

# 载人登月软着陆中手动控制制导方案研究

刘莹莹, 吕纪远, 周 军

(西北工业大学 精确制导与控制研究所, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 针对载人登月软着陆的接近段和着陆段, 研究手动控制重新选址方案。首先引入了载人登月阶段划分, 建立了登月舱动力学模型, 然后对电视制导和舷窗制导 2 种手动控制选址方案进行了比较。电视制导方案中, 宇航员能够直接在视场内选择新的着月点, 并由自动控制系统实现对目标的制导; 传统的舷窗制导要求宇航员全程参与控制, 主要约束包括手动控制的延迟以及舷窗的视线范围, 并且每次手动调节量有限。对 2 种制导方案的仿真结果表明, 电视制导由于不受视线角约束, 着月点可调整范围大于舷窗制导。同时电视制导对姿态机动的要求更高。并且宇航员重新选址操作进行得越早, 着月点可调整范围越大。

**关 键 词:** 载人登月, 软着陆, 手动控制, 电视制导

中图分类号: V448.233

文献标识码: A

文章编号: 1000-2758(2012)04-0479-06

手动控制在载人航天领域应用十分广泛, 对于载人登月软着陆而言更是如此。美国于上世纪 60 年代末进行了载人登月软着陆的试验, 成功地表明了人在软着陆过程中不可替代的作用。在阿波罗任务中, 手动控制主要参与着月点的重新选址, 利用航天员通过舷窗观察在着陆过程中进行地形识别, 发现和躲避月面障碍物<sup>[1]</sup>。

在载人航天领域, 我国较美苏起步较晚, 目前手动控制的研究主要在交会对接方面, 月面软着陆手动控制的研究未见相关文献。从控制方案和系统构成而言, 文献[2-3]均基于电视制导进行了交会对接手动控制的研究。其中, 文献[2]较为详细地介绍了基于电视制导的手动控制系统组成。文献[3]建立了手动控制的仿真系统, 并基于十字靶标进行了交会对接相应的试验。提出为了降低操作的复杂程度, 航天员只进行位置控制, 而把姿态控制交给自动控制系统。人在控制回路中的作用方面, 文献[4]对“人-飞机-环境”操纵系统的数学模型进行了研究, 分析了人在控制回路中的传递函数。此外, 文献[5-7]提供了阿波罗载人登月的系统配置和制导律设计, 以及阿波罗手动控制的方案, 可以作为对比和参考。

本文针对载人登月软着陆接近段和着陆段中手动控制的制导方案进行研究。使用电视制导技术对基于舷窗的手动控制方案进行改进, 设计软着陆重新选址的制导方案, 并给出电视制导与舷窗制导的仿真比较。

## 1 软着陆阶段划分与制导过程

从霍曼转移轨道(100 km × 15 km)的近月点下降到月面, 根据不同时间的飞行特点, 一般划分为 3 个阶段: 制动段、接近段和着陆段<sup>[5]</sup>。人参与控制主要在接近段和着陆段, 一般从动力下降段开始后 600 s 左右。系统设计时, 必须考虑在接近段满足对月面观察的需求以及在着陆段盘旋选址的能力。

本文使用的坐标系包括制导坐标系和登月舱本体坐标系。制导坐标系原点  $O$  在着陆点,  $x$  轴垂直月面向上,  $z$  轴指向前进方向,  $y$  轴由右手坐标系确定, 着月过程中不考虑月球自转, 此坐标系可认为是惯性坐标系。登月舱本体坐标系原点  $O_b$  在登月舱质心,  $x_b$  表示偏航轴, 与主发动机推力指向相同,  $z_b$  为滚动轴,  $y_b$  由右手坐标系确定。坐标系如图 1 所示。

收稿日期: 2011-10-28

作者简介: 刘莹莹(1980—), 女, 西北工业大学副教授, 主要从事航天器动力学与控制的研究。

图中,  $O_L$  表示月心。定义  $F$  为登月舱主发动机在制导坐标系下的推力矢量  $F$  与  $z$  之间的夹角为  $\varphi$ , 指示出推力的方向, 即  $x_b$  与  $z$  轴的夹角。

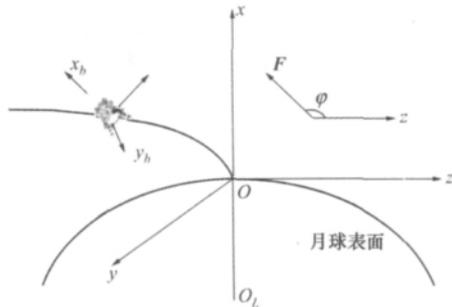


图1 软着陆坐标系定义与推力方向定义

考虑质量损耗的登月舱轨道面内运动方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_x = \frac{Q \cdot v_r}{m} \sin\varphi - \frac{\mu_L}{r^3} (x + R_L) \\ \dot{v}_z = \frac{Q \cdot v_r}{m} \cos\varphi - \frac{\mu_L}{r^3} z \\ \dot{x} = v_x \\ \dot{z} = v_z \\ \dot{m} = -Q \end{cases} \quad (1)$$

式中, 定义  $x = [v_x \ v_z \ x \ z \ m]^T$  为状态变量, 位置、速度均在制导坐标系下描述。定义  $u = [Q \ \varphi]^T$  表示控制量  $m$  为登月舱的质量,  $Q$  表示发动机的秒耗量,  $v_r$  为发动机排气速度,  $r = \sqrt{(x + R_L)^2 + y^2}$  为登月舱的月心距,  $R_L$  为月球半径,  $\mu_L$  为月球引力常数。

## 2 电视制导方案

该方案使用控制手柄直接在屏幕上指定着月位置, 如图2所示。

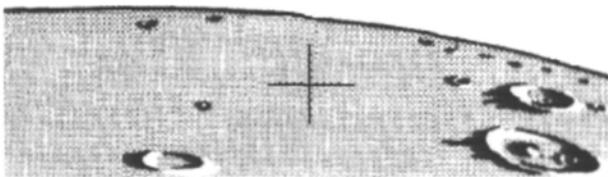


图2 电视制导重新选址示意图

基本流程为: 通过电视成像系统, 宇航员直接在屏幕标示出期望的着月位置。计算机获取宇航员指定的着月位置之后, 直接进行解算和导引, 宇航员在

此过程中可以多次修改目的地, 制导律将自动实现。

### 2.1 手动控制模型

对于人在回路中的控制, 需要考虑人的约束, 在研究过程中加入手动控制的数学模型, 常见的人控模型主要有三类形式: 传递函数模型、时间序列模型和最优控制模型。传递函数模型是目前应用最广泛的人控制模型, 可以有多种, 其典型形式为“穿越模型”(McRuer改进转角模型):

$$G_h = \frac{K_h (T_L S + 1) e^{-\tau_e S}}{T_1 S + 1} \quad (2)$$

$T_1, T_2$  为飞行员神经纤维传输信号的时间常数。本文所使用参数如下:

$$\begin{aligned} K_h &= 1 & T_L &= 0.01 \text{ s} \\ T_1 &= 0.4 \text{ s} & \tau &= 0.2 \text{ s} \end{aligned} \quad (3)$$

从(2)式可以看出, 人控模型呈现为延迟和过渡。此模型作为宇航员神经系统反应情况的加入制导律仿真的验证中。

### 2.2 制导策略

人机交互的关键点在于如何根据重新选择的着月点调整弹道。无论坐标系如何跟随目标点移动, 在新的坐标系下, 目标状态都无需改变, 只是登月舱当前的状态量需要进行坐标转换。坐标转换方案如下:

如果选择了新的着陆点  $O_N$ , 一般情况下, 原着月点  $O$  与新着月点  $O_N$  间距不大, 可以不考虑月面弧度, 使用坐标平移的办法完成坐标转换。即在原状态量的  $z$  方向上增加一个  $\Delta z$ , 在  $y$  方向上增加一个  $\Delta y$ 。设在原坐标系下的位置坐标为

$$R_0 = [x \ y \ z]^T \quad (4)$$

则在新坐标系下的位置坐标为

$$\begin{aligned} r &= r_0 + [0 \ \Delta y \ \Delta z]^T \\ &= [x \ y + \Delta y \ z + \Delta z]^T \end{aligned} \quad (5)$$

从而实现了手动重新选址与自动制导的衔接, 宇航员在屏幕上实际指定的是新着月位置相对于原着月位置的偏移量, 制导计算机即可进行自动导引。

### 2.3 制导方案的实现方法

整个制导过程均使用标称轨道法, 用4阶多项式表示理想弹道, 通过修改制导目标实现重新选址。在轨道面内, 标称轨道制导律设计如下:

在制导坐标系下定义当前位置矢量为

$$r(T_{go}) = [x \ y \ z]^T \quad (6)$$

$T_{go}$  表示剩余时间, 则标称弹道为

$$r(T_{go}) = r_T + v_T T_{go} + a_T \frac{T_{go}^2}{2} + j_T \frac{T_{go}^3}{6} + s_T \frac{T_{go}^4}{24} \quad (7)$$

式中  $r_T$ 、 $v_T$ 、 $a_T$ 、 $j_T$  和  $s_T$  分别表示制动段或着陆段末端的位置、速度、加速度、加加速度和加加加速度矢量 根据任务需要给定。对(7)式求一阶和二阶导数 并写成矩阵形式

$$\begin{bmatrix} a(T_{go}) \\ v(T_{go}) \\ r(T_{go}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_T + j_T \cdot T_{go} + s_T \cdot \frac{T_{go}^2}{2} \\ v_T + a_T \cdot T_{go} + j_T \cdot \frac{T_{go}^2}{2} + s_T \cdot \frac{T_{go}^3}{6} \\ r_T + v_T \cdot T_{go} + a_T \cdot \frac{T_{go}^2}{2} + j_T \cdot \frac{T_{go}^3}{6} + s_T \cdot \frac{T_{go}^4}{24} \end{bmatrix} \quad (8)$$

解算可得控制加速度的表达式为

$$a(T_{go}) = a_T + \frac{6}{T_{go}^2} [v_T + v(T_{go})] + \frac{12}{T_{go}^3} [r_T - r(T_{go})] \quad (9)$$

将(9)式得到的每时刻加速度大小和方向加入动力学(1)式中 即构成控制回路。

### 3 舷窗制导方案

文献[5]提供了阿波罗舷窗制导方案的组成硬件: 一个带有刻度的舷窗 刻度范围约  $10^\circ \sim 60^\circ$ ; 控制手柄 可前后左右移动 用以告诉计算机新着月点的调整方向; 显示系统 用以显示当前着月点在舷窗上的刻度值; 2 名宇航员, 1 个指令员, 1 个辅助宇航员。指令员多次手动控制 通过舷窗观察月球表面, 其观察能力受到舷窗约束 并且阿波罗限制了每次调整的幅度 手柄每向前或向后 1 次 对应舷窗刻度上的调整量为  $0.5^\circ$ ; 向左或向右调整时 对应舷窗刻度调整量为  $2^\circ$ 。制导律多次跟踪人的选址操作, 进行自动导引。计算机实时计算当前着月点的视线角 并显示在屏幕上 向该位置导引。应用舷窗制导方案单步调整着月点时 必须要考虑人在回路中的数学模型 同时还要考虑舷窗视线角的计算。

对于阿波罗登月舱的舷窗 其上标示的刻度表示视线角和本体系下的  $z_b$  轴的夹角。图 3 给出的是着陆点与登月舱本体坐标系的关系(本文暂不考

虑轨道面外机动) 可以看出 视线角和本体系下的  $z_b$  轴的夹角由姿态角和轨道角共同组成。

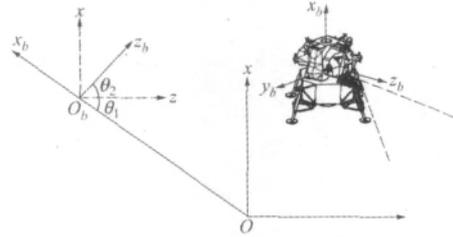


图 3 视线角定义及登月舱观察范围示意图

设显示器上显示的角度为  $\theta$  则

$$\theta = \theta_1 + \theta_2 \quad (10)$$

式中  $\theta_1$  是根据当前轨道状态得出的 有

$$\theta_1 = \arctan \frac{x}{-z} \quad (11)$$

而  $\theta_2$  是根据姿态状态得出的 可以通过传感器测量得出。

由于舷窗制导方案是一步一步地调整着月位置 设之前已经调整过的着月位置为  $z_{new}$  则到当前着月点的视线角为

$$\theta_1 = \arctan \frac{x}{-z + \delta z} \quad (12)$$

期望的最终着月点位置假定为  $[0 \ z_{new}]$  则其轨道角为

$$\theta_{1new} = \arctan \frac{x}{-z + z_{new}} \quad (13)$$

因此 可以得出

$$\Delta\theta = \arctan \frac{x}{-z + \delta z} - \arctan \frac{x}{-z + z_{new}} \quad (14)$$

为宇航员所看到的期望着月点与当前着月点之间的夹角。

宇航员操纵手柄 当  $|\Delta\theta| > 0.5^\circ$  时进行控制。而宇航员完成一次动作 需要一定的时间 因此需要设定手动控制频率 根据人体承受情况 设置该频率不大于 1 Hz。计算机在得到每一次操作指令之后 通过(12)~(14)式解算出所需要调整的 采用(5)式的新坐标计算方法 并使用同电视制导的实现方法即可。

### 4 仿真分析

前面介绍了电视制导和舷窗制导的制导策略,

下面通过仿真对2种方案进行比较。考察2种制导策略在手动重新选址过程中对姿态机动的需求以及重新选址的能力大小。仿真采用阿波罗11的登月舱质量和发动机参数,制动段开始时登月舱重15061.4 kg,发动机最大推力45 kN,且推力可在10%~60%之间变化。

首先对于同样的机动距离,分析不同制导方案对姿态机动的需求。图4给出了在接近段起始时刻(制动段开始计后600 s时)宇航员采用2种不同制导方法选择向前机动1000 m的着月轨迹,图5给出了2种不同制导方法在接近段对姿态角 $\phi$ 的需求。

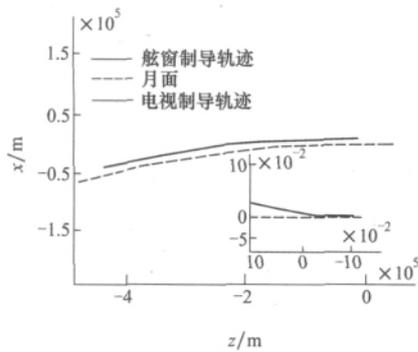


图4 2种制导律着月轨迹

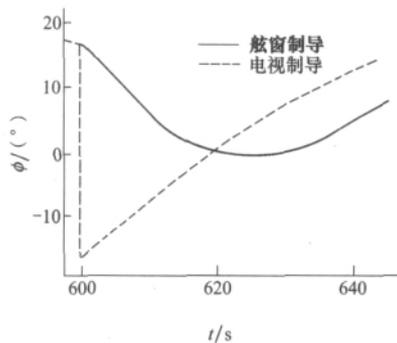


图5 2种制导律姿态角

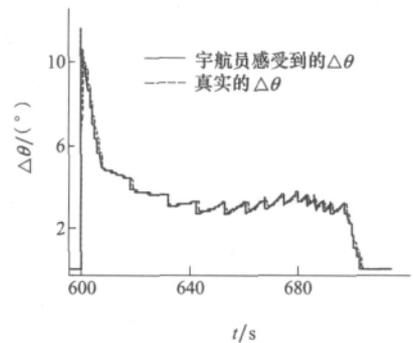


图6 人控的传递函数的延迟效果

然后,本文采用多次仿真的方法比较两种方案的重新选址能力。从接近段起始时刻600 s开始,选取600 s、620 s、640 s、660 s 4个节点,多次仿真,测试2种方案所能抵达的正向最远距离和负向最远距离。

图7给出了2种方案在600 s时向正向最远调整的着月轨迹。其中坐标原点为着月点,电视制导在4000 m位置着陆,而舷窗制导只能在1400 m左右着陆。这是因为,在手动调整着月点的过程中,由于操作频率和视线角的限制,导致舷窗制导重新调整范围远远小于电视制导。图8中给出了600 s时向负方向调整着月点最远情况的仿真。电视制导在-1000 m位置着陆,而舷窗制导在-160 m左右着陆。电视制导向负方向调整范围远远大于舷窗制导,其原因是电视制导可以实现向后飞行,因为其电视摄像机可以安装在登月舱的多个位置,不像舷窗制导受前向观察的约束。

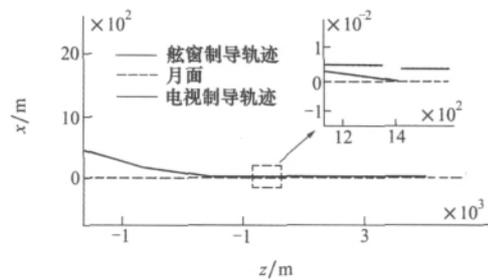


图7 正向调整着月点轨迹

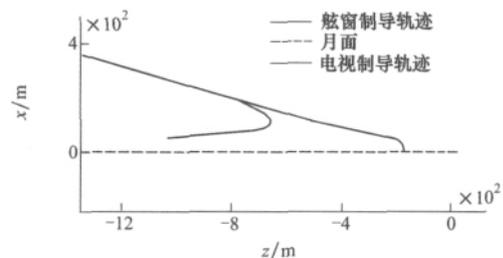


图8 负向调整着月点轨迹

可以看出,虽然着月轨迹差别不大,但实际实现过程不同。电视制导在600 s时给出了指令,要求姿态迅速向负向偏转,以增加向前推力作用。而舷窗制导由于人的延迟,以及操纵调整量的限制,姿态指令更加平缓。因此,电视制导对姿态机动能力要求较高。

相对于电视制导,人的因素的影响在舷窗制导的多次调整中更为突出。图6给出了舷窗制导的情况下,宇航员神经系统所感受到的 $\Delta\theta$ 与真实的 $\Delta\theta$ 的比较。从图中可以看出,宇航员手动控制延时对控制回路会有一定的影响,因为人观察到的 $\Delta\theta$ 比真实的夹角略有迟缓。

多次仿真,对电视制导与舷窗制导2种方案,从制动后600 s、620 s、640 s和660 s时刻开始,其相对于原始着月点可以调整的范围分别见表1与表2。

表1 电视制导重新选址情况统计表

时刻/s	正向最远距离/m	负向最远距离/m
600	4 000	-1 000
620	2 000	-800
640	800	-600
660	300	-400

表2 舷窗制导重新选址情况统计表

时刻/s	正向最远距离/m	负向最远距离/m
600	1 424.16	-161.74
620	612.45	-95.98
640	188.00	-45.70
660	21.89	-6.90

可以看出,电视制导在所有节点时刻,调整范围都大于舷窗制导,电视制导最大可以实现在-1~4 km范围内的重新选址。无论哪种制导方案,调整的时间越早,可调整的范围就越广。并且多数情况下,正向调整距离大于负向调整的距离。

## 5 结 论

本文针对载人登月软着陆的接近段和着陆段,研究了手动控制重新选址的方案,包括电视制导和舷窗制导2种制导律的人机交互流程规划和制导方案设计。并通过数学仿真对2种制导方案的适用范围进行了验证。仿真表明在软着陆过程中,如果宇航员对当前着陆位置不满意,重新选址操作越早进行,则可调整范围尽可能大。相对于2种制导方案而言,电视制导由于不受视线角约束,可调整范围要大于传统的舷窗制导,同时对姿态机动的要求也更大。

## 参考文献:

- [1] 耿殿伍. 月球自主软着陆方案设计及关键技术 [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005  
Geng Dianwu. Lunar Soft Landing Strategy and Kernel Technology Design. Master Degree Dissertation, Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005 (in Chinese)
- [2] 蒋自成, 周建平, 唐国金. 基于立体场景的人控交会对接仿真研究. 系统仿真学报, 2008, 20(9): 2398-2401  
Jiang Zicheng, Zhou Jianping, Tang Guojin. Study on Manual Control Rendezvous and Docking Simulation Based on Stereo Scene. Journal of System Simulation, 2008, 20(9): 2398-2401 (in Chinese)
- [3] 蒋自成, 周建平, 王跃锋等. 基于十字靶标的人控交会对接仿真. 国防科技大学学报, 2007, 29(5): 100-103  
Jiang Zicheng, Zhou Jianping, Wang Yuefeng, et al. Manual Control Rendezvous and Docking Simulation Based on Cross Drone. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(5): 100-103 (in Chinese)
- [4] 刘伟, 袁修干, 唐达民. 人-飞机-环境系统模拟中数学模型的研究与分析. 人类工效学, 2001, 7(1): 2-5, 68  
Liu Wei, Yuan Xiugan, Tang Damin. Study of Math Model in Man-Plane-Environment Simulation. Human Work Efficiency, 2001, 7(1): 2-5, 68 (in Chinese)
- [5] Floyd V B. Apollo Experience Report-Mission Planning for Lunar Module Descent and Ascent. NASA Technical Note D-6846, 1972
- [6] Floyd V B, Thomas G P. Study of Powered-Descent Trajectories for Manned Lunar Landings. NASA Technical Note D-2426, 1964
- [7] Klumpp A R. Apollo Lunar Descent Guidance. Automatica, 1974, 10(2): 133-146

## Exploring Manual-Control Strategy for Manned Lunar Soft Landing

Liu Yingying , Lu Jiyuan , Zhou Jun

( Institute of Precision Guidance and Control , Northwestern Polytechnical University , Xi'an 710072 , China)

**Abstract:** Sections 1 though 3 of the full paper explain our exploration mentioned in the title , which we believe provides some results useful in China and whose core consists of “ First , the approach phase and landing phase are introduced in which crew visibility and manual control are available. The coordinate systems and dynamic model of the lunar module are also established. Second , the TV guidance strategy is presented. The manual control delay model is considered in the guidance system. Desired landing location can be chosen directly by the pilot from the TV visual field. This location is used to renew the states of the guidance system and realized by a nominal trajectory guidance law. Then , porthole guidance strategy used in the Apollo mission is discussed. In this manual landing system , the vision of the pilot is limited by the lunar module’s forward window. Furthermore , the pilot is restricted to only making incremental changes manually. ” Simulation results , presented in Figs. 4 though 8 and Tables 1 and 2 , and their analysis show preliminarily that: ( 1 ) the landing optional region of TV guidance strategy is considerably larger than that of porthole guidance one; the in-plane location can be retargeted from -1000 m to 4000 m for TV guidance , and from -161.7 m to 1424.2m for porthole guidance; ( 2 ) it is also verified that the earlier the manual control intervenes , the larger is the landing retarget region; ( 3 ) the attitude maneuver angle of TV guidance is bigger than that of porthole guidance.

**Key words:** computer simulation , control , lunar landing , trajectories; manual control , porthole strategy , soft landing , TV strategy