

登月探测器轨道计算的自动寻优设计*

肖齐英 黄教民 王正志

李明强

(国防科学技术大学自动控制系)

(北京仿真中心)

摘要 研究探测器从停泊轨道出发飞向月球并击中月球的轨道自动寻优设计问题。着重讨论登月轨道计算的自动寻优设计。最后给出实验结果。

关键词 登月探测器, 标准轨道, 自动寻优, 瞄准角

分类号 V212.128

Calculation of the Automatical Optimizing Trajectory of Lunar Prober

Xiao Qiyong Huang Jiaomin Wang Zhengzhi Li Mingqiang

(National University of Defence Technology)

(Beijing Simulation Center)

Abstract The purpose of this paper is to solve the problem of designing optimized trajectory, based on the task that the prober is launched from the anchorage orbit and lands on the moon. This paper emphasizingly discusses the design of automatical optimizing trajectory calculation of lunar prober. Finally, simulation results show good standard trajectory.

Key words lunar prober, standard trajectory, automatical optimizing, aiming angle

登月探测器轨道是指探测器从地球附近的停泊轨道上发射入轨直到击中月球这段时间内探测器质心运动轨迹。我们设计的击中轨道是指入轨点参数选定后,在登月过程中不加制导,使探测器击中月球的轨道。考虑到停泊轨道倾角 i_c 与月球轨道倾角 i_L 相差较大,因此,设计登月探测器轨道属于非共面的轨道拦截问题。研究拦截问题要解两点边值问题,为此必须选好初值。我们首先采用简化数学模型,以此模型的解作为初始估值。考虑摄动的数学模型与简化的数学模型由另文介绍,本文仅讨论在此基础上如何选择登月入轨速度、入轨时刻以及瞄准角来自动寻优标准轨道。其中,瞄准角为入轨点与着月点的地心夹角。

* 1996年4月25日收稿

1 设计技术指标

我们的目的是设计从停泊轨道上出发的登月轨道，并满足如下技术指标：(1) 探测器飞行时间为 $d_1 \sim d_2$ h；(2) 探测器着月时为当地白天；(3) 探测器着月时着月点面向地球；(4) 探测器着月前 t_1 h，着月后 t_2 h，均在测控站 1(L_1, B_1)和测控站 2(L_2, B_2)的视界内，其中， L_1, L_2 为地理经度， B_1, B_2 为地理纬度；(5) 探测器着月速度不超过 v_0 km/s；(6) 探测器着月入射角不超过 DET_0 。另外，停泊轨道的半径为 r_1 km，轨道倾角为 i_c 。满足上述技术指标的登月轨道我们称为标准轨道。

2 轨道寻优设计

2.1 轨道设计

我们设计的轨道是不加制导的登月轨道，因此，要确定初始位置，再通过积分击中月球或能在月球附近飞离，然后通过寻优找到标准轨道。轨道寻优设计重点在入轨时刻 T_1 和瞄准角 F 这两个关键因素上，另外，也考虑了登月探测器的速度。

2.2 可调量对各项技术指标的影响

2.2.1 登月速度 v 、瞄准角 F 与入轨时刻 T_1

v 是一个敏感量，它直接决定技术指标(1)~(5)，也间接决定技术指标(6)，即如果 v 不适合，不管怎样调其它两个量，都不可能满足(6)。因此，必须首先确定合适的 v 。

F 是一个与 v 有关的量，它直接影响能否击中月球和击中月球后的各项技术指标。我们通过简化数学模型求其初值。初值确定后，再对其进行微调，微调时直接影响各项技术指标且对各项技术指标影响很大。

T_1 也是一个特别敏感的量，它直接影响能否击中月球和击中月球后的各项技术指标。我们通过窗口确定着月时刻 T_2 ，又通过简化数学模型求出飞行时间 t ，这样我们就得出入轨时刻初值 $T_1 = T_2 - t$ 。再对其进行微调。微调时直接影响各项技术指标。

T_1 与 F 对各项技术指标起着同样重要的作用。尽管如此，因为初始轨道基本上都是不着月轨道或各项技术指标均不满足的着月轨道，因此， T_1 和 F 的确定原则越简单越好。事实上轨道参数的摄取相当于随机选取初始状态，通过寻优收敛到目标状态。

2.2.2 ΔF 与 Δt

ΔF 是 F 的修正量， Δt 是 T_1 的修正量，实际瞄准角 $F = F + \Delta F$ ，实际入轨时刻 $T_1 = T_1 + \Delta t$ ， ΔF 与 Δt 可正可负。我们把由 v, F, T_1 确定的轨道称为初始轨道，其各项技术指标不一定满足。在此基础上调整 ΔF 与 Δt ，直到满足各项约束条件。

2.2.3 ΔF 与 Δt 双参数循环交替串行寻优

实际表明技术指标(1)、(4)、(5)只受速度的影响。 ΔF 与 Δt 只是帮助实现合适速度的最佳满足；技术指标(2)、(3)只受着月时刻影响，着月时刻受入轨时刻和速度的影响，因而也受速度的影响，但 Δt 不足以影响(2)、(3)，可以认为 ΔF 与 Δt 也只是帮助实现(2)、(3)，但技术指标(6)是最苛刻的要求， ΔF 与 Δt 决定着(6)。下面着重讨论：

近月距 R (或着月入射角 DET) 与 ΔF 的关系；近月距 R (或着月入射角 DET) 与 Δt 的关系；近月距 R (或着月入射角 DET) 与 $\Delta F, \Delta t$ 的关系。

(1) 近月距 R (或着月入射角 DET) 与 ΔF 的关系 ($R > 1738\text{km}$)

Δt 一定时, 我们发现 R (或 DET) 与 ΔF 密切相关, R (或 DET) 与 ΔF 有下面两种关系, 在任何情况下必满足其一且只满足其一。

a) ΔF 增加时, R (或 DET) 减小, 但随着 ΔF 的不断增大, R (或 DET) 减小的幅度越来越小, 直至不再减小。此时继续增大 ΔF 时, R (或 DET) 开始增加。

b) ΔF 减小时, R (或 DET) 减小, 但随着 ΔF 的不断减小, R (或 DET) 减小的幅度越来越小, 直至不再减小。此时继续减小 ΔF 时, R (或 DET) 开始增加。

(2) 近月距 R (或着月入射角 DET) 与 Δt 的关系 ($R > 1738\text{km}$)

ΔF 一定时, 我们发现 R (或 DET) 与 Δt 密切相关, R (或 DET) 与 Δt 有下面两种关系, 在任何情况下必满足其一, 且只满足其一。

c) Δt 增加时, R (或 DET) 减小, 但随着 Δt 的不断增大, R (或 DET) 减小的幅度越来越小, 直至不再减小。此时继续增大 Δt 时, R (或 DET) 开始增加。

d) Δt 减小时, R (或 DET) 减小, 但随着 Δt 的不断减小, R (或 DET) 减小的幅度越来越小, 直至不再减小。此时继续减小 Δt 时, R (或 DET) 开始增加。

(3) 近月距 R (或着月入射角 DET) 与 $\Delta F, \Delta t$ 的关系

在速度合适的情况下, 任何时候 ΔF 或 Δt 的某一方向 (增大与减小) 的调整必使 R (或 DET) 逐渐减小, 直至满足要求, 如果 ΔF 或 Δt 的任何方向的调整都不能使 R (或 DET) 减小, 则说明登月速度不适合, 必须改变登月速度。根据这个思想可以设计轨道寻优算法如下:

循环, 当 $R > 1738$ 或 $DET > DET_0$ 时, 反复执行

(1) 先固定 Δt , 按 a) 或 b) 寻优最佳 ΔF 。

在寻优过程中若 $R \leq 1738$ 且 $DET \leq DET_0$, 则算法结束。返回 $\Delta F, \Delta t$ 对应的轨道。

(2) 固定 ΔF , 按 c) 或 d) 寻优最佳 Δt 。

在寻优过程中若 $R \leq 1738$ 且 $DET \leq DET_0$, 则算法结束。返回 $\Delta F, \Delta t$ 对应的轨道

(3) 当循环次数大于设定次数时, 算法结束。

算法结束时如果还未搜索到标准轨道, 下次可继续接着此结果搜索。

3 仿真实验结果

在实验中, 我们采用双参数循环交替串行寻优算法。并假定技术指标中: $d_1 = 62\text{h}, d_2 = 72\text{h}, t_1 = 4\text{h}, t_2 = 4\text{h}, L_1 = 120^\circ, B_1 = 25^\circ, L_2 = 80^\circ, B_2 = 40^\circ, v_0 = 2.65\text{km/s}, r_1 = 200\text{km}, i_1 = 43^\circ, DET_0 = 5^\circ, T_1 = 1997$ 年 8 月 25 日 1 时 30 分 0 秒, $v = 10.950\text{km/s}$ 。通过计算发现, 该轨道是击中月球轨道, 但各技术指标均不满足; 这时, 根据轨道寻优算法自动调整 ΔF 与 Δt , 如表 1。

最后, 找到最佳的 $\Delta F = -2700.00''$ 与 $\Delta t = 800.00\text{s}$, 从而找到了标准登月轨道。标准轨道入轨点参数 (o, x, y, z 地心赤道惯性坐标系):

$T = 1997$ 年 8 月 22 日 7 时 41 分 25.3018 秒,

$X = -2318865.882\text{m}, Y = -5672719.396\text{m}, Z = -2390607.049\text{m},$

$V_x = 8889.688\text{m/s}, V_y = -970.793\text{m/s}, V_z = -6319.296\text{m/s},$

表 1 仿真实验结果

次数/总次数	ΔF (")	Δt (s)	以前最佳 DET (°)	当前 DET (°)	次数/总次数	ΔF (")	Δt (s)	以前最佳 DET (°)	当前 DET (°)
1/50	0.00			24.38	17/50	-1620.00	500.00	12.34	12.37
2/50	180.00	0.00000	24.38	26.05	18/50	-1440.00	400.00	12.34	13.58
3/50	-180.00	0.00000	24.38	22.82	19/50	-1800.00	400.00	12.34	11.31
4/50	-360.00	0.00000	22.82	21.36	20/50	-1980.00	400.00	11.31	10.57
5/50	-540.00	0.00000	21.36	20.03	21/50	-2160.00	400.00	10.57	10.16
6/50	-720.00	0.00000	20.03	18.84	22/50	-2340.00	400.00	10.16	10.12
7/50	-900.00	0.00000	18.84	17.81	23/50	-2520.00	400.00	10.12	10.47
8/50	-1080.00	0.00000	17.81	16.97	24/50	-2340.00	500.00	10.12	8.73
9/50	-1260.00	0.00000	16.97	16.34	25/50	-2340.00	600.00	8.73	7.74
10/50	-1440.00	0.00000	16.34	15.94	26/50	-2340.00	700.00	7.74	7.30
11/50	-1620.00	0.00000	15.95	15.79	27/50	-2340.00	800.00	7.30	7.51
12/50	-1800.00	0.00000	15.79	15.89	28/50	-2160.00	700.00	7.30	8.61
13/50	-1620.00	100.00	15.79	14.48	29/50	-2520.00	700.00	7.30	6.34
14/50	-1620.00	200.00	14.48	13.43	30/50	-2700.00	700.00	6.34	5.90
15/50	-1620.00	300.00	13.43	12.70	31/50	-2880.00	700.00	5.90	6.09
16/50	-1620.00	400.00	12.70	12.34	32/50	-2700.00	800.00	5.90	4.95

标准轨道着月点参数（着月点在月固坐标系中的坐标）：

$$x = 1355.484\text{km}, y = -1087.719\text{km}, z = 13.179\text{km},$$

着月时各技术指标为：(1) 探测器飞行时间 63.1472h；(2) 探测器着月时，着月点阳光入射角为 41.89°，着月点为当地白天；(3) 探测器着月时着月点面向地球；(4) 探测器着月前 4h，测控站 1 和测控站 2 均能观测到；着月后 4h 测控站 1 能观测到，着月后 7h 测控站 2 能观测到；(5) 探测器着月速度 2.639km/s，不超过 2.65km/s；(6) 探测器着月入射角 4.95°。各技术指标均满足。

4 结束语

登月轨道设计问题，尤其是登月轨道自动寻优，在我国还是一个新课题。在研究轨道寻优过程中，我们对寻优思想进行了大量的研究，找到了好的轨道自动寻优算法，能较快地找到登月标准轨道。经过大量实验表明，该算法在轨道寻优方面比人工寻优更高效、更完备，增强了轨道调试的准确性。

参 考 文 献

- 1 肖 峰. 球面天文学与天体力学基础. 长沙：国防科技大学出版社，1989：152~224
- 2 任 贇. 人造地球卫星轨道力学. 长沙：国防科技大学出版社，1988：42~68
- 3 刘 林. 人造地球卫星轨道力学. 北京：高等教育出版社，1992：47~427

(责任编辑 张 静)