月球重力转弯软着陆的模糊变结构控制

朱建丰 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083)

摘 要：针对月球软着陆的最终段，提出了以重力转弯方式进行软着陆的模糊变结构制导律.首先设计了次优滑动面，然后引入模糊控制器，使滑动变量逐渐收敛到0，实现安全着陆.考虑了发动机推力偏差、着陆器初始质量估计偏差、月球引力加速度偏差、初始条件干扰、敏感器测量误差及姿态跟踪误差.并用 Monte Carlo 技术验证了所设计的模糊变结构制导律具有很强的鲁棒性，能够克服各种随机偏差及干扰的影响.因此，所设计的软着陆制导律是可行的，并且只须以斜向距离和斜向速度作为输入，工程实现简单.

关 键 词：月球着陆；滑动模态控制；蒙特卡洛方法

中图分类号：V 448.2；V 476.3

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)05-0539-05

Fuzzy variable structure control for lunar gravity-turn landing

Zhu Jianfeng Xu Shijie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on fuzzy variable structure control, a new guidance law of gravity-turn landing has been developed for the terminal descent phase of lunar soft landing. The sub-optimal sliding surface and fuzzy controller were designed to drive sliding variable converging to zero that would make a soft landing on the lunar surface safely. The bias of the descent engine's thrust, the estimation of the lander's initial mass and the lunar gravitational acceleration, the disturbances of initial conditions, the measurement error of sensors and attitude tracking error were considered. The Monte Carlo simulation has demonstrated that the guidance law is robust to all bias and disturbances. Therefore, the guidance law designed is feasible. It requires only slant range and slant range rate, and it is easy to implement in lunar soft landing mission.

Key words: lunar landing; sliding mode control; Monte Carlo methods

在月球或其他行星表面实现软着陆是非常复杂的，特别是对于最终着陆段的制导律设计，要兼顾燃料最优性和着陆器安全性.在过去的几十年，发展了许多种月球或行星表面软着陆技术.如 Apollo 采用了分段制导的方法，且引入了人工控制，使得着陆器的安全性得到了保证，但是制导律的设计与切换很复杂，且不适用于无人着陆器.Surveyor 则采用了工程实现相对简单的重力转弯软着陆技术，非常适用于无人着陆器的制导律设计，是目前最有效的技术之一.

重力转弯软着陆，是指在着陆过程中通过着陆器的姿态控制系统使制动推力方向始终与速度方向相反.采用这种着陆方式，可使着陆器的控制系统相对简单，能保证正确的着陆姿态，且燃料消耗是次优的[1]，比较适用于低成本的软着陆任务.在过去的几十年中，重力转弯软着陆技术得到了广泛的研究[1-7]，并且已经成功地应用于月球[8]和火星[9]的实际任务中.Dunn，McInnes 和 Sun Junwei 设计了闭环的软着陆制导律[1-5]，但是它们都是基于制动发动机的推力可连续调节进行

收稿日期：2006-07-04

基金项目：国家自然科学基金(60535010)资助项目

作者简介：朱建丰(1979—)，男，江苏吴江人，博士生，littlezhu@126.com.

的，要在工程上实现是相当困难的. Citron[6] 和王大轶[7] 虽然都找到了以恒定推力实现软着陆的方法，然而都是开环的，且没有考虑敏感器的测量误差. 在过去的研究中几乎都没有考虑着陆器的初始质量估计偏差、制动发动机的推力偏差以及月球引力摄动，而在实际的软着陆任务中，由于各方面的因素，这些偏差都是存在的，它们可能会影响燃料的最优性和着陆器的安全性.

本文研究月球重力转弯软着陆技术，主要是研究最终着陆段的制导律设计问题. 文中以模糊变结构控制理论为基础，在考虑了着陆器的初始质量估计偏差、制动发动机的推力偏差、月球引力摄动和敏感器的测量误差之后，设计了月球重力转弯软着陆制导律，该制导律只须着陆器的斜向距离与斜向速度作为输入，工程实现较简单，且具有很强的鲁棒性.

1 重力转弯软着陆过程描述

对于最终着陆段，可以不考虑月球的曲率，认为着陆器在平坦表面上运动，受垂直于表面的均匀引力场作用，其大小为 g 且沿 z 轴方向，制动力沿着陆器本体轴 z_b 方向，则下降轨迹在同一平面内，其动力学方程可描述为

$$\dot{v} = -f/m + g\cos\psi \tag{1a}$$

$$\dot{\psi} = (-g\sin\psi)/v \tag{1b}$$

$$\dot{R} = -v \tag{1c}$$

$$\dot{m} = f/I_{sp} \tag{1d}$$

式中，v 为着陆器的斜向速度；f 为制动发动机的推力(只能为 0 或正常数 F)；m 为着陆器的质量；g 为月球引力加速度；ψ 为姿态角；R 为着陆器到月面的斜向距离(沿速度方向)；I_{sp} 为制动发动机比冲. v，R 和 ψ 可分别由多普勒雷达、激光测距仪和惯性测量元件的输出得到. 图 1 为月球重力转弯软着陆过程的示意图.

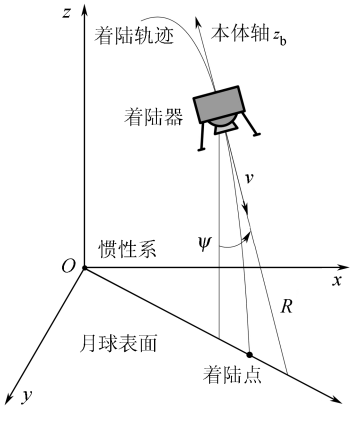


图 1 重力转弯软着陆过程示意图

在着陆过程中可通过制动发动机的开/关来控制着陆器的斜向速度，当着陆器底部的探针接触月面时，强制关闭发动机，着陆器以正确的姿态自由下落，安全实现月面软着陆.

2 重力转弯软着陆制导律设计

在着陆过程中，假定姿态控制系统可以保证制动发动机的推力方向与着陆器的速度方向始终相反. 因而着陆器的唯一控制输入为制动发动机的推力. 在最终着陆段，ψ 一般都比较小，可近似为 0，且着陆器的质量变化不大，可认为是恒值，那么着陆器的动力学方程可以简化为

$$\left.\begin{aligned} \dot{v} &= -f/m_0 + g \\ \dot{R} &= -v \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中，m_0 为着陆器质量的初值. 显然，此系统的燃料最优控制是一个 bang－bang 控制问题，其切换函数为

$$\Gamma(R,v) = v^2 + 2(g - F/m_0)R \tag{3}$$

由于在着陆过程中，R 始终大于零，则可以选取重力转弯软着陆的滑动变量如下：

$$s = -v + \sqrt{2(a-g)R} \tag{4}$$

式中，$a = F/m_0 > g$. 将式(4)对时间求一阶导数，并将式(1a)和(1c)代入，可以得到：

$$\dot{s} = f/m - g\cos\psi - v\sqrt{a-g}/\sqrt{2R} \tag{5}$$

使用到达条件 $s>0, \dot{s}<0$ 及 $s<0, \dot{s}>0$，可以证明，如果选用如下控制律：

$$\left.\begin{aligned} f &> m(g\cos\psi + v\sqrt{a-g}/\sqrt{2R}) \quad s<0 \\ f &< m(g\cos\psi + v\sqrt{a-g}/\sqrt{2R}) \quad s>0 \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

能够保证系统的到达运动是渐进稳定的. 但是，考虑到制动发动机的推力只能为 0 或恒定正值，必须对以上控制律进行修改，以滑动变量 s 作为判断发动机开、关的依据，选取如下控制律：

$$f = \begin{cases} 0 & s>0 \\ F & s<0 \end{cases} \tag{7}$$

由于在软着陆过程中，为了节省燃料，应保证恒有 $v>0$，所以只要 F 足够大，控制律(7)能够满足系统的稳定性条件(6). 采用如式(7)的变结构控制律，可以避免连续调节发动机推力的缺点，也不用上下两个方向都安装发动机. 但是，为了保证滑模的存在，发动机要极其频繁地开/关，在现有技术水平上，发动机是无法满足此要求的. 因而导致以上设计的制导律在工程上无法实现，必须加以改进.

3　控制律的实现

在实际的重力转弯软着陆过程中,由于各种因素的影响,制动发动机的推力、着陆器的初始估计质量和月球引力加速度都存在一定的偏差,它们的最大值可以分别记为 ΔF,Δm_0 和 Δg. 如果仍采用式(4)作为滑动变量、式(7)作为控制律,那么当制动发动机的实际推力偏小,或着陆器的实际质量偏大,或实际的月球引力加速度偏大时,都会引起制动发动机的开始制动高度过低,导致着陆器以很高的速度直接撞击月面,从而毁坏着陆器. 因此,在各种偏差存在的情况下,必须对以上选取的滑动变量进行修改,可以采用如下形式的滑动变量:

$$s=-v+\sqrt{2(a_{\mathrm{d}}-g_{\mathrm{d}})R} \tag{8}$$

式中,$a_{\mathrm{d}}=(F-\Delta F)/(m_0+\Delta m_0)$,$g_{\mathrm{d}}=g+\Delta g$.

3.1　切换条件的确定

为了克服制动发动机频繁开/关的缺点,需对控制律(7)进行修改. 选取滑模开关线 $\lambda_1=0$ 和 $\lambda_2=\alpha\sqrt{R}$,其中 α 为大于 0 的系数. 当 s 小于 λ_1 时,发动机开启,并一直工作到 s 等于 λ_2;当 s 大于 λ_2 时,发动机关闭,直到 s 小于 λ_1 时才开启. 可以采用如下的模糊规则来实现.

If $s_k<\lambda_1$ then $f_k=F$;

If $\lambda_1\leqslant s_k<\lambda_2$ and $f_{k-1}=F$, then $f_k=F$;

If $s_k\geqslant\lambda_2$, then $f_k=0$;

If $\lambda_1\leqslant s_k<\lambda_2$ and $f_{k-1}=0$, then $f_k=0$.

其中脚标 k,$k-1$ 表示第 k,$k-1$ 时刻的值. 应用如上的模糊规则后,能够确保滑动变量始终在滑模开关线 λ_1,λ_2 之间运动.

3.2　参数 α 的确定

在重力转弯软着陆开始时,ψ 一般比较小,而且在整个着陆过程中,ψ 必须收敛,只有这样才能保证着陆器以正确的姿态着陆月面. 由式(1b)可知,当 v 小于 0 时,有 $\dot{\psi}>0$,导致 ψ 发散,特别是当 v 接近 -0 时,$\dot{\psi}$ 接近正无穷大,ψ 的发散速度很快,极大地增大了着陆器姿态控制系统的负担,如果姿态控制系统的响应速度不够快,甚至会出现着陆器的翻转,使得发动机推动着陆器加速撞向月面. 因此,必须保证 $v>0$. 另外,从燃料消耗方面考虑,重力转弯软着陆的燃料最优控制是一个 bang−bang 控制[7],斜向速度始终大于 0. 当 $v<0$ 时,说明制动发动机的开启时间过长,浪费了部分燃料,从节省燃料意义上也要求 $v>0$.

当发动机开启时,v 不断减小,使得 s 不断增大. 当 s 到达开关线 λ_2 时,v 达到最小值. 令 s 等于 λ_2,可以求得斜向速度的最小值 $v_{\min}$ 为

$$v_{\min}=(\sqrt{2(a_{\mathrm{d}}-g_{\mathrm{d}})}-\alpha)\sqrt{R} \tag{9}$$

为了满足 v 恒大于 0 的条件,只要 $v_{\min}>0$ 即可. 同时由于 α 为正数,所以它满足如下约束:

$$0<\alpha<\sqrt{2(a_{\mathrm{d}}-g_{\mathrm{d}})} \tag{10}$$

α 影响着发动机的开关次数和最小切换时间. α 大,则开关次数少;反之,开关次数多. 可以看到,当 α 趋近于 0 时,相应的控制律就退化为式(7),使得开关次数在理论上达到无穷大. 而 α 与最小切换时间的关系相对较复杂,因为最小切换时间出现在软着陆的末端,这使得着陆器探针的长度也影响着最小切换时间,所以本文在探针长度确定的条件下,通过仿真来确定参数 α.

4　仿真实例

设定初始条件为:$m_0=420\,\mathrm{kg}$,$\psi_0=10^\circ$,$R_0=2\,500\,\mathrm{m}$,$v_0=20\,\mathrm{m/s}$,$g=1.618\,\mathrm{m/s^2}$,$I_{\mathrm{sp}}=300\,\mathrm{s}$,$F=3\times450\,\mathrm{N}$,$\Delta F=0.01F$,$\Delta m_0=0.05m_0$,$\Delta g=0.01g$. 着陆器的敏感器测量精度如表 1 所示.

表 1　着陆器的敏感器测量精度(1σ)

敏感器类型	参数	精度
激光测距仪	测量噪声	1.0 m+0.02H(H>200 m) 0.2 m+0.02H(H<200 m)
多普勒雷达	测量偏差	0.10 m/s
	测量噪声	0.1 m/s+0.02v(v>200 m/s) 0.1 m/s+0.01v(v<200 m/s)

着陆器的探针长度为 1 m,即当着陆器的斜向距离 R 小于 1 m 时,探针与月面接触,着陆器立即发出信号强制关闭发动机,然后自由落体着陆于月面. 相应的控制参数选为 $\alpha=\sqrt{2(a_{\mathrm{d}}-g_{\mathrm{d}})}-0.2$. 对如下 2 种最坏情况,分别进行数值仿真.

情况 1:

$$F_{\mathrm{c}}=F-\Delta F,\ g_{\mathrm{c}}=g+\Delta g,\ m_{\mathrm{c0}}=m_0+\Delta m_0$$

情况 2:

$$F_{\mathrm{c}}=F+\Delta F,\ g_{\mathrm{c}}=g-\Delta g,\ m_{\mathrm{c0}}=m_0-\Delta m_0$$

F_{c},g_{c} 和 m_{c0} 分别为发动机的实际推力,实际的月球引力加速度和着陆器的实际初始质量. 仿真结果如图 2～图 6 所示.

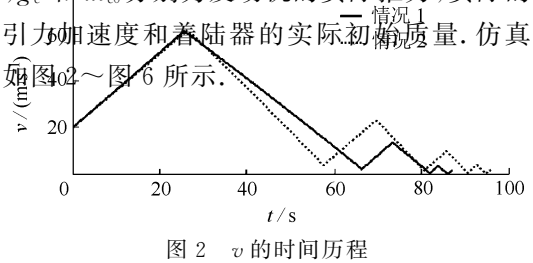


图 2　v 的时间历程

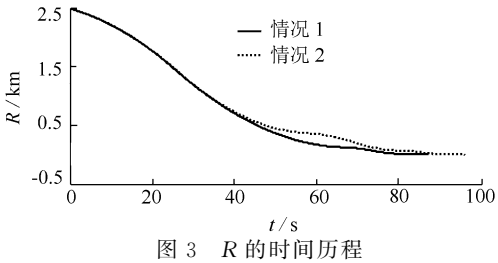


图3 R的时间历程

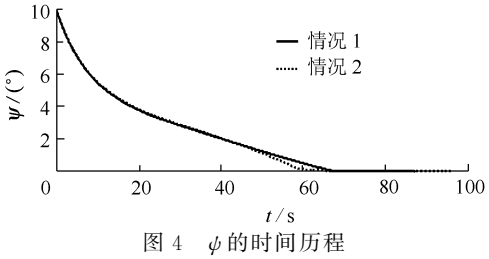


图4 ψ的时间历程

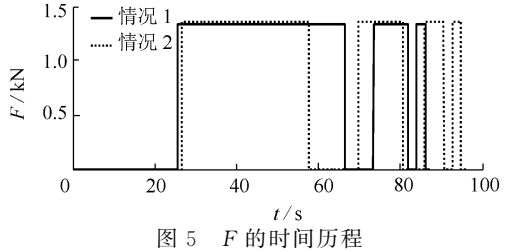


图5 F的时间历程

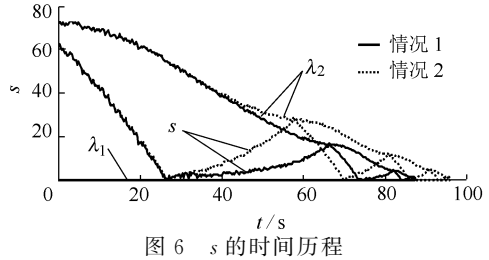


图6 s的时间历程

从以上仿真结果图可以看出:在整个着陆过程中,两种情况的v都大于0,使得ψ单调减小并收敛到0,保证了着陆器以正确的姿态着陆.s始终在开关线λ_1和λ_2之间来回运动,随着R的减小,开关线λ_2随之减小,使得s逐渐收敛到0,v也逐渐减小,保证了着陆器的安全.情况1和2的发动机开关次数分别为3次和4次,最小切换时间分别为2.28 s和1.97 s,一般的发动机都能满足此要求,燃料消耗分别为23.45 kg和22.62 kg,最后的着陆速度分别为1.82 m/s和2.22 m/s,这部分能量完全可以被着陆器的着陆缓冲系统吸收,实现安全软着陆.

5 Monte Carlo模拟验证

在实际的月球软着陆过程中,由于着陆器自身的误差和受空间环境的影响,发动机推力、着陆器初始质量估计和月球引力加速度都存在偏差,并且是未知的,但是这些偏差各自以相应的概率密度随机分布在一定的区间范围内.同时,着陆器的斜向距离和斜向速度的初值也存在一定的偏差,而这两个偏差也是随机的.另外,着陆器的姿态控制系统也不可能完全使制动推力与斜向速度相反,即对ψ的跟踪存在随机偏差和噪声.这些偏差对着陆器的着陆速度和发动机的最小切换时间的影响很复杂,不存在简单的数学关系.因此必须采用Monte Carlo技术,模拟产生各种随机偏差,并与对应的名义值相加,得到各种不同初始条件和干扰的着陆轨道,并进行数值仿真.

假定各种随机偏差分布如表2所示,用Monte Carlo方法模拟10 000条着陆轨道,统计分析各种随机偏差对着陆器的着陆速度,制动发动机的开关次数和最小切换时间的影响.最后,得到的Monte Carlo模拟结果为:制动发动机最多开关5次,着陆器的着陆速度的均值为2.12 m/s,均方差为0.03 m/s,最小切换时间的均值为0.92 s,均方差为0.36 s.图7与图8分别给出了10 000次仿真结果的着陆速度和最小切换时间的分布情况.

表2 各种随机偏差分布

误差来源	分布类型	特征参数
发动机推力	正态分布	$\mu=0$ $\sigma=\Delta F/3$
着陆器初始质量估计	正态分布	$\mu=0$ $\sigma=\Delta m_0/3$
月球引力加速度	正态分布	$\mu=0$ $\sigma=\Delta g/3$
初始斜向距离	均匀分布	[−500,500]m
初始斜向速度	均匀分布	[−10,10]m/s
姿态跟踪偏差	正态分布	$\mu=0$ $\sigma=0.05\pi/180$
姿态跟踪噪声	正态分布	$\mu=0$ $\sigma=0.005\pi/180$

从图7可以看出:着陆器最后的着陆速度比较小,都分布在1.8～2.6 m/s之间,完全能够满

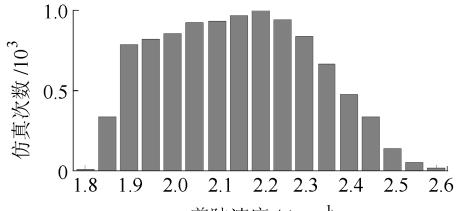


图7 着陆速度分布情况

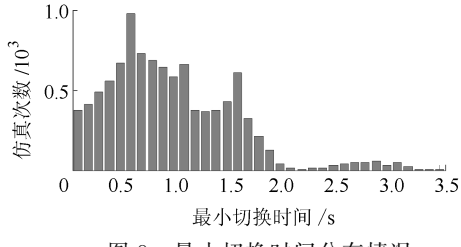


图8 最小切换时间分布情况

足软着陆条件,安全实现着陆.图 8 说明了:绝大部分仿真结果的最小切换时间大于 0.1 s,小于 0.1 s的仿真结果只有 372 次,占总仿真次数的 3.72%,而小于 0.05 s 的仿真结果只有 116 次,占总仿真次数的 1.16%.说明在绝大部分情况下,一般发动机的性能都能满足最小切换时间的限制.

6　结　论

本文研究了以重力转弯方式进行月球软着陆的制导问题,得到了相应的模糊变结构制导律.文中首先建立了燃料次优滑动面,然后引入模糊控制器,使滑动变量始终在两条开关线之间运动,随着开关线的减小,滑动变量逐渐向 0 靠近,斜向距离与斜向速度也随之减小,最后实现安全着陆.在仿真中,考虑了发动机推力偏差、着陆器初始质量估计偏差、月球引力加速度偏差、初始条件干扰、敏感器测量误差及姿态跟踪误差,并用 Monte Carlo 技术验证了所设计的模糊变结构制导律具有很强的抗干扰性,能够安全实现软着陆.此外,这种制导律只须斜向距离和斜向速度作为输入信号,计算量小,在工程上容易实现,具有很好的应用前景.

参考文献(References)

[1] McInnes C R. Nonlinear transformation methods for gravity-turn descent[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(1):247－248

[2] Dunn J C, Sobierajski F. An explicit closed-loop controller for gravity turn landing maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1968, 6(12):2424－2426

[3] McInnes C R. Direct adaptive control for gravity-turn descent[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 22(2):373－375

[4] McInnes C R. Gravity turn descent with quadratic air drag [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20 (2):393－394

[5] Sun Junwei, Cui Pingyuan, Liu Fengqiu. Fuzzy control application to guidance control for lunar gravity-turn[C]// Proceedings of Fourth International Conference on Machine and Cybernetics. Guangzhou: [s. n.],2005:18-21

[6] Citron S J, Dunin S E, Meissinger H F. A terminal guidance technique for lunar landing[J]. AIAA Journal, 1964, 2(3): 503－509

[7] 王大轶, 李铁寿, 马兴瑞. 月球探测器重力转弯软着陆的最优制导[J]. 自动化学报, 2002, 28(3):385－390
Wang Dayi, Li Tieshou, Ma Xingrui. Optimal guidance for lunar gravity-turn descent [J]. Acta Automatica Sinica, 2002, 28(3):385－390(in Chinese)

[8] Cheng R K. Design consideration for surveyor guidance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(11):1569－1576

[9] Ingoldby R N. Guidance and control system design of viking planetary lander[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1978, 1(3):189－196

[10] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 1988
Gao Weibing. Variable structure control theoretical basis [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 1988 (in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)