

月球软着陆控制系统综合仿真及分析（课程设计）

在月球探测带来巨大利益的驱使下，世界各国纷纷出台了自己的探月计划，再一次掀起了新一轮探月高潮。在月球上着陆分为两种，一种称为硬着陆，顾名思义，就是探测器在接近月球时不利用制动发动机减速而直接撞击月球。另一种称为软着陆，这种着陆方式要求探测器在距月面一定高度时开启制动系统，把探测器的速度抵消至零，然后利用小推力发动机把探测器对月速度控制在很小的范围内，从而使其在着陆时的速度具有几米每秒的数量级。显然，对于科学研究，对探测器实施月球软着陆的科学价值要大于硬着陆。

1 月球软着陆过程分析

目前月球软着陆方式主要有以下两种方式：

第一种就是直接着陆的方式。探测器沿着击中轨道飞向月球，然后在适当的月面高度实施制动减速，最终使探测器软着陆于月球表面。采用该方案时，探测器需要在距离目标点很远时就选定着陆点，并进行轨道修正。不难发现，该方法所选的着陆点只限于月球表面上接近轨道能够击中的区域，所以能够选择的月面着陆点的区域是相当有限的。

第二种方法就是先经过一条绕月停泊轨道，然后再伺机制动下降到月球表面，如图 17-1 所示。探测器首先沿着飞月轨道飞向月球，在距月球表面一定高度时，动力系统给探测器施加一制动脉冲，使其进入一条绕月运行的停泊轨道；然后根据事先选好的着陆点，选择霍曼变轨起始点，给探测器施加一制动脉冲，使其进入一条椭圆形的下降轨道，最后在近月点实施制动减速以实现软着陆。

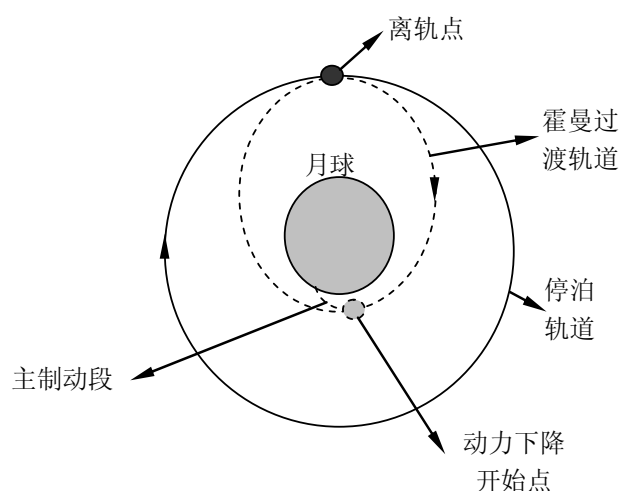


图 17-1 月球软着陆过程示意图

与第一种方法相比，第二种方法有以下几个方面较大的优越性：

1) 探测器可以不受事先选定着陆点的约束，可以在停泊轨道上选择最佳的着陆点，具有很大的选择余地。

2) 在停泊轨道上, 可以对探测器上的设备全面的检查、修正, 为下一步的霍曼变轨做好准备。如果是载人登月, 停泊轨道还可以给航天员以充足的准备时间, 做好心理等方面的准备。

3) 由于可以把轨道舱停留在停泊轨道上, 而只控制着陆舱(包括下降发动机、推进剂、GNC 系统和在月面上作业的有效载荷等)降到月球表面, 故可以减少探测器着陆部分的质量, 从而减少着陆过程推进剂的消耗。

4) 在载人登月时, 如果发生紧急情况, 飞船可以从停泊轨道转入返回地球的过渡轨道。

本课程设计以第二种着陆方式为基础, 将对主制动段的制导与控制进行建模仿真与分析。下面将对主制动段作一简要说明, 在停泊轨道上, 探测器在脉冲制动的作用下, 经霍曼变轨, 下降到距月面大约 15 公里的近月点, 该近月点就是主制动段的初始制动点。主制动段以下是障碍检测与规避和最终着陆段。在主制动段, 由于探测器的初始速度很大(1.692km/s), 所以主制动段制导律设计的主要目的就是高效抵消此速度, 将探测器引导到期望的末端状态。

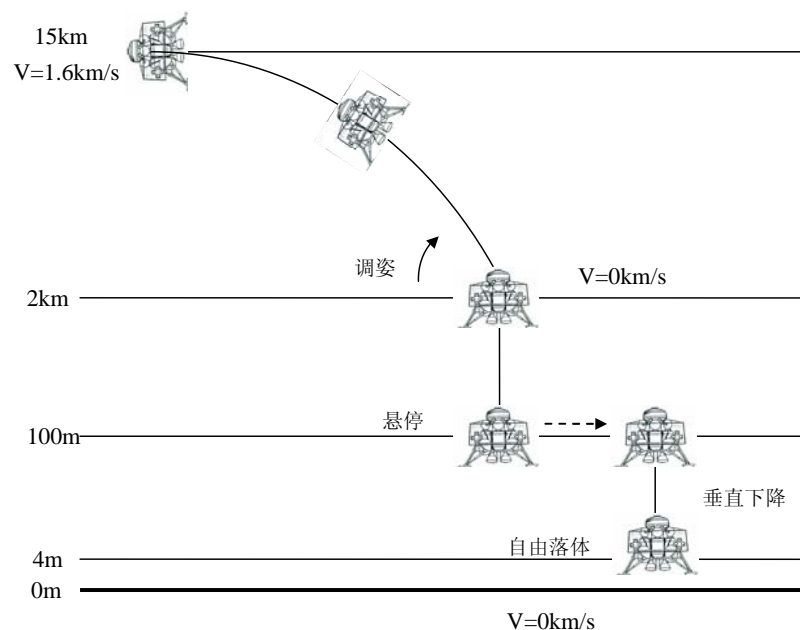


图 17-2 探测器软着陆过程示意图

在软着陆过程中, 主制动段的制导至关重要, 关系着探测器软着陆的成功与否。通过主制动段的制导, 探测器被引导到距月面很近的高度(2公里左右), 速度近似为零, 姿态尽可能垂直于月球表面。其次, 考虑到探测器所带燃料的有限性, 主制动段的制导还要实现能耗的最优性。为了保证机载设备完好, 制导律规划的最优或次优轨迹还要尽可能地平缓, 以减小对机载设备的过载冲击。此外, 为了有效的实现月球软着陆, 所设计的制导律还应对常见误差具有一定的鲁棒性。

2 月球软着陆动力学模型

首先定义两个月球软着陆坐标系。第一个是月心惯性坐标系 $O_l x_l y_l z_l$ ：原点 O_l 选在月心， $O_l x_l$ 轴指向动力下降起始点， $O_l y_l$ 轴垂直于 $O_l x_l$ 轴指向着陆点方向， $O_l z_l$ 轴按右手法则确定。探测器在空间的位置可由 r, α, β 表示成球坐标的形式， r 为从月心到探测器的距离， α, β 表示月球经度和纬度。第二个就是探测器轨道坐标系 $ox_o y_o z_o$ ：原点选在探测器质心， ox_o 轴与从月心到探测器质心的矢径方向重合，背离月心方向为正， oy_o 轴垂直于 ox_o 轴指向运动方向为正， oz_o 按右手法则确定。制动推力 F 的方向与探测器本体轴重合， ψ, φ 为在轨道坐标系中表示的推力方向角(如图 17-3 所示)。假设制动发动机为常推力液体发动机，忽略月球自转，则月球软着陆动力学方程可表示为：

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{\mathbf{F}u}{m} - \frac{\mathbf{r}}{r^3} \mu \quad (17-1)$$

其中：

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{r}'' + 2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}' + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})$$

\mathbf{r} 是探测器月心距矢径， \mathbf{r}' 分别表示径向加速度和速度， $\boldsymbol{\omega}$ 为轨道坐标系相对惯性系的角速度矢量， u 为制动推力开关控制函数， μ 为月球引力常数， m 为探测器质量。用 u 、 v 、 w 表示上述动力学方程可得

$$\begin{cases} \dot{r} = u \\ \dot{\beta} = v/r \\ \dot{\alpha} = w/(r \sin \beta) \\ \dot{u} = Fu \cos \psi / m - \mu / r^2 + (v^2 + w^2) / r \\ \dot{v} = Fu \sin \psi \cos \varphi / m - uv/r + w^2 / (r \tan \beta) \\ \dot{w} = Fu \sin \psi \sin \varphi / m - uw/r - vw / (r \tan \beta) \\ \dot{m} = -F/C \end{cases} \quad (17-2)$$

其中： F 常推力发动机推力大小， ψ 、 φ 为轨道坐标系下推力矢量的方向角； $C = I_{sp} g_E$ ， I_{sp} 为发动机比冲， g_E 为地表重力加速度常数。

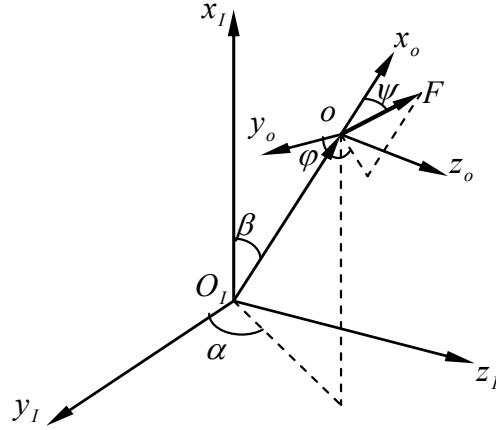


图 17-3 软着陆坐标系

3 月球软着陆制导控制方案

在月球软着陆任务中,主制动段制导律设计是整个着陆任务中最重要的一环之一。首先,本节对探测器在轨道坐标系下建立动力学模型,根据简化动力学方程,提出探测器径向最优轨迹模型,然后根据该模型设计多项式显式制导方法。在设计过程中,对探测器各速度矢量和加速度矢量之间的几何关系进行分析。

3.1 径向最优轨迹模型研究

由方程(17-2)可以看出,月球软着陆动力学模型为一非线性系统,为求得显式制导律,有必要在不影响着陆目标的前提下对上述模型再作更进一步的简化。对于径向运动,假设在软着陆过程中月球引力场是均匀的,且引力加速度为一常值 μ/R_L^2 , 这里 R_L 为月球平均半径,则由图 17-3 可直接列写出径向动力学方程为:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= u \\ \dot{u} &= \frac{F}{m} \cos \psi - \frac{\mu}{R_L^2} \end{aligned} \quad (17-3)$$

其中, r 和 u 分别表示垂直方向的位置和速度。

对于探测器,有 $m = m_0 - Ft/C$ (m_0 为探测器初始质量), 当 $|Ft/C| \ll m_0$ 时, 可对推力加速度做一阶 Taylor 展开

$$\frac{F}{m} = \frac{F}{m_0} \left(1 + \frac{Ft}{m_0 C}\right) \quad (17-4)$$

最优控制方向角可以分为两部分:一部分是用于满足目标点速度矢量所产生的控制角,一部分是用于满足目标点位置矢量所产生的附加控制角,且该部分为小量。由此,可设最优控制角 ψ 为

$$\psi = \psi_0 + p_1 + p_2 t \quad (17-5)$$

其中 ψ_0 为满足目标点速度矢量部分, p_1 和 p_2 为满足目标点位置矢量所产生的附

加控制角量值参数，那么

$$\cos \psi = \cos \psi_0 - p_1 \sin \psi_0 - p_2 t \sin \psi_0 \quad (17-6)$$

将(17-5)式和(17-6)式代入(17-3)式可得

$$\begin{aligned} \dot{u} = & -\frac{F^2}{m_0^2 C} p_2 \sin \psi_0 t^2 + \frac{F}{m_0} \left(-\frac{F}{m_0 C} \cos \psi_0 - \frac{F}{m_0 C} p_1 \sin \psi_0 - p_2 \sin \psi_0 \right) t \\ & + \frac{F}{m_0} (\cos \psi_0 - p_1 \sin \psi_0) - \frac{\mu}{R_L^2} \end{aligned} \quad (17-7)$$

由前人工作可知，在径向方向的最优着陆轨迹可由一关于时间 t 的四次多项式来完全表示

$$r = k_0 + k_1 t + k_2 t^2 + k_3 t^3 + k_4 t^4 \quad (17-8)$$

其中， $k_i (i=0,1\dots4)$ 为多项式的系数，可通过系统边值条件来确定。

在动力下降段，制动推力主要用来满足探测器终端速度约束，因此用于满足终端位置约束的控制推力仅占一小部分，也就是说 $p_1 \rightarrow 0$ 。此外，此阶段控制推力的设计要求高效率的抵消初始速度，因此制动推力角 ψ_0 近似等于 90 度，则(17-7)式可近似表示为

$$\dot{u} = -\frac{F^2}{m_0^2 C} p_2 t^2 - \frac{F}{m_0} p_2 t - \frac{\mu}{R_L^2} \quad (17-9)$$

对(17-8)式求二阶导数可得

$$\ddot{r} = 12k_4 t^2 + 6k_3 t + 2k_2 \quad (17-10)$$

由(17-9)、(17-10)两式可得

$$\frac{k_4}{k_3} = \frac{F}{2m_0 C} \quad (17-11)$$

而 $|Ft/C| \ll m_0$ ，所以可以忽略 k_4 。由此，可以分别用一个三次多项式和二次多项式来近似表示探测器径向距离和径向速度。

3.2 燃耗次优控制方向角确定

现在，根据上一节的推导，分别用一个关于局部时间 τ 的三次多项式和二次多项式来近似表示月心到探测器质心之间的距离 r 和径向速度 u

$$\begin{aligned} r &= k_0 + k_1 \tau + k_2 \tau^2 + k_3 \tau^3 \\ u &= k_1 + 2k_2 \tau + 3k_3 \tau^2 \end{aligned} \quad (17-12)$$

这里的 τ 为局部时间，它以当前时刻 t 为初始时刻，其取值范围为 $[0, t_{go}]$ ， t_{go} 为剩余时间，定义为探测器从当前时刻开始到达目标点所用的时间。(17-12)式中各系数可由以下初始条件和终端条件确定：

$$r(0) = r, \quad r(t_{go}) = r_f; \quad u(0) = u, \quad u(t_{go}) = u_f$$

其中, r_f 表示径向距离终端约束, u_f 表示径向速度终端约束。由此可以求出(17-12)式各系数, 得

$$k_2 = \frac{3(r_f - r - ut_{go}) - (u_f - u)t_{go}}{t_{go}^2} \quad (17-13)$$

对(17-12)式 u 求导可得当前时刻的径向加速度

$$a = 2k_2 = \frac{6(r_f - r - ut_{go}) - 2(u_f - u)t_{go}}{t_{go}^2} \quad (17-14)$$

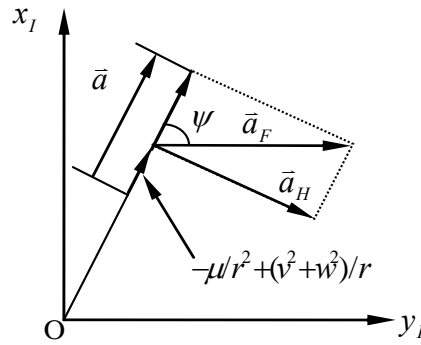


图 17-4 轨道系下垂直平面内加速度矢量几何关系

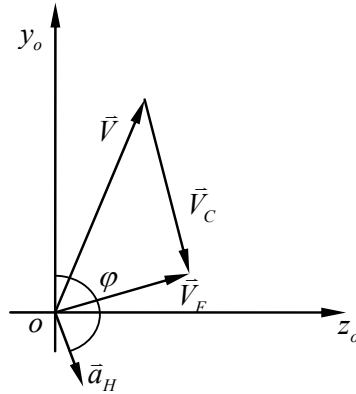


图 17-5 轨道系下水平面内速度矢量关系

下面来分析探测器各瞬时加速度矢量和速度矢量之间的几何关系。图 17-4 和图 17-5 分别为探测器在轨道坐标系下垂直平面内的加速度矢量几何关系示意图和水平面内的速度矢量几何关系示意图。其中 \bar{a} 为径向加速度, \bar{a}_F 为推力加速度, \bar{a}_H 为加速度水平分量; \bar{V} 为速度矢量在水平面内的投影, \bar{V}_F 为水平终端约束速度, \bar{V}_C 为由 \bar{V} 变到 \bar{V}_F 所需的速度增量。由动力学方程(17-2)第四式可以看出, 径向加速度 \bar{a} 是由月球引力加速度、向心加速度和推力加速度径向分量组成的, 根据图 17-4 各加速度矢量之间的几何关系即可写出推力角 ψ 的三角函数关系。在水平面中, 水平加速度 \bar{a}_H 是产生水平速度增量 \bar{V}_C 的主要原因, 故可令 \bar{V}_C 和 \bar{a}_H 同方向, 由此可根据图 17-4 确定另一个控制角 φ 的三角函数关系表达式。综合上述分析, 可以写出控制变量 ψ 、 φ 的表达式如下:

$$\begin{cases} \psi = \arccos((\bar{a} + \mu/r^2 - (v^2 + w^2)/r)/a_F) \\ \varphi = \arccos((v_f - v)/\sqrt{(w_f - w)^2 + (v_f - v)^2}) \end{cases} \quad (17-15)$$

在动力下降段,制导律的设计要求高效率地抵消水平方向的速度,换句话说,制动推力主要用来抵消探测器水平初始速度,因此,对于前面提到的剩余时间 t_{go} 可近似用下式来估计:

$$t_{go} = \sqrt{(w_f - w)^2 + (v_f - v)^2} / a_H \quad (17-16)$$

至此,式(17-14)(17-15)(17-16)就构成了多项式制导公式,其中, a_F 和 a_H 可由加速度仪实时测得。分析上述公式可以看出,该制导律是剩余时间的函数,而剩余时间只与探测器当前状态和末端约束状态有关。此外,还可以看出,上述制导公式对末端位置没有约束,而只对月心到探测器质心之间的距离作了约束,所以初始速度变化(尤其是初始速度方向变化)对制导终端位置影响很大,这就导致在执行实际的制导任务过程中,对初始速度的测量精度提出了较高要求(见后面的仿真分析)。

说明:

- (1) 从该制导律的求解过程可以看出,它是建立在一些假设的基础之上的,这些假设所带来的误差会在探测器接近月球的过程中逐渐减小。
- (2) 本制导律是一种燃耗次优制导律。它的求解是建立在最优控制的基础之上的,但在求解过程中对剩余时间作了近似估计。
- (3) 本制导律对探测器终端位置没有约束,只对月心到探测器质心之间的径向距离作了约束,故初始速度的变化对探测器终端位置的影响很大,这就对探测器初始速度的测量精度提出了较高要求。当然,我们也可以根据无着陆位置约束这一点来对终端着陆位置进行调整,可在一定范围内实现定点软着陆。
- (4) 由(17-16)式可以看出,它只是剩余时间的近似估计表达式。当探测器到达终端位置时,剩余时间为零,这将导致 ψ 角在最末端出现突变,由 ψ 角的计算公式可以很容易看出。

4 数学仿真分析内容

4.1 仿真参数

在实际过程中,导航测量误差和系统参数偏差是影响软着陆制导精度的主要原因。然而,对闭环控制系统而言,测量误差可以通过滤波来消除,对系统的影响相对来说较小。而系统参数,如制动发动机的推力和比冲等都是不可测量量,它们都是事先标定给出的,在实际飞行过程中,这些参数会由于某些因素的影响而产生一定的偏差,所以,研究这些参数偏差对制导过程的影响就显得非常重要了。本部分将结合上述制导律,对制动发动机推力 F 和比冲 I_{sp} 偏差($\pm 10\%$)进行分析。此外,考虑到本制导律对终端位置没有约束,所以本部分还对初始纵向速度方向偏差对终端着陆位置的影响作了仿真分析。初始条件及末端约束条件如下:

推力器参数: $F=1500N$, $I_{sp}=300s$, 地表引力加速度 $g_E=9.8m/s^2$,
 $C=I_{sp}g_E$;

月球常数: 月球引力常数 $\mu=4.88775\times10^{12}m^3/s^2$, 月球半径 $R_L=1738km$;

初始参数: $r_0=1753km$, $\beta_0=0$ 度, $\alpha_0=5$ 度, $u_0=0m/s$, $v_0=1692m/s$,
 $w_0=0$, $m_0=600kg$;

终端参数: $r_f=1740km$ (探测器终止于离月面 2km 的高度), $u_f=0m/s$,
 $v_f=0m/s$, $w_f=0m/s$ 。

4.2 仿真内容

- 1) 建立月球软着陆制导与控制系统仿真模型并进行仿真。
- 2) 对相关参数对软着陆性能的影响进行分析, 包括以下几个方面:
 - (1) 发动机推力偏差($\pm 10\%$)对软着陆过程的影响;
 - (2) 比冲偏差($\pm 10\%$)对软着陆过程的影响;
 - (3) 初始速度方向偏差对软着陆过程的影响;
 - (4) 其它参数对软着陆过程的影响。