

月球探测器月面软着陆制动轨道研究*

曾国强 赵汉元 郝晓宁

(国防科学技术大学自动控制系 长沙 410073)

摘要 本文讨论了月球探测器垂直接近月面情形下, 制动方案选择和轨道优化问题。

关键词 月球探测器, 软着陆, 制动方案, 轨道优化

分类号 V212.12

A Study on Soft-landing Orbit of Lunar Detector

Zeng Guoqiang Zhao Hanyuan Xi Xiaoning

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract In this paper, braking scheme and orbital optimization are discussed, assuming that the lunar detector approaches the moon vertically.

Key words lunar detector, soft-landing, braking scheme, orbital optimization

对月球的探测有绕月飞行和直接着陆两类, 直接着陆又分为硬着陆和软着陆。硬着陆指探测器直接与月球碰撞, 不实施制动; 而软着陆则是指探测器以很小的相对速度落至月面, 从而保证仪器设备完好无损, 获得丰富的科学资料。但是, 要实现软着陆, 必须对探测器实施制动。由于月面没有空气, 必须由制动发动机来制动。一般而言, 固体发动机存在总冲偏差, 液体发动机存在推力偏差, 测量器件也有偏差。这些干扰源的作用, 使探测器的软着陆变得困难, 因此, 必须选择合适的制动方案。此外, 探测器的有效载荷受固体发动机装药量、固体发动机和液体发动机工作高度的影响。如何优化这些参数使有效载荷最大, 是一件有意义的事情。

1 软着陆制动方案研究

1.1 登月数学模型

本文只讨论探测器垂直接近月面的情况。以垂直月面向上为正方向建立动力学方程。如图1

* 1996年3月18日收稿

$$\begin{cases} \dot{r} = v \\ \dot{v} = -\frac{\mu_{\text{月}}}{r^2} + \frac{p}{m_0 - Q \cdot t} \end{cases} \quad (1)$$

式中： $\mu_{\text{月}}$ 为月球引力常数， m_0 为制动初始质量， Q 为秒耗量， p 为发动机推力， r 为月心到探测器矢径。当探测器自由下降时 $p=0$ ，这时可由(1)式积分得解析表达式

$$v^2 - v_0^2 = 2\mu_{\text{月}} \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{r_0} \right)$$

而当 $p \neq 0$ 时，方程组(1)没有解析解，这给设计带来一定麻烦。注意到制动过程是在距月面很近(80km 左右)时进行，高度相距 80km 的两点引力加速度相差仅 8.5%，并且固体发动机的推力远远大于月球引力，液体发动机推力也是月球引力的数倍。因此，考虑在设计时作一近似，取所研究制动段中点的引力加速度值 $g_{c,p}$ 取代 $\frac{\mu_{\text{月}}}{r^2}$ ，这样可使(1)式有解，大大简化了初步设计。(对引力加速度的近似，相当于在制动段引入了一个干扰力 $\Delta g = m \cdot \frac{\mu_{\text{月}}}{r^2} - mg_{c,p}$ ，其影响可在下一级中消除。)

近似后积分(1)式得：

$$\begin{cases} v = v_0 - g_{c,p} \cdot t - \frac{p}{Q} \cdot \ln \frac{m_0 - Q \cdot t}{m_0} \\ r = r_0 + v_0 \cdot t - \frac{1}{2} g_{c,p} \cdot t^2 + \frac{p}{Q^2} \left[(m_0 - Q \cdot t) \ln \frac{m_0 - Q \cdot t}{m_0} + Q \cdot t \right] \end{cases}$$

1.2 制动方案选择

假设制动方案为一级制动，也就是固体发动机一次点火制动，降至月面。显然，这只有在最理想的情况下，才可实现软着陆。而实际上，任何一种干扰源的作用都将使探测器远离标准轨道，从而使软着陆失败。因此，在用固体发动机制动之后，还必须用小推力液体发动机来进一步修正偏差，使探测器回至标准轨道。也就是说，必须采用两级制动的方案，至于液体发动机是一次点火还是多次点火，则需作进一步分析。

文献[1]指出，前苏联的“月球 9 号”采用两级制动的方案。主发动机熄火后，利用小火箭发动机一次制动至距月面 5 米，软着陆成功。

根据我国实际情况，由于固体发动机的偏差较大，再加上敏感元件精度限制，单靠液体发动机一次工作无法消除各种干扰的影响。取测量元件偏差 1%，仿真结果表明，液体发动机一次工作的方案不能完成任务，着月速度大于 20m/s，故考虑液体发动机两次点火工作。

文献[2]中讲述了美“勘测者”系列软着陆过程，也是两次制动，在液体发动机一次工作终点（此时速度为 -1.5m/s）用变推力发动机使探测器匀速下降至月面。

根据我国国情，提出下面的制动方案：采用固、液发动机两级制动，液体发动机两次启动工作的制动方案。具体制动过程是：探测器自 h_0 高度自由下落，至设定点火高度 h_1 ，固体发动机工作，耗尽关机，抛离壳体；探测器自由下降至第一条开关曲线，液体发动机工作至 $v = -1.5$ 或 $h = h_{\text{设计}}$ 时关机；再次下降与第二条开关曲线相遇，发动机二次点

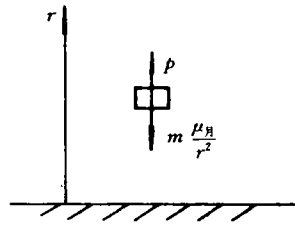


图 1 制动受力图

火，制动到 $v = -1.5$ 或 $h = 4\text{m}$ ；之后自由降至月面。

示意图如图 2。

由图 2 可以看出：第一次制动的终点只要落在下一条开关曲线之上，相点 (v, h) 必沿着开关曲线运动。这样，上一级制动的偏差在这一级制动中得以衰减。并且，测距偏差正比于高度，测速偏差正比于速度。故随着高度、速度的减小，敏感元件的测量误差的影响减小。制动段⑥的起始高度和速度都远小于制动段①的，因此制动时间也相应缩短，推力偏差的影响也减小。这样就实现了逐级衰减干扰影响的思想。仿真结果表明：采用这个方案可以实现软着陆。表 1 的结果是以 $v_0 = -2650\text{m/s}$, $h_0 = 100000\text{m}$ 为例计算的。（各种偏差最大为 $\pm 1\%$ ），从表中可看出误差的影响被逐级衰减。

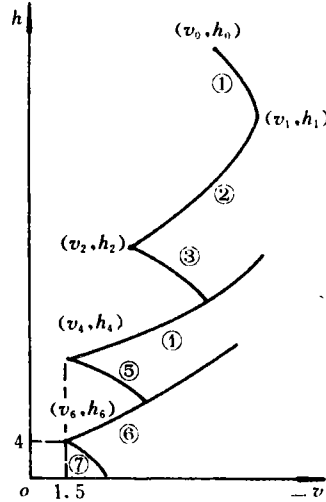


图 2 制动方案示意图

符号说明：

h_1 ：固体发动机点火高度

①、③、⑤、⑦：自由下降段

②：固体制动段

④：液体发动机第一条开关曲线

⑥：液体发动机第二条开关曲线

表 1 标准轨道与误差轨道参数对比

参数 轨道	h_0 v_0	h_2 v_2	h_4 v_4	h_6 v_6	$v_{\text{着陆}}$
标准轨道	100000.0 -2650.0	6895.5 -77.5	230.6 -1.5	4.0 -1.5	-3.9
误差轨道 1	100000 -2676.5	6168.8 -131.2	431.3 -1.5	4.0 -3.9	-5.3
误差轨道 2	100000 -2623.5	7759.7 -25.3	230.0 -3.2	5.6 -1.5	-4.5
误差轨道 3	100000 -2676.5	6046.7 -128.6	230.0 -31.2	7.5 -1.5	-5.1
误差轨道 4	100000 -2676.5	4630.1 -132.1	230.0 -12.5	5.8 -1.5	-4.58
误差轨道 5	100000 -2623.5	9205.4 -23.9	360.7 -1.5	4.0 -3.6	-5.11

说明：各参数定义见图 2，单位为国际制单位。

2 制动轨道优化

2.1 理想情况下燃料最省轨道

理想情况下最优轨道如图 3 所示。

文献[3]对于无任何偏差情况下燃料最省指标的最优控制进行了严格证明。指出：无

偏差时一次制动最省燃料，即探测器自 (h_0, v_0) 降至 (h_1, v_1) 后，采用一次点火制动主案，工作至原点。

文献[1]亦指出：理论上讲，为了减少消耗在制动上的推进剂，在与月球距离最小时，采用极大的推力制动最有利于节省燃料。制动时间越长，重力损耗越大。但在实际中，由于受发动机本身的限制以及其它因素的制约，制动加速度不可能太大。

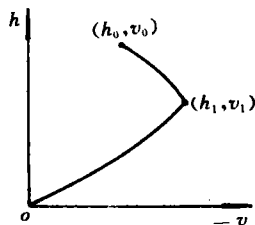


图3 理想情况下最优轨道

2.2 各种干扰作用下轨道优化

由于实际中存在许多干扰，严格理论证明下的优化轨道几乎不存在。本文试图从理想情况进行外推，并经大量仿真计算来获取一些基本准则：

(1) 在制动最大过载限制内，增大推力值，以缩短制动时间，减少重力损耗。

(2) 固体制动段终点速度 v_2 尽量小，这样可以减轻液体制动段的负担。因为液体发动机推力小，结构比也小，制动时重力损耗远比固体制动段大。

(3) 在保证各干扰作用下固体制动段终点 (v_2, h_2) 在液体开关曲线之上的前提下，压低固体发动机点火高度；保证液体发动机第一次熄火点 (v_4, h_4) 在第二条开关曲线之上的前提下，压低液体发动机第一次熄火点 h_4 高度。

表2 最优轨道与其它轨道参数对比

以上三条准则，通过大量仿真计算的检验，证明对于节省燃料是有效的。由于节省燃料与提高有效载荷是一致的，表2中用有效载荷代替燃料值（有效载荷指探测器中除去动力系统以外的仪器、设备）。

参数 轨道	推力值 (N)	v_2 (m/s)	h_1 (m)	h_4 (m)	有效载荷 (kg)
最优轨道	73278	-77.5	69887	230	423.8
其它一	73278	-77.5	71000	230	419.5
其它二	73278	-77.5	69887	300	422.6
其它三	73217	-77.5	69887	230	423.4
其它四	73105	-87.4	70683	257	419
其它五	73105	-87.4	72000	257	414.2
其它六	73105	-87.4	70683	300	418.3
其它七	73039	-87.4	70683	257	418.5

从表2可看出：三条准则对于提高有效载荷有明显作用。

3 结束语

本文提出的固、液发动机两级

制动，液体发动机两次点火工作的制动方案是一种逐级衰减干扰影响的方案。优点是在液体发动机推力有偏差、测量误差也存在的情况下，仍可完成软着陆的任务。利用对轨道参数的优化准则可以有效地节省燃料。本文的结论是在探测器垂直接近月面时得出，但对于非垂直接近月面的情况仍具有一定参考价值。

参考文献

- 1 B. H. 列凡托夫斯基. 宇宙飞行力学基础. 凌福根等译. 北京: 国防工业出版社, 1979: 103~108
- 2 Richard K C. Lunar missions and explorations. New York: John wiley & sons. Inc. 1964: 342~346
- 3 王照林. 现代控制理论基础. 北京: 国防工业出版社, 1981: 283~287

(责任编辑 张 静)