

# 深空软着陆制导控制的建模与仿真

江秀强, 谭 飞

(四川理工学院自动化与电子信息学院, 四川 自贡 643000)

**摘 要:** 讨论了深空软着陆的一般方式和过程, 描述了软着陆制导控制的总体方案。以燃耗最省为性能指标, 分析推导了一种用于软着陆动力下降段的多项式制导控制律。以安全可靠为基本要求, 分析推导了用于最终着陆段的重力转弯着陆方法。最后通过仿真证明了此模型是合理可行的, 且方法简单。

**关键词:** 深空软着陆; 多项式制导; 重力转弯

**中图分类号:** O231; V448

**文献标识码:** A

## 引 言

随着航天技术的飞速发展, 人类对太空的探索也逐渐从科学考察转为开发利用空间资源。而开展深空软着陆探测将为我们进一步认识太空, 掌握可利用的空间资源及其分布情况提供准确详细的信息。

制导与控制是深空探测器实现软着陆的关键技术之一, 是未来我国实现载人登月和对月球及太阳系其它天体进行零距离考察研究的重要技术保障和前提条件。由于深空探测器距离地球相当遥远, 无线电信号延迟可长达几分钟到几个小时, 因此几乎所有的控制操作都需要在星上实现自主化; 这对提高深空探测器的自主控制能力提出了相当高的要求<sup>[1]</sup>。鉴于深空探测器自身的计算机资源和燃料都相当有限, 我们就需要找到一种有效的制导控制方案, 充分利用星上的计算机资源实现实时性尽可能高、可靠性尽可能好和尽可能最优的控制效果, 并尽可能用最少的燃料实现在目标星球安全软着陆。

本文针对深空软着陆过程的一般性, 结合深空探测器自主控制能力要求高的特点, 运用软着陆制导控制的研究成果和最优控制的思想, 分析建立了深空软着陆各个阶段的制导控制模型, 进行了仿真验证。

## 1 深空软着陆制导控制的概述

### 1.1 深空软着陆的一般方式和过程

深空软着陆一般采用从目标星球的停泊轨道择

机下降到星球表面的方式实现软着陆。制导控制的一般过程主要包括动力下降段和最终着陆段, 如图 1 所示。

(1) 动力下降段。探测器沿过渡轨道下降到距离星球表面一定高度(到达事先设计好的动力下降开始点)时, 制动发动机点火工作, 开始动力下降, 不断的降低速度和高度, 导引探测器到达着陆区域上空。动力下降段是一个全推力制动过程。这个阶段的主要任务在于消除探测器速度的水平分量。

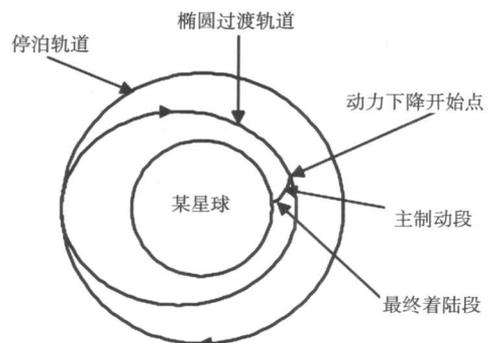


图 1 软着陆过程示意图

(2) 最终着陆段。当探测器下降到距离星球表面几公里的高度时(这个高度需要根据星球的具体情况和着陆轨道的设计情况而定), 发动机工作状态由全推力转为开关调节或者降低功率工作(例如: 主推力发动机关机、小推力发动机继续工作)。这一阶段的轨道可以设计成倾斜下降或者垂直下降。但是倾斜下降时, 一

一般在最后数十米的高度也需要转为垂直下降。

### 1.2 制导控制的总体方案

本文所讨论的软着陆方式选用先在星球停泊轨道环绕运行再减速着陆的方式。采用这一方式进行软着陆时,探测器的制导控制过程也就基本上是一种半开环半闭环的方式:在动力下降段采用开环方式进行减速控制,然后在接近星球表面的最终着陆段打开着陆敏感器,进行闭环控制。

动力下降段采用多项式制导,其燃耗与最优过程相差无几,是一种燃耗次优的制导控制律,且计算量小、实时性强、自主性高和鲁棒性好<sup>[2]</sup>。对于最终着陆段,采用重力转弯制导控制,是因为该方法控制简单、计算量小,能在深空探测器上自主实现,且能保证软着陆的安全性和可靠性。

## 2 制导控制的建模

### 2.1 动力下降段制导控制模型

由于探测器自身所携带的燃料非常有限,加之在动力下降段制动发动机几乎一直在工作,其持续时间也相对较长,因此,这一阶段的首要任务是在一定精度条件下尽可能的实现燃耗最省(对于这一点在文献[2-3]中也有所阐释)。

用  $u, v, w$  表示着陆器在惯性坐标系下的三个速度分量,  $\vec{r}$  为星球球心到着陆器的距离向量,  $\vec{\omega}$  为轨道坐标系相对惯性系的角速度矢量,  $F$  为制动发动机推力,  $u$  为制动推力开关控制函数,  $\mu$  为目标星球的引力常数,  $m$  为着陆器质量,可得动力下降段的动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{Fu}{m} \cos\psi - \frac{\mu}{r^2} + \frac{v^2 + w^2}{r} \\ \dot{v} = \frac{Fu}{m} \sin\psi \cos\varphi - \frac{uv}{r} + \frac{w^2}{r \tan\beta} \\ \dot{w} = \frac{Fu}{m} \sin\psi \sin\varphi - \frac{uw}{r} - \frac{vw}{r \tan\beta} \\ \dot{\vec{r}} = u \\ \dot{\alpha} = \frac{w}{r \sin\beta} \\ \dot{\beta} = \frac{v}{r} \\ \dot{m} = -\frac{F}{C} \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\psi, \varphi$  为轨道坐标系下推力矢量的方向角;  $C = I_p g_E$ ;  $I_p$  为发动机比冲;  $g_E$  为地球重力加速度常数<sup>[4]</sup>。

显然,动力下降段的动力学模型是一个非线性系统,为了求得多项式制导控制律,可以在不影响着陆任务的前提下对模型(1)再作简化:由于一般在这个过程

探测器离星球表面很近,可以认为在动力下降过程中目标星球的重力加速度是一个定值  $\frac{\mu}{R^2}$ , 这里  $R$  为目标星球的平均半径。

根据文献[5]的论述,可以分别用一个关于局部时间  $\tau$  的三次多项式和二次多项式来近似表示星球中心到着陆器质心之间的距离  $r$  和径向速度  $u$ :

$$\begin{cases} r = k_0 + k_1 \tau + k_2 \tau^2 + k_3 \tau^3 \\ u = k_1 + 2k_2 \tau + 3k_3 \tau^2 \end{cases} \quad (2)$$

这里的  $\tau$  为局部时间,它以当前时刻  $t$  为初始时刻,  $t$  的取值范围是  $[0, t_{go}]$ ;  $t_{go}$  为剩余时间,是着陆器从当前时刻开始到达目标点所用的时间。(2)式中各系数可由初始条件和末端条件确定:  $r(0) = r_i, r(t_{go}) = r_f, u(0) = u_i, u(t_{go}) = u_f$  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(2)式中的各系数:

$$\begin{cases} k_0 = r_i \\ k_1 = u_i \\ k_2 = \frac{3(r_f - r_i - u_i t_{go}) - (u_f - u_i) t_{go}}{t_{go}^2} \\ k_3 = \frac{(u_f - u_i) t_{go} - 2(r_f - r_i - u_i t_{go})}{t_{go}^3} \end{cases} \quad (3)$$

对式(3)中的  $u$  求导可得当前时刻的径向加速度:

$$\ddot{r} = 2k_2 = \frac{6(r_f - r_i - u_i t_{go}) - 2(u_f - u_i) t_{go}}{t_{go}^2} \quad (4)$$

着陆器各瞬时加速度矢量和速度矢量之间的几何关系如图 2 图 3 所示。

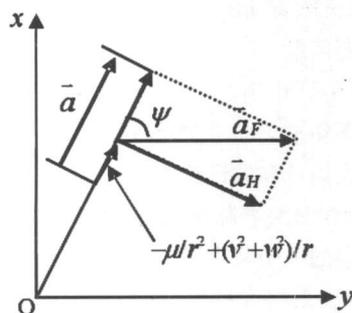


图 2 垂直平面内的加速度矢量几何关系示意图

其中,  $\vec{a}$  为径向加速度,  $\vec{a}_r$  为推力加速度,  $\vec{a}_H$  为加速度水平分量;  $\vec{V}$  为速度矢量在水平面内的投影,  $\vec{V}_f$  为水平末端约束速度,  $\Delta\vec{V}$  为由  $\vec{V}$  变到  $\vec{V}_f$  所需的速度增量。由动力学方程(2)第四式可以看出,径向加速度  $\ddot{r}$  是由引力加速度、向心加速度和推力加速度径向分量组成的,根据图 2 所示各加速度矢量之间的几何关系即可写出推力角  $\psi$  的三角函数关系。在水平面中,水平加速度  $\vec{a}_H$  是产生水平速度增量  $\Delta\vec{V}$  的主要原因,故可令  $\Delta\vec{V}$  和  $\vec{a}_H$  同方向,由此可根据图 3 确定另一个控制角  $\varphi$  的三角

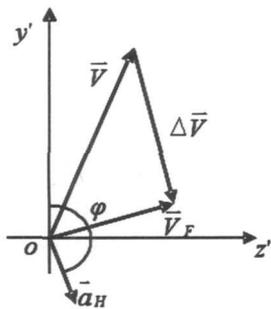


图 3 水平面内的速度矢量几何关系示意图

函数关系表达式。综合上述分析,可以写出控制变量  $\phi$ 、 $\varphi$  的表达式为:

$$\begin{cases} \phi = \arccos \left[ \frac{a + \frac{\mu}{r^2} - (v^2 + w^2)}{ra_F} \right] \\ \varphi = \arccos \left[ \frac{v_f - v}{\sqrt{(w_f - w)^2 + (v_f - v)^2}} \right] \end{cases} \quad (5)$$

在动力下降段,制动推力主要用来抵消着陆器水平初始速度,因此,剩余时间  $t_{go}$  可近似计算:

$$t_{go} = \frac{\sqrt{(w_f - w)^2 + (v_f - v)^2}}{a_H} \quad (6)$$

至此,式(4)、式(5)和式(6)就构成了动力下降段的多项式制导控制律的基本方程,其中,  $a_f$  和  $a_H$  可由加速度计实时测得。

### 2.2 最终着陆段制导控制模型

由于最终着陆段相对较短,本文认为:相对于燃烧问题来说,保证软着陆的安全及良好的着陆姿态才是这一阶段的首要问题。

在文献[6-7]中所论述的重力转弯方法的基础上,概括出了在深空软着陆最终着陆段推导重力转弯制导控制律的几点简化和假设:

- (1) 探测器最终着陆段的全部轨迹都在发动机推力和重力所决定的一个竖直平面内;
- (2) 由于在最终着陆段,探测器与星球表面的距离一般很近(最多为几公里),可以认为重力加速度是一个常数;
- (3) 探测器在这一阶段只受该星球重力和制动发动机推力作用,且制动推力的方向始终沿探测器本体轴。

基于上述简化、假设和图4的受力分析,建立着陆器质心运动学方程:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -ng + g \cos \phi \\ v \frac{d\phi}{dt} = -g \sin \phi \\ \frac{dh}{dt} = -v \cos \phi \end{cases} \quad (7)$$

其中,  $n$  为发动机推力与着陆器重力之比,其大小可通过调节发动机的秒耗量来控制;  $v$  为着陆器速度,  $h$  为着陆器距离星球表面的高度,  $\phi$  为着陆器速度方向与垂直于月面方向的夹角。

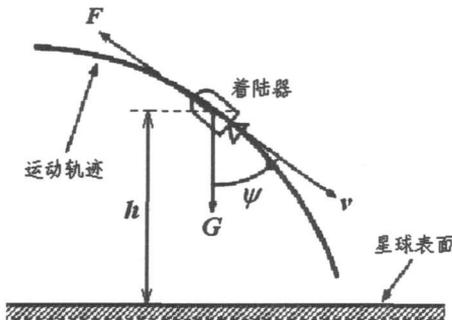


图 4 最终着陆段的受力分析

设最终着陆段的初始条件为:  $v(0) = v_0$ ,  $h(0) = h_0$ ,  $\phi(0) = \phi_0$ 。末端条件:  $v(t_f) \approx 0$ ,  $h(t_f) = 0$ ,  $\phi(t_f) = 0$ 。重力转弯过程中,着陆器的速度、高度和姿态角都可以由着陆器上的仪器实时测得。

由于方程(7)中的时间  $t$  为末端自由变量,无法进行积分,为了推导出制导控制量的表达式,可以将方程(7)变换为角  $\phi$  的微分表达式:

$$\begin{cases} \frac{dv}{d\phi} = v(n \csc \phi - \cot \phi) \\ \frac{dh}{d\phi} = \frac{v^2}{g} \cot \phi \\ \frac{dt}{d\phi} = -\frac{v}{g} \csc \phi \end{cases} \quad (8)$$

代入初始条件,对(8)式进行积分,可得:

$$\begin{cases} v(\phi) = v_0 \left[ \frac{\sin \phi_0}{\sin \phi} \right] \left[ \frac{\tan(\phi/2)}{\tan(\phi_0/2)} \right]^n \\ h(\phi) = h_0 + \frac{v_0^2 \cos^4(\phi_0/2)}{4g(n^2 - 1)} \left[ \frac{\tan(\phi/2)}{\tan(\phi_0/2)} \right]^{2(n-1)} \\ \frac{\cos^2 \phi + 2n \cos \phi + 1}{\sin^4(\phi/2)} - \frac{v_0^2}{4g(n^2 - 1)} (\cos^2 \phi_0 + 2n \cos \phi_0 + 1) \\ t(\phi) = \frac{v_0 \cos^2(\phi_0/2)}{g(1+n)} \left\{ \sec^2(\phi_0/2) + \frac{2}{n-1} - \left[ \frac{\tan(\phi/2)}{\tan(\phi_0/2)} \right]^{n-1} \left[ \sec^2(\phi/2) + \frac{2}{n-1} \right] \right\} \end{cases} \quad (9)$$

这时,我们需要求解重力转弯的制导控制量  $n$ 。当探测器着陆时,即  $\phi = 0$ ,  $h = 0$ 。由式(9)中的第二个表达式可得:

$$n^2 - n \frac{v_0^2}{2gh_0} \cos \phi_0 - \frac{v_0^2}{4gh_0} (1 + \cos^2 \phi_0) - 1 = 0 \quad (10)$$

解方程 (10) 就可以得到推重比  $n$  的表达式:

$$n = \frac{1}{2} \left[ \frac{v_0^2}{2gh_0} \cos^2 \phi_0 + \sqrt{\left( \frac{v_0^2}{2gh_0} \cos^2 \phi_0 \right)^2 + \frac{v_0^2}{gh_0} (1 + \cos^2 \phi_0) + 4} \right] \quad (11)$$

至此, 式 (9)、式 (11) 就构成了最终着陆段的重力转弯制导控制律的基本方程。

### 3 系统仿真及结论

选取火星为目标星球 (假设火星为一质量分布均匀的理想球体), 对上文所述的制导控制模型进行仿真。

#### 3.1 动力下降段制导控制模型的仿真

仿真的初始条件及末端约束条件:

推力器参数:  $F = 2400\text{N}$ ,  $I_p = 400\text{s}$ ,  $g_E = 9.8\text{m/s}^2$ ,

$C = I_p g_E$

火星常数: 火星引力常数  $\mu = 4.28154 \times 10^{13} \text{m}^3/\text{s}^2$ ,

火星半径  $R_j = 3310\text{km}$

初始参数:  $r_0 = 3340\text{km}$  (动力下降段开始于离火星表面  $30\text{km}$  的高度),  $u_0 = 0\text{m/s}$ ,  $v_0 = 3580\text{m/s}$ ,  $w_0 = 0\text{m/s}$ ,  $m_0 = 1000\text{kg}$

末端参数:  $r_f = 3313\text{km}$  (动力下降段终止于离火星表面  $3\text{km}$  的高度),  $u_f = 0\text{m/s}$ ,  $v_f = 200\text{m/s}$ ,  $w_f = 0\text{m/s}$   
仿真结果如图 5- 图 8 所示。

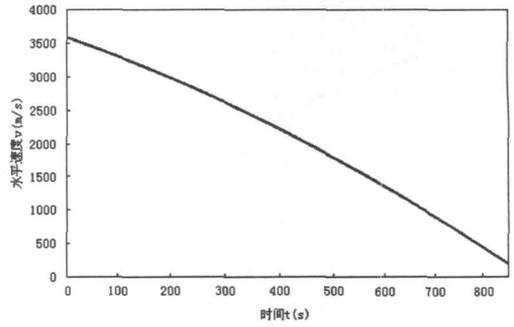


图 7 水平速度曲线

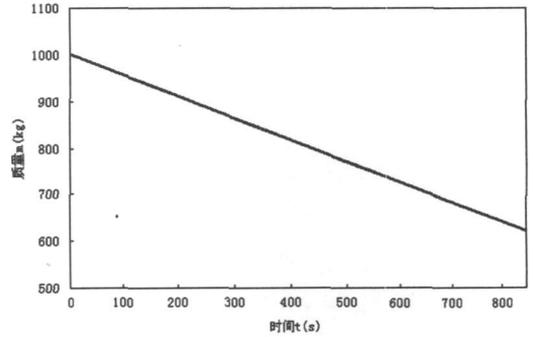


图 8 着陆器质量变化曲线

#### 3.2 最终着陆段制导控制模型的仿真

取仿真初始条件为: 初始速度  $v(0) = 200\text{m/s}$ , 初始高度  $h(0) = 3\text{km}$ 。仿真结果如图 9- 图 11 所示。

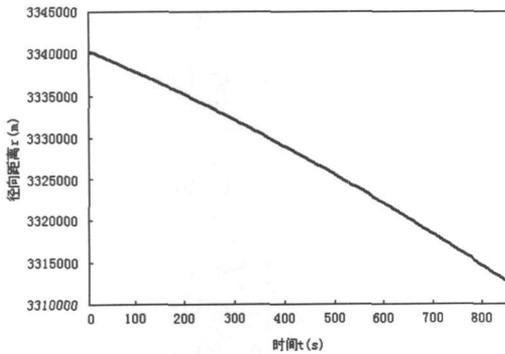


图 5 径向距离曲线

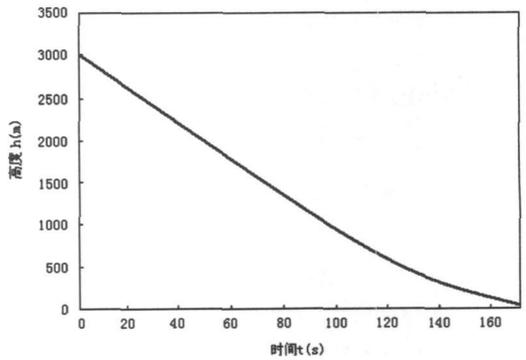


图 9 高度变化曲线

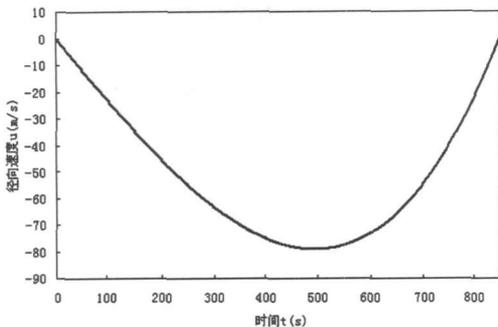


图 6 径向速度曲线

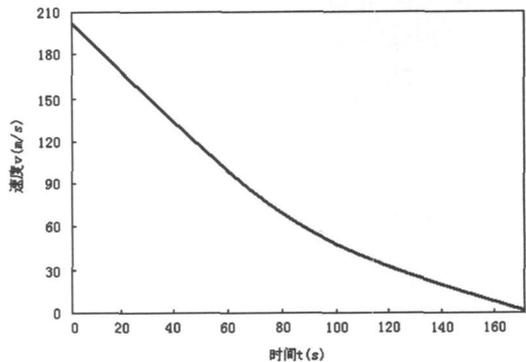


图 10 速度变化曲线

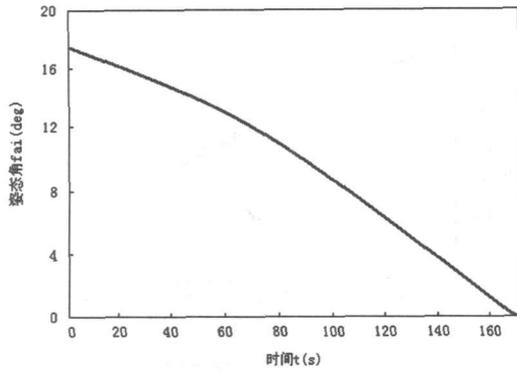


图 11 姿态角变化曲线

#### 4 结束语

与文献[2-3, 6]的推导过程相比, 本文在建模时抓住主要矛盾[8], 使问题得以简化, 方法更加简单。而从仿真结果可以看出: 动力下降段在多项式制导控制律的作用下着陆器运动平稳无跳变, 与文献[9]相比燃料消耗更加缓慢; 最终着陆段在重力转弯制导控制律的作用下, 着陆器纵轴与着陆区法线方向的夹角逐渐减小, 并在着陆时着陆器纵轴垂直于星球表面, 保证了良好的着陆姿态, 速度随高度的变化而逐渐减小并在着陆时趋于零, 保证了着陆的安全可靠。与文献[2-3, 6-7, 9]中的相关结果进行对比, 表明本文建立的深空软着陆制导控制

模型是合理可行的。当然这只是一种理论模型, 还需要在实物仿真中不断修善, 最终得到令人满意的效果, 才能运用于实践。

#### 参考文献:

- [1] 周军. 航天器控制原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
- [2] 孙军伟, 崔平远. 月球软着陆多项式制导控制方法[J]. 宇航学报, 2007, 28(5): 1171-1174.
- [3] 郭敏华. 月球软着陆的建模与控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- [4] 耿长福. 航天器动力学[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006.
- [5] 钱学森. 工程控制论[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2007.
- [6] 王鹏基, 张焯, 曲广吉. 月球软着陆飞行动力学和制导控制建模与仿真[J]. 中国科学 E辑: 技术科学, 2009, 39(3): 521-527.
- [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.
- [8] 王光清. 数学模型的抽象过程[J]. 四川理工学院学报: 自然科学版, 2006, 19(6): 9-11.
- [9] 常晓飞. 月球着陆舱制动减速段的控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

## Modeling and Simulation on the Guidance and Control in Deep-space Soft Landing

JIANG Xu-qiang, TAN Fei

(School of Automation and Electronic Information, Sichuan University of Science & Engineering, Zigong 643000, China)

**Abstract** In this paper, the general way and the process of deep space soft landing is discussed, and the overall scheme of the guidance control in soft landing is described. With minimal fuel for performance index analysis, a kind of soft landing power decline of polynomial guidance law is obtained. With the basic requirements for safety and reliability, analysis is used to segment the gravity of the final landing tum landed method. Finally, the simulation results proved that themodel is reasonable, feasible and simpler.

**Key words** deep-space soft landing; polynomial guidance; gravity-turn