1, \Delta v_2, \dots, \Delta v_{N-2}), \quad (6)$$

其中: Δv_0 是捕获制动的脉冲大小, $\Delta \mathbf{v}_i = (\Delta v_{ix}, \Delta v_{iy}, \Delta v_{iz})$, 因此 $\mathbf{x}$ 是 $4N-6$ 维向量.

一体化制导的轨道转移问题可以描述为对式(6)进行优化, 使一体化制导所需总的脉冲最小, 即:

$$J = \min(f(\mathbf{x})) = \min\left(\sum_{n=0}^N \|\Delta \mathbf{v}_n\|\right).$$

脉冲施加时刻满足的约束条件为:

$$t_0 < t_1 < t_2 < \dots < t_{N-1} < t_f(t_N). \quad (7)$$

考虑到实际要求, 例如脉冲机动前需要进行调姿, 两次脉冲之间要预留一定的时间间隔, 即满足如下约束:

$$t_{i+1} - t_i \geq \Delta T_{\max} (i = 0, 1, \dots, N-1). \quad (8)$$

脉冲约束要考虑到捕获制动的成功性、最大脉冲限制的约束, 根据文献[5], 捕获制动脉冲不能太小, 否则会捕获失败, 但是也不能太大, 要考虑到发动机的限制, 因此捕获制动脉冲的约束为:

$$\Delta v_{\min} \leq \Delta v_0 \leq \Delta v_{\max}. \quad (9)$$

远程交会过程中脉冲的约束主要受限于发动机的限制, 即:

$$\|\Delta \mathbf{v}_n\| \leq \Delta v_{\max}. \quad (10)$$

在远程交会的终点, 飞船和登月舱的相对位置和相对速度需达到终点要求, 为飞船的近程交会创造条件. 在登月舱的轨道坐标系下, 飞船在制导末端的相对位置和相对速度需满足:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{f\text{-relative}} = \mathbf{r}_{\text{relative}}, \\ \mathbf{v}_{f\text{-relative}} = \mathbf{v}_{\text{relative}}. \end{cases} \quad (11)$$

由上述可见, 月球捕获制动和远程交会一体化制导问题以燃料(速度增量)为性能指标, 且脉冲大小和间隔、转移时间、终端状态等都受约束. 这种轨道机动优化问题可以基于不同数值方法求解, 本文采用的是基于遗传算法和单纯形算法的混合遗传算法.

2 基于串行混合遗传算法的一体化制导律的优化设计

遗传算法具有较强的全局搜索能力, 但是在局部搜索能力和计算速度方面较差. 单纯形算法局部搜索能力强, 但是对初始值敏感, 容易陷入到局部极小. 因此, 为了提高求解质量, 本文使用一种串行混合遗传算法对一体化制导律进行优化设计, 即首先利用遗传算法进行全局优化, 然后利用单纯形算法进行局部优化, 进而得到最终解.

2.1 一体化制导律的全局优化

遗传算法是一种借鉴生物界“适者生存”的自然选择和自然遗传机制思想的随机搜索算法[18], 算法中的每一个可能解被编码成一个“染色体”, 即个体, 若

干个体组成一个种群. 算法开始时, 种群内的个体根据解的可行域随机产生, 然后根据适应度函数计算得到每一个个体的适应度值, 通过适应度值的高低对个体进行选择, 保留优秀的个体, 淘汰坏的个体. 保留下的个体经过交叉、变异操作形成下一代个体, 由于新一代个体保留上一代个体的优良性状, 因此性能优于上一代, 这样会朝着最优解的方向进化. 利用遗传算法对一体化制导律的全局优化设计如下.

1) 染色体编码

本文采用实数编码的方式, 实数编码可以方便地表示大范围的数, 扩大搜索空间, 也能够降低算法的复杂性, 提高计算效率. 一体化制导规划模型的优化变量 $\mathbf{x}$ 经过编码可表示为:

$$\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_{4N-6}).$$

2) 适应度函数

由于单纯形算法和遗传算法只能求解无约束问题, 本文采用罚函数法处理约束条件, 把有约束问题转化为无约束问题进行求解.

利用罚函数法对目标函数和式(7)~(11)的约束条件处理后, 得到新的目标函数为:

$$F(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + M \left(\sum_{i=1}^p [\max(g_i(\mathbf{x}), 0)] \right), \quad (12)$$

其中: M 是惩罚因子, $g_i(\mathbf{x}) \leq 0$ 是式(7)~(11)的约束条件.

适应度函数是衡量个体好坏的重要标准, 它是由目标函数转换而来. 一般而言, 适应度函数值越大, 个体性能越好. 本文一体化制导规划模型要最小化总的脉冲大小, 因此需要对式(12)进行转换, 本文的适应度函数如下:

$$\text{Fit}(\mathbf{x}) = \frac{1}{F(\mathbf{x})}.$$

3) 算子操作

(i) 选择

选择是从旧种群中以一定概率选择一些优良个体, 保留到下一代种群, 被选中的概率与个体的适应度值有关, 适应度值越大, 被选中的概率越大. 本文采用轮盘赌法进行选择操作, 优化变量 $\mathbf{x}_i$ 被选中的概率为:

$$p_i = \frac{\text{Fit}(\mathbf{x}_i)}{\sum_{j=1}^P \text{Fit}(\mathbf{x}_j)},$$

其中 P 为种群中个体的数量.

(ii) 交叉

交叉是通过随机选择种群中两个个体进行交换组合, 产生新的个体. 优化变量 $\mathbf{x}_i$ 和 $\mathbf{x}_j$ 在第 l 位的交

叉公式为:

$$\mathbf{x}_{il} = r\mathbf{x}_{il} + (1-r)\mathbf{x}_{jl},$$

$$\mathbf{x}_{jl} = r\mathbf{x}_{jl} + (1-r)\mathbf{x}_{il},$$

其中 r 是 $[0, 1]$ 之间的随机数.

(iii) 变异

变异是以一定概率选择某些个体, 选择其中的某一点进行变异以产生新个体. 优化变量 $\mathbf{x}_i$ 在第 l 位的变异公式为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{il} = \mathbf{x}_{il} + (\mathbf{x}_{il} - U_{\max}) \times T(g), & r_1 \geq 0.5, \\ \mathbf{x}_{il} = \mathbf{x}_{il} + (U_{\min} - \mathbf{x}_{il}) \times T(g), & r_1 < 0.5. \end{cases}$$

式中: $U_{\max}$ 和 $U_{\min}$ 分别是 $\mathbf{x}_{il}$ 定义域的上下界; $T(g) = r_2(1 - g/G_{\max})^b$, r_1, r_2 是区间 $[0, 1]$ 之间的随机数, g 是当前迭代次数, $G_{\max}$ 是最大迭代次数, b 是非均匀算子, 这里取为 2.

2.2 一体化制导律的局部优化

单纯形算法作为经典优化算法之一, 通过函数值计算的方式寻找函数的最小值, 计算简单, 速度快, 局部收敛性强. 单纯形算法通过反射、压缩和扩张的操作实现对函数最小值的求解^[19]. 由式(6)可知, 优化变量 $\mathbf{x}$ 的维数为 $4N - 6$. 首先根据初始优化变量 $\mathbf{x}_0$ 生成与其有相同维数的 $4N - 6$ 个变量 $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_{4N-6}$, 然后利用单纯形法对一体化制导律进行局部优化, 操作如下.

Step1 初始化: 根据式(12)求出每个变量的函数值 $F(\mathbf{x}_i)$ ($0 \leq i \leq 4N - 6$), 函数值最大的变量为 $\mathbf{x}_h$, 函数值为 F_h , 函数值次最大的变量为 $\mathbf{x}'_h$, 函数值为 F'_h , 函数值最小的变量为 $\mathbf{x}_l$, 函数值为 F_l .

Step2 对 $\mathbf{x}_h$ 进行反射操作得到变量 $\mathbf{x}_r$, 函数值为 F_r , 如果 $F_r < F_l$, 对 $\mathbf{x}_r$ 进行扩张操作得到变量 $\mathbf{x}_e$, 函数值为 F_e , 转 Step3; 否则, 转 Step4.

Step3 如果 $F_e < F_l$ 用 $\mathbf{x}_e$ 替换 $\mathbf{x}_h$, 转 Step7; 否则, 用 $\mathbf{x}_r$ 替换 $\mathbf{x}_h$, 转 Step7.

Step4 如果 $F_r > F'_h$, 转 Step5; 否则, 用 $\mathbf{x}_r$ 替换 $\mathbf{x}_h$, 转 Step7.

Step5 如果 $F_r > F_h$, 对 $\mathbf{x}_r$ 进行收缩操作得到变量 $\mathbf{x}_c$; 否则, 用 $\mathbf{x}_r$ 替换 $\mathbf{x}_h$, 然后再进行收缩操作.

Step6 如果 $F_e > F_h$, 对所有变量进行缩小, 转 Step7; 否则, 用 $\mathbf{x}_e$ 替换 $\mathbf{x}_h$, 转 Step7.

Step7 计算所有变量函数值的标准差, 判断上一次迭代和本次迭代的标准差变化是否满足终止条件, 若满足, 终止循环, 否则转 Step1.

综上, 一体化制导律的局部优化流程图如图 3 所示.

2.3 一体化制导律的整体优化设计

本文一体化制导律的整体优化设计如图 4 所示.

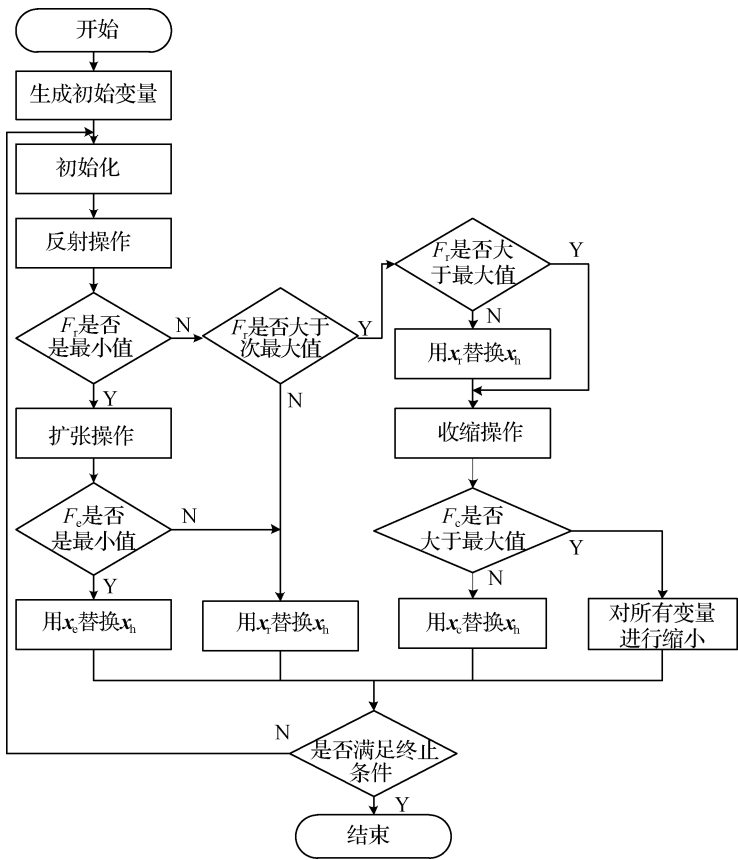


图 3 一体化制导律的局部优化流程图

Fig. 3 Local optimization flow chart of integrated guidance

首先采用 2.1 的全局优化方法对一体化制导规划模型的解进行全局寻优,以算法的最大进化代数作为终止条件,达到条件后得到初步解,然后根据此解产生初始变量,采用 2.2 的局部优化方法进行迭代,以满足终止条件后得到的解作为最优解。

3 仿真计算与结果分析

3.1 固定相位差下捕获制动和远程交会一体化制导仿真分析

1) 仿真参数

初始时刻,登月舱位于轨道倾角为 28.5° ,轨道高度为 200 km 的环月圆轨道,载人飞船经过地月转移到达轨道高度为 250 km 的近月点,假设此时登月舱的相位角领先飞船 210° 。在月球惯性系下,飞船的初始状态向量为:

$r_{chaser0} = (1\,987.4\text{ km}, 0.0\text{ km}, 0.0\text{ km}),$

$v_{chaser0} = (0.0\text{ km/s}, 1.95\text{ km/s}, 1.06\text{ km/s}).$

飞船经过捕获制动和快速远程交会,到达登月舱前上方、相距约 51 km 的终点位置,在登月舱轨道坐

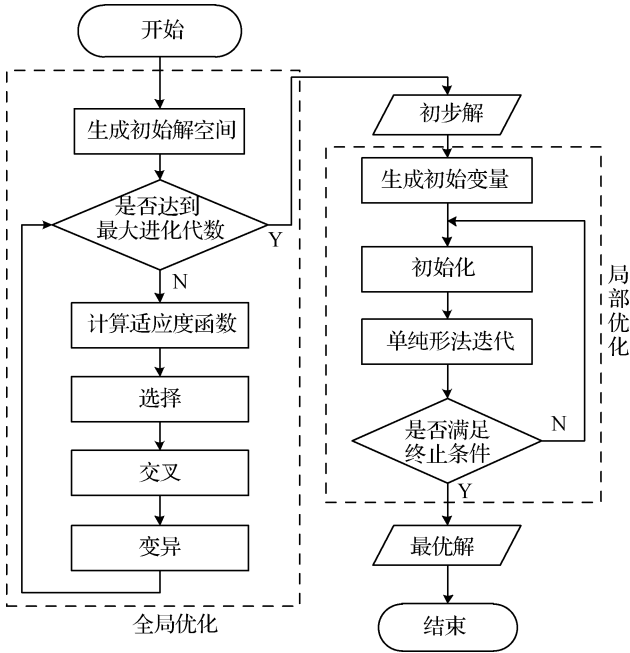


图 4 一体化制导律的优化设计图

Fig. 4 Optimal design of the integrated guidance

标系内的相对位置和相对速度为:

$r_{\text{relative}} = (50.0 \text{ km}, 0.0 \text{ km}, -10.0 \text{ km})$,
 $v_{\text{relative}} = (-12.3 \text{ m/s}, 0.0 \text{ m/s}, 0.0 \text{ m/s})$.
月球捕获制动所需的最小速度增量约束为 300 m/s, 最大速度增量约束为 900 m/s, 相邻两次脉冲之间的时间间隔约束为 200 s.

2) 固定时间下一体化制导算法比较
为了验证本文算法的有效性和优越性, 以四脉冲为例, 比较单纯形算法、遗传算法和混合遗传算法对捕获制动和远程交会一体化制导的求解结果. 考虑到遗传算法的随机性, 对每种算法独立运行 20 次, 初始种群规模为 400, 交叉概率 0.92, 变异概率 0.10, 遗传算法和混合遗传算法的最大进化代数均为 160 代, 一体化制导的时间设定为 5 h. 各算法总的速度增量统计如表 1 所示.

表 1 速度增量统计结果

Tab. 1 Statistical results of velocity increment

算法	$\Delta v / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$			
	最小值	最大值	平均值	均方差
单纯形算法	667.5	2581.0	1126.0	546.50
遗传算法	669.4	680.2	673.2	3.38
混合遗传算法	666.2	666.6	666.5	0.14

图 5 是混合遗传算法最优解的迭代过程图, 图 6 是利用混合遗传算法求解月球捕获制动和远程交会在月球惯性系下的轨道转移图.

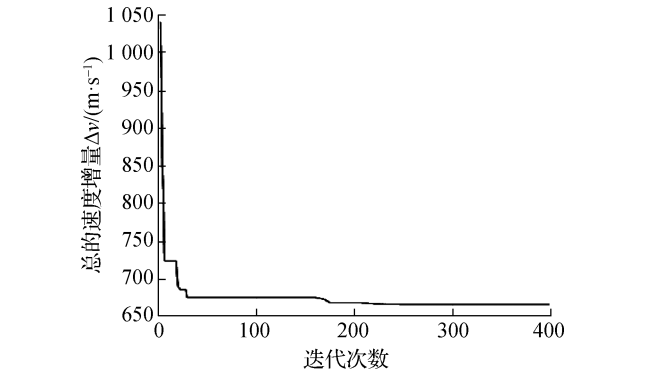


图 5 混合遗传算法最优解关于迭代次数的曲线
Fig. 5 The curve of optimal solution with iterations of hybrid genetic algorithm

从表 1 的数据可以看出, 单纯形算法求解的速度增量的均方差为 546.50 m/s, 最大速度增量为 2 581.0 m/s, 而遗传算法求解的速度增量的均方差为 3.38 m/s, 最大速度增量为 680.2 m/s, 解的质量得到明显的改善,

也说明了单纯形算法对初始点敏感, 导致解的稳定性差. 利用混合遗传算法求解的速度增量的均方差仅为 0.14 m/s, 最大速度增量也降低到 666.6 m/s, 相比于遗传算法的求解结果, 解的质量进一步提高, 这表明混合遗传算法对一体化制导问题能进行很好地求解.

图 5 和图 6 是为了验证本文混合遗传算法和规划模型的有效性. 从图 5 中可以看出, 总的速度增量在迭代 160 次之后又进一步降低, 表明遗传算法搜索到的初始解, 经过单纯形算法进一步优化, 解的最优性进一步提高. 图 6 中, 登月舱所在的轨道周期为 2.1 h, 1~4 表示飞船在进行机动时登月舱所在的位置, 经过计算, 飞船在 5 h 内经过 4 次脉冲的制导, 到达指定的终点位置, 表明本文一体化制导规划模型的有效性.

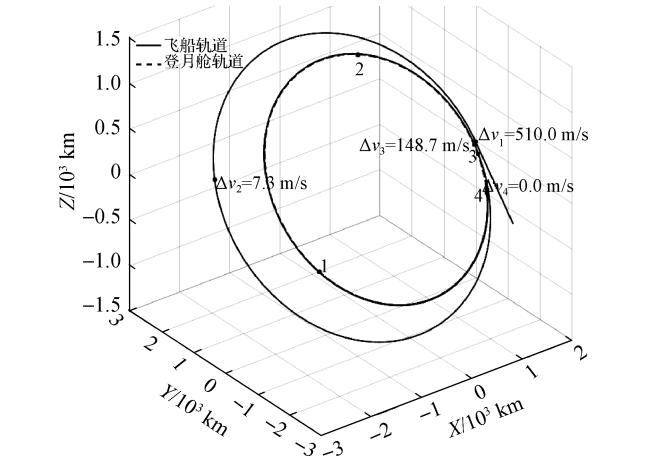


图 6 飞船月球捕获制动和远程交会轨道转移图
Fig. 6 Trajectory transfer diagram of lunar capture braking and far-range rendezvous of spacecraft

3) 不同时间下一体化制导仿真结果
为了研究在固定相位角差下, 飞船通过 4 次脉冲实现月球捕获制动和远程交会一体化制导总的最优速度增量随着时间的变化. 通过改变时间, 获得飞船一体化制导总的最优速度增量、捕获制动时的速度增量和远程交会时的速度增量随着时间的变化曲线如图 7 所示. 从图 7 可以看出, 一体化制导的时间在 1~3 h 之间, 最优总的速度增量随着制导时间增加而迅速降低, 一体化制导的时间大于 3 h 时, 最优总的速度增量变化较小, 在 666.3~666.6 m/s 之间. 捕获制动速度增量在前 2 h 内非常大, 接近 900 m/s; 在 2.5 h 时, 速度增量最小, 为 300 m/s 左右; 3 h 后速度增量增长幅度较小. 远程交会的速度增量随着时间的增加而逐渐降低, 3 h 后减少的幅度较小. 综合考虑任务周期和燃料消耗, 在当前的相位角差下, 一体化制导的时间选在大于 3 h 较为合理.

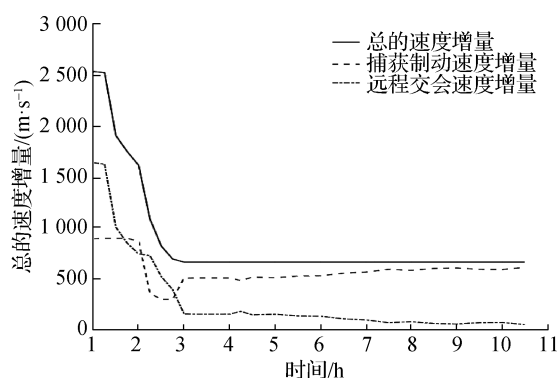


图7 不同制导时间对结果的影响图

Fig. 7 Influence diagram of different guidance time on results

3.2 全相位捕获制动和远程交会一体化制导仿真分析

为了验证本文规划算法对全相位的强适应性,设置一体化制导时间为5 h,利用3.1中的初始仿真参数,初始时刻登月舱领先飞船不同的相位角差下,飞船通过4次脉冲实现月球捕获制动和远程交会一体化制导在登月舱的轨道平面内的相对运动轨迹图如图8所示。

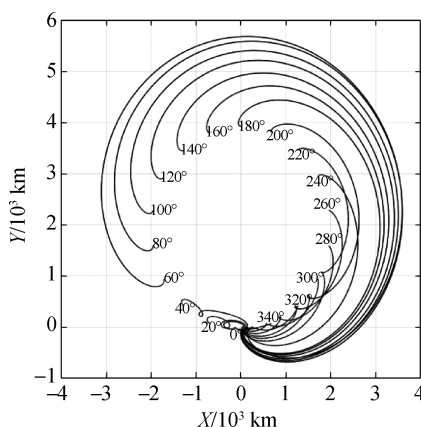


图8 不同初始相位下的运动轨迹图

Fig. 8 Trajectory diagram under different initial phases

从图8可以看出,飞船在全相位下都能到达指定的远程导引终点位置,表明本文的规划模型可以实现飞船在任意初始相位下的多脉冲一体化制导。

由3.1节可知,一体化制导最优总的速度增量与制导时间有关,图9是在登月舱领先飞船不同初始相位角差下,飞船经过四脉冲一体化制导最优总的速度增量和所需时间随着初始相位的变化图。可以看出,任意初始相位角差下,一体化制导最优总的速度增量均为666 m/s左右,但是所需要的一体化制导时间不完全相同。在不同的初始相位角下,可以根据本文的

制导算法,选择合适的一体化制导时间,实现最小速度增量的轨道转移。

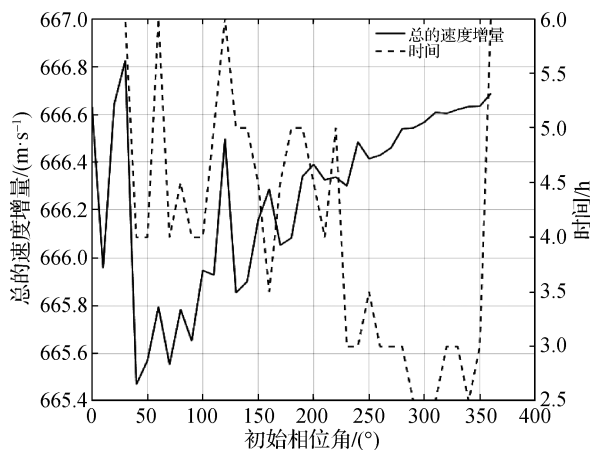


图9 不同初始相位下对结果的影响图

Fig. 9 Influence diagram of different initial on results

使用装有 Intel(R)Core(TM)i7-8750H 6 核 2.2 GHz CPU 的计算机,运行 MATLAB 2016a 软件对四脉冲一体化制导的最优解进行求解,大约需要消耗4 min的时间,时间消耗主要是动力学方程的积分运算。在地面任务设计中,混合遗传算法的时间成本是可以接受的。

4 结 论

本文以载人登月前载人飞船通过环月降轨与登月舱实现交会对接为背景,解决了月球捕获制动和远程交会一体化制导问题。本文基于 Lambert 变轨的方法,综合考虑时间约束、速度增量约束以及终端条件约束,设计了多脉冲捕获制动和远程交会一体化制导的规划模型,并且利用求解质量较高的混合遗传算法对规划模型进行求解。仿真结果表明,混合遗传算法可以有效提高求解质量,本文的规划模型正确有效,并且适用于任意初始相位差和不同时间内的多脉冲一体化制导,研究的结果对工程实践具有参考意义。

参考文献:

- [1] 祝海,罗亚中,杨震.环月快速交会调相策略设计与任务分析[J].载人航天,2017,23(1):8-13.
- [2] 张京男.美国“阿特米斯”登月计划方案与策略(上)[J].中国航天,2020(12):60-67.
- [3] 彭祺攀,李桢,李海阳.载人登月飞行方案研究[J].上海航天,2012,29(5):14-19.

- [4] 王宏,董光亮,胡小工,等. 月球探测器捕获分析及评估[J]. 测绘科学技术学报,2007(6):406-409.
- [5] 李革非,韩潮. 月球捕获控制分析[C]//全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议论文集. 桂林:[s. n.]. 2006:245-249.
- [6] ALEXANDER J D, YOUNG K A. Apollo lunar rendezvous[J]. Journal of Spacecraft & Rockets,1970,7(9):1083.
- [7] 陈欢,张洪礼,韩潮,等. 环月远程快速交会任务规划[J]. 载人航天,2016,22(4):417-422.
- [8] 杨俊. 基于改进遗传算法的多脉冲交会轨道优化研究[J]. 计算机仿真,2012,29(5):94-97.
- [9] 罗亚中,唐国金,周黎妮. 混合遗传算法及其在运载火箭最优上升轨道设计中的应用[J]. 国防科技大学学报,2004(2):5-8.
- [10] MIAN G, DI Z, SHAO C T, et al. Optimal multiple-impulse time-fixed rendezvous using evolutionary algorithms[J]. Journal to Spacecraft and Rockets,2022, 59(2),697-703.
- [11] LUO Y Z, TANG G J, LI H Y. Optimization of multiple-impulse minimum-time rendezvous with impulse constraints using a hybrid genetic algorithm[J]. Aerospace Science and Technology,2006,10(6):534-540.
- [12] 刘东兴,周旭. 基于混合算法的航天器轨道规划方法[J]. 计算机测量与控制,2021,29(2):212-217.
- [13] 刘涛,胡海霞,解永春,等. 静止轨道卫星远程交会策略设计[J]. 宇航学报,2020,41(8):1015-1022.
- [14] 郭继峰,白成超,贺国平. 基于粒子群优化的月球捕获制动方法研究[J]. 载人航天,2018,24(3):346-351.
- [15] 唐国金,罗亚中,张进. 空间交会对接任务规划[M]. 北京:科学出版社,2007:142-143,145-146,.
- [16] 唐国金,罗亚中,雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用[M]. 北京:科学出版社,2011:178-185.
- [17] 李生猛,朱战霞. 基于 Lambert 理论的多脉冲快速轨道交会研究[J]. 计算机仿真,2009,26(11):80-83.
- [18] 郁磊,史峰,王辉,等. MATLAB 智能算法 30 个案例分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2015:17-20.
- [19] NELDER J A. A simplex method for function minimization[J]. Computer Journal,1965 (7),308-313.
- [20] 汪中生,孟占峰,高珊,等. 嫦娥五号月球轨道交会对接远程导引轨道设计与飞行实践[J]. 宇航学报,2021,42 (8):939-952.
- [21] 解永春,陈长春,刘涛,等. 航天器交会对接制导导航控制原理和方法[M]. 北京:国防工业出版社,2018:146-148.

An integrated guidance algorithm of lunar capture braking and far-range rendezvous

WANG Gaoyang^{1,2}, HU Haixia^{1,2*}, XIE Yongchun^{1,2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China; 2. National Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100190, China)

Abstract: Aiming at the fact that the manned spacecraft completes the all-phase orbit descent and far-range rendezvous of the lunar module within a fixed period with the least fuel cost during the manned mission to the moon, we study the integrated guidance of lunar capture braking and quick orbit descent and far-distance rendezvous. Based on Lambert rendezvous method, a multi-impulse lunar capture braking and far-range rendezvous planning model is designed by comprehensively considering capture braking and far-range rendezvous time constraints, speed increment constraints, and terminal constraints among others. A hybrid genetic algorithm combining genetic algorithm and simplex algorithm is used to solve the planning model. By comparing the hybrid genetic algorithm, genetic algorithm and simplex algorithm through simulation examples, it indicates the superiority of hybrid genetic algorithm in improving the quality of solution. Furthermore, we conduct simulations of multiple target practice and comparative analyses of manned spacecraft and lunar module starting at any initial phase angle within a fixed time and at a fixed initial phase within different time when achieving capture braking. These simulation results indicate the strong adaptability of the integrated guidance algorithm of lunar capture braking and far-range rendezvous proposed in this paper.

Keywords: capture braking; far-range rendezvous; integrated guidance; hybrid genetic algorithm; optimal multi-impulse rendezvous

(责任编辑:汪 军)