

登月飞行器软着陆轨道的遗传算法优化

王 1,2, 李俊峰¹, 崔乃刚², 刘 瞰²

(1. 清华大学 工程力学系, 北京 100084; 2. 哈尔滨工业大学 航天工程与力学系, 哈尔滨 150001)

摘要: 为了完成对月球土壤的取样等科学任务,必须确保某些有效载荷安全降落在月球表面.该文完成了将遗传算法应用于推力幅值恒定的登月飞行器软着陆轨道的优化研究.通过将求解最优控制的参数化方法和浮点数编码的遗传算法(FGA)优化方法结合,并应用于归一化的二体模型,得到了燃料最优的软着陆轨道.仿真结果表明,利用遗传算法进行登月飞行器软着陆轨道优化研究无初值敏感问题,并可搜索到全局最优的轨道.

关键词: 航天器的轨道; 轨道控制; 二体问题; 月球探测器; 登月轨道; 软着陆; 遗传算法

中图分类号: V 412.4+1 文献标识码: A
文章编号: 1000-0054(2003) 08-1056-04

一方案: 将飞行器射入一个大约 100 km 高度的环月停泊圆轨道; 在满足一定条件后,向飞行器施加一反向制动脉冲,使飞行器脱离停泊轨道形成一服从 Kepler 定律运动的下降椭圆轨道; 当下降到大约 15 km 左右高度的近月点时,发动机再次持续工作,主要衰减飞行器的切向速度,同时克服由月球引力引起的径向速度; 在接近月面的最终阶段,飞行器的控制策略转为以降低最终着陆撞击、确保人/载荷的安全为目的,直至最终软着陆完成。

文[1, 2] 均完成了第二种方案中从 15 km 左右高度轨道下降到接近月面的飞行器轨道控制方法的研究。其中,文[1] 采用间接打靶法,文[2] 采用参数化打靶和序列二次规划的复合算法。由于均采用了传统的寻优算法,优化的最终结果很大程度上取决于某些优化参量的猜测初始值的选取。

由于利用遗传算法^[3, 4]进行优化不需要选取初值,因此也就不存在初值敏感的问题,同时由于其良好的全局优化性能,遗传算法也开始逐步地应用于轨道优化研究^[5]。

本文采用浮点数编码^[6]的遗传算法进行月球软着陆轨道的研究。

1 系统模型

由于月球表面附近没有大气,所以在飞行器的动力学模型中没有大气阻力项。而且从 15 km 左右的轨道高度软着陆到非常接近月球表面的时间比较短,一般在几百秒的范围内,所以诸如月球引力非球项、日月引力摄动等影响因素均可忽略不计。使用较

Genetic algorithm optimization of lunar probe soft-landing trajectories

WANG Jie¹, LI Junferg¹, CUI Naigang², LIU Dun²
(1. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Department of Aerospace Engineering and Mechanics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: For lunar exploration missions such as soil sampling, payload instrumentation must safely descend to the lunar surface. A genetic algorithm (GA) optimization method was used to study constant-thrust amplitude lunar probe soft-landing trajectories. The parameterization technique was combined with the float encoding genetic algorithm (FGA) optimization method to analyze a two-body model to obtain minimum-fuel soft-landing trajectories. The simulation results show that application of the genetic algorithm for orbital control has no initial value problem and that the algorithm converges to the globally optimal solution.

Key words: spacecraft orbit; orbital control; problem of two bodies; lunar probe; lunar trajectories; soft landing; genetic algorithm (GA)

早期的月球软着陆方案以“月球 9 号”为代表,登月飞行器沿一条击中月球的轨道飞行,在接近月球表面时,通过制动发动机工作衰减飞行器相对于月球的速度完成安全着陆。此后的飞行器多采用另

收稿日期: 2002-10-16
基金项目: 中国博士后科学基金资助项目 (中博基(2002) 17 号);
国家“八六三”高技术项目 (863-2-5-3-116);
中国航天科技创新基金资助项目
作者简介: 王 (1974-), 男(汉), 北京, 博士后。
通讯联系人: 李俊峰, 教授, E-mail: lijunf@tsinghua.edu.cn

为简单的二体模型就可以很好地描述这一问题。

如图 1 所示, 在惯性坐标系中, 以月心为原点的极坐标形式受控飞行器动力学方程为^[7, 8]:

$$\begin{cases} \dot{v}_r = -\frac{\mu}{r^2} + \frac{v_\theta^2}{r} + a \sin \beta, \\ \dot{v}_\theta = -\frac{v_r v_\theta}{r} + a \cos \beta, \\ \dot{r} = v_r, \\ \dot{\theta} = \frac{v_\theta}{r}. \end{cases} \quad (1)$$

式中: μ 是月球引力常数; r 、 θ 、 v_r 和 v_θ 是飞行器月心距、极角、法向速度和横向速度; a 是推力加速度; β 是推力方向角(操纵角), 即推力方向与当地水平线的夹角。其中, 推力加速度 $a(t) = \frac{T}{m_0 - \dot{m}t}$ 。 T 是发动机推力, 其幅值恒定, 且有 $T_{\min} \leq T \leq T_{\max}$; T_{\min} 和 T_{\max} 分别是可供选择的推力幅值允许的上下限。 m_0 是飞行器在初始时刻的质量。 \dot{m} 是燃料消耗率。

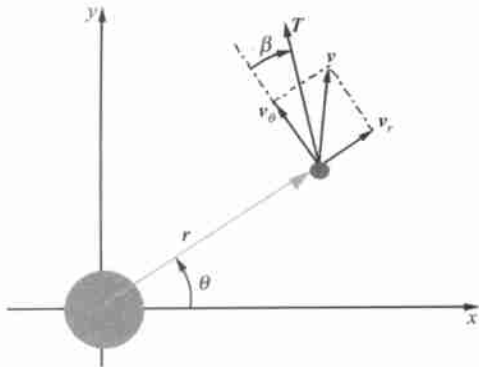


图 1 极坐标形式二体问题示意图

飞行器的初始条件为:

$$\begin{cases} v_{r0} = 0, \\ v_{\theta0} = \frac{\mu}{r_0} + \Delta v_K, \\ r_0 = a_L + h. \end{cases} \quad (2)$$

其中: 初始切向速度 $v_{\theta0}$ 并非当地的环境速度, 而是在 Kepler 轨道运动的飞行器从位于较高停泊轨道的远月点运动到近月点的速度, 这一速度大于当地环境速度, Δv_K 就是这两个速度的差; 由于初始时刻飞行器在近月点, 所以初始径向速度 $v_{r0} = 0$; 初始轨道半径 r_0 为 Kepler 轨道近月点, a_L 为月球半径, h 为轨道高度。

终端约束条件为:

$$\begin{cases} v_{rf} = 0, \\ v_{\theta f} = 0, \\ r_f = a_L. \end{cases} \quad (3)$$

其物理意义是飞行器降落到月球表面, 速度为 0。

对于推力幅值恒定飞行器, 性能指标可以表达为燃料消耗达到极小, 即

$$J = \int_0^{t_f} m \, dt = \int_0^{t_f} \frac{T}{I_{sp} g} dt = \frac{T}{I_{sp} g} t_f \quad \min. \quad (4)$$

式中: I_{sp} 为发动机比冲; g 为重力加速度; t_f 为飞行器软着陆完成时刻。

2 归一化

在轨道优化过程中, 归一化处理是一种较为普遍采用的方法^[9]。由于状态变量的量级相差较大, 在轨道积分的过程中会导致有效位数的损失。归一化处理可以克服这一缺点, 提高计算精度。另外, 由于对轨道的优化也要求优化变量尽可能地保持在相同的量级, 故作以下处理, 令:

$$\begin{cases} \bar{r} = \frac{r}{r_{\text{ref}}}; \\ \bar{v} = \frac{v}{v_{\text{ref}}}, \quad v_{\text{ref}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{ref}}}}; \\ \bar{t} = \frac{t}{t_{\text{ref}}}, \quad t_{\text{ref}} = \frac{r_{\text{ref}}}{v_{\text{ref}}} = r_{\text{ref}} \sqrt{\frac{r_{\text{ref}}}{\mu}}; \\ \bar{m} = \frac{m}{m_{\text{ref}}}; \\ \bar{a} = \frac{\bar{T}}{\bar{m}}, \quad \bar{T} = \frac{T}{T_{\text{ref}}}, \quad T_{\text{ref}} = \frac{m_{\text{ref}} v_{\text{ref}}^2}{r_{\text{ref}}}. \end{cases} \quad (5)$$

则动力学方程可改写成以下形式:

$$\begin{cases} \dot{\bar{v}}_r = -\frac{1}{\bar{r}^2} + \frac{\bar{v}_\theta^2}{\bar{r}} + \bar{a} \sin \beta, \\ \dot{\bar{v}}_\theta = -\frac{\bar{v}_r \bar{v}_\theta}{\bar{r}} + \bar{a} \cos \beta, \\ \dot{\bar{r}} = \bar{v}_r, \\ \dot{\bar{\theta}} = \frac{\bar{v}_\theta}{\bar{r}}. \end{cases} \quad (6)$$

飞行器的初始条件和终端约束条件可改写为:

$$\begin{cases} \bar{r}_0 = \frac{r_0}{r_{\text{ref}}}, \\ \bar{v}_{r0} = 0, \\ \bar{v}_{\theta0} = \frac{v_{\theta0}}{v_{\text{ref}}}, \end{cases} \quad \begin{cases} \bar{r}_f = \frac{r_f}{r_{\text{ref}}}, \\ \bar{v}_{rf} = 0, \\ \bar{v}_{\theta f} = 0. \end{cases} \quad (7)$$

推力幅值的约束改写为

$$\bar{T}_{\min} \leq \bar{T} \leq \bar{T}_{\max}. \quad (8)$$

性能指标改写为

$$J = \frac{T_{\bar{t}}}{T_{sp}} \quad \min. \tag{9}$$

3 数值算法

对上述问题, 采用与文[2]相同的参数化方法进行求解^[10]。作如下假设, 推力方向角 β 可以表示成一个多项式的形式, 即

$$\beta = \sum_{i=0}^3 a_i t^i. \tag{10}$$

上节中所描述的问题可由一个有约束的优化问题描述, 所需优化的参量包括式(6)描述的飞行器4个状态变量在初始时刻和末端时刻的值、1个飞行时间变量、1个推力幅值变量和式(10)中用于描述飞行器推力方向角的4个参量 $a_i(i=0, \dots, 3)$, 共计14个参量。这些参量应该满足以下8个约束条件, 式(7)描述的飞行器在初始时刻和末端时刻的6个等式约束和式(8)描述的飞行器推力幅值的2个不等式约束。优化目标为式(9)所描述的飞行器燃料消耗达到极小值。

对上述问题利用浮点数编码的遗传算法进行求解, 步骤如下:

将 n 个取值范围给定的优化参量按一定的浮点数编码原则排列在一起成为一个个体, 随机产生 N 个这样的个体作为初始种群^[6];

计算每一个个体的性能指标, 并对这 N 个个体进行排序;

选择出若干性能指标取值较小的个体保留, 并将其遗传到下一代;

将个体随机两两配对, 按照指定的概率 P_c 进行交叉操作;

对每一个个体中的每一个参数, 按照指定概率 P_m 进行变异操作;

若满足收敛条件则输出最优解并退出, 否则继续进行编码、评价、选择、交叉和变异等操作。

4 仿真结果

初始时刻的飞行器质量 $m_0 = 500 \text{ kg}$, 发动机比冲 $I_{sp} = 300 \text{ s}$, 假设可供选择的发动机推力限制在 $0 \sim 4 \text{ kN}$ 之间。飞行器轨道高度 $h = 15 \text{ km}$, 切向速度为 $v_{\theta 0} = 1.69204 \text{ km/s}$, 法向速度 $v_{r0} = 0$ 。末端时刻, 飞行器降落在月面, $r_f = a_L = 1738 \text{ km}$, 速度 $v_{rf} = 0$, $v_{\theta f} = 0$ 。

采用遗传算法的参数为: 优化参量的数目 $n = 14$, 种群规模 $N = 20$; 选择策略为采用最优保留策略的轮盘赌法, 每个优化参数交叉概率

$P_c = 0.6$, 变异概率 $p_m = 0.05$, 迭代代数 $T_{iter} = 10000$ 。

计算结果为, 飞行器飞行时间为 218.44 s ; 最优推力为 2.989 kN , 这大约是飞行器在月面附近初始重量的 3.75 倍; 推力的方向角变化曲线如图2所示, 由该图及式(1)中 β 的定义可以看出, 推力径向分量在初始阶段大约 $1/4$ 的时间保持在使飞行器下降的方向上, 以后逐渐变为指向飞行器上升方向以克服由于月球引力引起的径向速度。图3为月心距、极角、径向速度和横向速度的变化曲线。其中: 月心距一直在减小; 飞行器的横向速度也一直在减小; 而径向速度沿指向月心方向, 先增大后减小, 其极值的大小超过了 100 m/s ; 软着陆飞行极角 $\theta - \theta_0 = 6.30^\circ$ 。最终燃料消耗为飞行器总质量的 44.38% 。

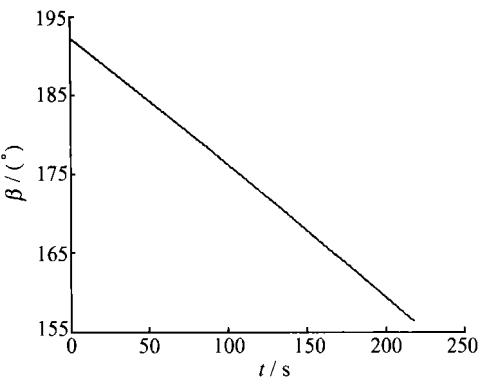


图2 推力方向角变化曲线

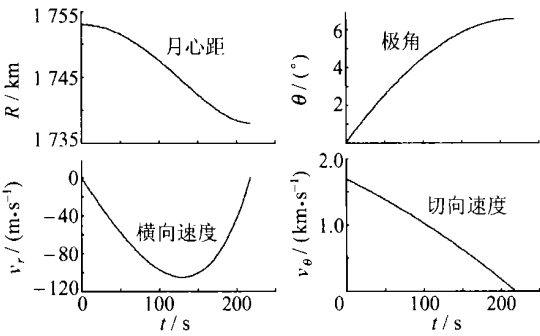


图3 飞行器轨道参数变化曲线

上述仿真结果有以下结论:

如果只考虑燃料最优的情况, 在保障安全着陆的前提下, 可以选择推力较大的发动机完成软着陆任务。

在推力很大的情况下, 飞行器会出现轨道高度持续快速下降的过程。飞行器在指向月心的径向方向上作用时间较长, 总体飞行时间较短, 轨道高度变化会很剧烈, 飞行的月心极角较小, 径向速度的最大

值也会很大, 径向和横向速度的变化就越剧烈。

5 结束语

本文将遗传算法应用于推力幅值恒定的登月飞行器在月球表面软着陆轨道的优化研究, 给出了飞行状态和控制变量的仿真结果。仿真结果说明, 将遗传算法应用于轨道优化不存在传统优化方法对初值依赖的问题, 并可以搜索到全局最优解。

参考文献 (References)

[1] 王大轶, 李铁寿, 马兴瑞. 月球最优软着陆两点边值问题的数值解法[J]. 航天控制, 2000, (3): 44-49.
WANG Dayi, LI Tieshou, MA Xingrui. Numerical solution of TPBVP in optimal lunar soft landing [J]. *Aerospace Control*, 2000, (3): 44-49. (in Chinese)

[2] 王, 崔乃刚, 刘瞰. 定常推力登月飞行器最优软着陆轨道研究[J]. 高技术通讯, 2003, 13(4): 39-42.
WANG Jie, CUI Naigang, LIU Dun. Study on soft-landing trajectory of constant-thrust-amplitude lunar probe [J]. *High Technology Letters*, 2003, 13(4): 39-42. (in Chinese)

[3] 米凯利维茨. 演化算法和数据编码的结合[M]. 周家驹, 何险峰. 北京: 科学出版社, 2000.
Michalewicz Z. Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs [M]. ZHOU Jiaju, HE Xianfeng. Beijing: Science Press, 2000. (in Chinese)

[4] 李琳琳. 遗传算法在控制中的应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1998.
LI Linlin. Application of Genetic Algorithm in Control Theory [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1998. (in Chinese)

[5] 曾国强, 郝晓宁, 任萱. 月球卫星最优小推力变轨研究[J]. 天文学报, 2000, 41(3): 289-299.
ZENG Guoqiang, XI Xiaoning, REN Xuan. A study on the optimal low thrust orbit maneuver of lunar satellite [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2000, 41(3): 289-299. (in Chinese)

[6] 张彤, 张华, 王子才. 浮点数编码的遗传算法及其应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2000, 32(4): 59-61.
ZHANG Tong, ZHANG Hua, WANG Zicai. Float encoding genetic algorithm and its application [J]. *J of Harbin Institute of Technology*, 2000, 32(4): 59-61. (in Chinese)

[7] 刘瞰. 空间飞行器轨道动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1991.
LIU Dun. Foundation of Astrodynamics [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1991. (in Chinese)

[8] Pierson B L, Kluever C A. Three-stage approach to optimal low-thrust earth-moon trajectories [J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(6): 1275-1282.

[9] Chuang C H, Goodson T D, Hanson G. Fuel-optimal, low- and medium-thrust orbit transfers in large numbers of burns [A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference [C]. Scottsdale A Z. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. 158-166.

[10] Noton M. 现代控制理论[M]. 北京: 科学出版社, 1979.
Noton M. Modern Control Theory [M]. Beijing: Science Press, 1979. (in Chinese)

科技简讯

SARS 病毒生物信息学研究获进展

2003 年 5 月, 清华大学生物系教授孙之荣等通过艰苦努力, 在 SARS 冠状病毒的全基因组和蛋白质组研究方面取得进展。这对于进一步阐明非典病毒特性、发病机制及疫苗、新药的研究, 具有重要的指导意义。

研究人员利用生物信息学手段, 对 SARS 冠状病毒所有 27 个蛋白质的分子量、等电点、分子消光系数等物理化学性质进行预测和计算分析, 为这些蛋白质的分离、提取和纯化提供了重要的信息。同时通过蛋白质的亚细胞定位预测、保守序列家族搜索以及同源序列比对, 推测出一些功能未知蛋白质的功能。

他们还就 SARS 病毒不同毒株之间的亲缘关系, 以及与其它冠状病毒的进化关系进行研究。对 SARS 冠状病毒全基因组和蛋白质组多样性进行了研究, 发现 SARS 冠状病毒基因进化速度非常快, 检测到一些重要位点的变异, 对于 SARS 疾病的防控及疫苗的研究有重要帮助。利用蛋白质的亚细胞定位预测方法, 推测 M 蛋白定位在高尔基体, 提出了生活周期的新认识, 对细胞的浸染过程做出了明确的阐述。(周月红 刘英楠)

(<http://news.cic.tsinghua.edu.cn>, 2003-6-10)