

# 基于偏航机动的常推力定点着陆制导方法

李 骥<sup>1,2</sup>, 张洪华<sup>1,2</sup>, 张晓文<sup>1,2</sup>, 关轶峰<sup>1,2</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100094; 2. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094)

**摘要:** 实现定点着陆终端位置速度六分量控制通常需要发动机推力可调。提出了一种通过偏航机动实现固定推力下的定点着陆制导方法。该方法通过偏转航向角, 调节发动机输出在下降轨迹平面内的分量, 从而实现航程控制; 为了消除推力方向偏转产生的横向位置、速度偏差, 设计了偏转角符号调整策略, 使得着陆器在水平面内呈“之”字形运动, 以一定推进剂为代价, 最终保证了下降着陆终端位置、速度的全部可控。仿真表明, 所提方法简单有效, 易于工程实施。

**关键词:** 动力下降; 定点着陆; 常推力; 显式制导

**中图分类号:** V448.233

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)01-0047-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230026

**引用格式:** 李骥, 张洪华, 张晓文, 等. 基于偏航机动的常推力定点着陆制导方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(1): 47-55.

**Reference format:** LI J, ZHANG H H, ZHANG X W, et al. A constant-thrust guidance method with yaw maneuver for pinpoint landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(1): 47-55.

## 引 言

2020年12月, 中国的“嫦娥五号”月球探测器完成月球表面采样并顺利返回地球, 这标志着中国月球探测“绕、落、回”的三步走战略获得了圆满成功。未来, 中国还将进一步提升月球探测能力, 突破全月面到达、高精度着陆等一系列关键技术<sup>[1]</sup>, 为实施月球极区探测、建设月球表面科考站奠定基础。月球极区被认为可能存在水冰, 是未来月球着陆探测的热点区域, 存在重大的科学和工程价值。但是月球极区地形起伏非常剧烈, 光照条件不佳, 很难找到满足各种约束的大面积着陆区。这就要求着陆器必须准确地着陆到预定的着陆地点, 偏差范围缩小到百米量级, 即实现定点着陆。目前, 新一代无人或有人月球着陆器均将定点着陆纳入了设计要求<sup>[2]</sup>。

现有的无人月球软着陆技术不能实现定点着陆。主要的问题存在于导航和制导两个方面。从导航技术上看, 以往采用的惯性结合测距、测速修正的导航方法<sup>[3]</sup>, 缺少能够提供精确水平位置测量的手段, 精度不满足新任务要求。而在制导技术方面, 则需要实现精确的终端位置、速度六状态控制。本文主要针对的是制导技术方面的问题。

月球软着陆的制导技术经历了从简单到复杂, 从

仅考虑安全着陆, 到考虑推进剂消耗最优, 再到满足定点着陆的发展过程。最早的月球软着陆采用重力转弯制导方法<sup>[4]</sup>, 该方法的基本原理是推力的方向始终与速度方向相反。这样在减速的同时, 着陆器自然转为垂直向下的状态。重力转弯制导方法的缺点是不能进行落点位置控制。到了“阿波罗”(Apollo)时代, 月球软着陆采用了多项式制导。这种制导将后续飞行轨迹的加速度描述为时间的二次函数, 通过运动学方程建立从起点的位置、速度到终端的位置、速度(以及加速度)的转换关系, 从而根据终端目标状态求解出加速度时间二次函数的各项系数, 完成制导律求解<sup>[5]</sup>。这种制导律能够实现终端位置、速度的精确控制, 但它需要动力下降过程发动机推力连续可调, 并且制导方程编排中并未考虑推进剂消耗最优的问题。

进入21世纪后, 显式制导技术在月球着陆探测项目中得到了应用。显式制导立足于最优控制, 其核心是求解动力下降初始状态(位置、速度)和着陆前终端状态(位置、速度)约束下, 推进剂消耗最少的最优控制问题。显式制导有很多种。例如, 日本针对SELENA提出的次优显式制导技术<sup>[6]</sup>, 美国在ALHAT中采用的动力显式制导(Powered Explicit Guidance, PEG)技术<sup>[7]</sup>。而中国的“嫦娥”系列着陆器, 则在充分借鉴了国外的研究成果基础上, 提出了一种用于主减

速段的自适应参数调节的显式制导技术<sup>[8-9]</sup>, 成功实现了多次月球软着陆。相比20世纪60—70年代的着陆制导方法, 采用显式制导技术带来的一项重要优势就是节省了推进剂消耗。但是这一时期的显式制导技术都建立在发动机推力固定的基础上。由于发动机推力不可调, 制导终端三维位置、速度矢量共6个分量中只有5个可以约束。考虑到这一时期任务对落点位置精度要求并不高, 所以常推力的显式制导律均不进行航程控制。受到初始轨道偏差、发动机推力偏差、着陆器质量偏差等因素的影响, 着陆点散布可达到千米甚至十千米量级。

针对未来定点着陆的任务需求, 众多学者和工程技术人员开展了大量的基础研究工作。主要方向集中在如何求解最优控制中多约束的两点边值问题上。其中, 终端约束包括了三维位置、速度共6个状态。最优控制问题的求解有间接法和直接法两种。间接法利用极大值原理, 通过引入拉格朗日乘子求解。虽然理论上已经证明, 要实现终端6个状态控制, 需要发动机推力输出表现为“Bang-Bang”形式, 通常为“最小-最大”或“最大-最小-最大”这两种状态<sup>[10-11]</sup>, 但动力下降过程运动学方程的非线性以及协态初值难以获取的问题, 限制了间接法的应用。另一类是直接法, 将最优控制转化为多约束下的静态参数求解。常见的有非线性规划方法和凸优化方法。非线性规划方法由于计算量较大, 难以满足实时要求, 通常演变为离线着陆轨迹规划<sup>[12-13]</sup>和在线轨迹跟踪。而凸优化方法则是对着陆轨迹最优控制问题引入松弛变量, 完成凸化, 转化为二阶锥问题, 再使用内点法求解。该算法最早针对火星着陆抛伞后的动力下降过程提出<sup>[14-15]</sup>。由于计算效率较高, 有成熟的二阶锥规划求解器, 因此可以摆脱离线轨迹规划-在线轨迹跟踪的使用策略, 直接进行在线解算, 从而实现实时制导<sup>[16-17]</sup>。由于巨大的应用潜力, 基于凸优化的着陆制导方法一经提出, 迅速成为国内外关注的重点, 针对不同任务(包括火星大气进入下降着陆、月球着陆<sup>[18]</sup>、地球大气再入)的算法先后出现。此外, 着陆凸优化求解算法建立在地平、常重力假设之上, 对于月球软着陆这种航程长、月面曲率不可忽略的应用对象, 还发展出了基于序列凸优化的解决方案<sup>[19]</sup>。

另一方面, 针对显式制导技术的改进方法也不断出现。文献[20]在PEG制导的基础上提出了通过预测终点位置偏差, 调节发动机制动推力大小, 从而实现航程控制, 满足定点着陆任务要求的方法。这种方法实现的前提是需要使用连续变推力发动机。而针对固定

推力发动机, 文献[21]提出了一种纵向平面使用改进显式制导, 由主发动机进行运动控制; 横向运动用ZEM/ZEV最优反馈制导, 并经过PWPF转换为脉冲, 由小推力姿控发动机进行控制的方案。但这种方法在动力下降开始后, 对于固体发动机推力偏差造成的航程误差仍缺少调节能力。文献[22]则在次优显式制导技术的基础上, 用非线性规划方法求解显式制导律参数, 以降低推进剂消耗。但该方法只约束终端高度和速度, 不解决定点着陆问题。

总的来看, 对于定点着陆任务, 无论是采用非线性规划-轨迹跟踪方法, 还是凸优化方法, 又或者是改进显式制导技术, 都需要发动机推力可调。虽然从最优控制角度看, 发动机推力只需要在最大值和最小值之间做Bang-Bang切换, 这意味着制动推力只需要两档。但是发动机不可避免存在推力偏差, 因此推力在两个档位附近进行小幅度调整的能力仍是改善终端位置控制精度的重要手段。但这实际也增加了推进系统和发动机研制的难度。

为了规避上述问题, 本文提出了一种基于固定推力发动机通过偏航机动实现终端位置、速度控制的制导方法。这种方法的基本原理是将目标终端设置于略远于发动机推力最大负偏差对应的下降航程的位置上。在下降过程中制导、导航与控制(Guidance Navigation & Control, GNC)系统通过偏转航向角来降低平面内的制动推力, 使得飞行航程增加, 直到与目标终端位置匹配。这种方式相当于通过增加一段飞行区间, 在该区间内进行必要的能量耗散(降低推力), 以增大航程并与目标着陆点匹配, 从而实现对落点位置的控制。当然付出的代价是损失了一部分推进剂, 丧失了推进剂消耗的最优性, 但降低了对发动机研制的压力, 对于目前已经经过飞行验证的显式制导方法具有很好的继承性。

## 1 常推力显式制导

### 1.1 算法原理

对于类似月球这种无大气天体的软着陆任务来说, 月心惯性坐标系的着陆器运动学方程可以描述为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \frac{\mathbf{F}}{m} \mathbf{u}_F + \mathbf{g} \\ \dot{m} = -\frac{F}{v_{ex}} \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $\mathbf{r}$ 是着陆器的位置矢量;  $\mathbf{v}$ 是着陆器的速度矢量;  $\mathbf{F}$ 是发动机推力;  $v_{ex}$ 是发动机的流量, 且 $v_{ex} =$

$I_{sp}g_e$ ,  $I_{sp}$ 是发动机的比冲,  $g_e$ 是地球重力加速度常数;  $m$ 是着陆器质量;  $\mathbf{u}_F$ 表示推力的方向矢量;  $\mathbf{g}$ 是引力加速度。着陆过程就是要从指定的初始状态到达预定的终端状态。通常在这个过程中应尽量保证推进剂消耗最少。显然这是个最优控制问题。假设引力加速度为常数, 则针对式(1)可以得到哈密顿函数为

$$H = \lambda_1^T \mathbf{v} + \lambda_2^T \left( \frac{\mathbf{F}}{m} \mathbf{u}_F + \mathbf{g} \right) - \dot{m} \quad (2)$$

那么协态方程为

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_1 = 0 \\ \dot{\lambda}_2 = -\lambda_1 \end{cases} \quad (3)$$

其中,  $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$ 分别是位置、速度的协态。由式(3)可以推出

$$\lambda_1 = \mathbf{c}_1 \quad (4)$$

$$\lambda_2 = \mathbf{c}_0 - \mathbf{c}_1 t \quad (5)$$

其中:  $\mathbf{c}_0$ 和 $\mathbf{c}_1$ 是常矢量;  $t$ 是时间。根据极大值原理,  $H$ 取极大值必然有 $\mathbf{u}_F$ 和 $\lambda_2$ 同向, 即 $\mathbf{u}_F = \lambda_2 / \|\lambda_2\|$ 。式(5)表明最优推力方向 $\mathbf{u}_F$ 在纵向飞行平面内的两个分量均是随时间线性变化的, 这是一种双线性正切律形式。

本文所使用的常推力动力显式制导PEG就是基于这一规律设计的。它首次出现于航天飞机项目, 是大气层外动力飞行过程的一种通用制导律<sup>[23]</sup>。根据式(5), 设月心惯性坐标系下推力方向满足如下关系

$$\lambda_F = \lambda_v + \lambda(t - t_\lambda) \quad (6)$$

其中:  $\lambda_F$ 对应式(5)的 $\lambda_2$ , 它归一化后为目标推力方向,  $\lambda_v$ 和 $\lambda$ 是式(5)中 $\mathbf{c}_0$ 、 $\mathbf{c}_1$ 的线性组合;  $t_\lambda$ 是参考时间。在 $t_\lambda$ 时刻, 推力方向 $\lambda_F$ 和 $\lambda_v$ 同向。 $\lambda_v$ 和 $\lambda$ 的取值可以随 $t_\lambda$ 的不同而变化, 但在PEG制导算法推导中限定 $\lambda_v$ 是单位矢量, 且 $\lambda_v$ 和 $\lambda$ 正交。在这种情况下 $\lambda_v$ 代表了剩余速度增量的方向,  $\lambda$ 代表着 $\lambda_F$ 的变化率。若用 $t_c$ 表示当前时间, 用 $t_{go}$ 表示剩余点火时间, 那么 $\lambda_F$ 、 $\lambda_v$ 和 $\lambda$ 的几何关系可以用图1表示。

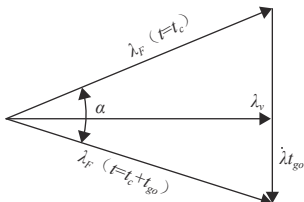


图1 双线性正切制导律

Fig. 1 Bi-linear tangent steering Law

由于 $\mathbf{u}_F = \lambda_F / \|\lambda_F\|$ , 再考虑到下降过程中推力方向的变化 $\alpha$ 通常是小量(这个假设随着剩余飞行时间的减少而更加可行), 所以将式(6)代入方程(1)有

$$\ddot{\mathbf{r}} - \mathbf{g} = \frac{\mathbf{F}}{m} \frac{\lambda_v + \lambda(t - t_\lambda)}{\|\lambda_v + \lambda(t - t_\lambda)\|} \approx \frac{\mathbf{F}}{m} \left\{ \lambda_v \left[ 1 - \frac{1}{2} \lambda^2 (t - t_\lambda)^2 \right] + \lambda(t - t_\lambda) \right\} \quad (7)$$

如果 $\lambda$ 、 $\lambda_v$ 、 $t_\lambda$ 以及剩余飞行时间 $t_{go}$ 已知, 那么可以根据式(7), 由 $t_c$ 时刻的位置、速度, 预报出结束时刻 $t_c + t_{go}$ 着陆器的位置和速度(分别用符号 $\mathbf{r}_{pd}$ 和 $\mathbf{v}_{pd}$ 表示)。制导律设定的终端目标位置和速度为 $\mathbf{r}_d$ 和 $\mathbf{v}_d$ , 于是就可以计算出预测终端与目标终端位置和速度的误差。根据这些误差, 反过来可以迭代调整 $\lambda$ 、 $\lambda_v$ 、 $t_\lambda$ 的取值, 使得 $\mathbf{r}_{pd}$ 、 $\mathbf{v}_{pd}$ 与 $\mathbf{r}_d$ 、 $\mathbf{v}_d$ 相匹配, 这样就完成了制导参数的解算。

对于定常推力显式制导方法来说, 由于航程不可控制, 所以 $\mathbf{r}_d$ 和 $\mathbf{v}_d$ 并不是惯性空间固定的矢量。通常采用如下方法定义它们。即

$$\mathbf{r}_d = r_d \text{unit}[\mathbf{r}_{pd} - (\mathbf{r}_{pd} \cdot \mathbf{i}_{yd}) \mathbf{i}_{yd}] \quad (8)$$

$$\mathbf{v}_d = v_d [\mathbf{i}_x \sin \gamma_d + \text{unit}(\mathbf{i}_x \times \mathbf{i}_{yd}) \cos \gamma_d] \quad (9)$$

其中

$$\mathbf{i}_x = \text{unit}(\mathbf{r}_d) \quad (10)$$

其中:  $\mathbf{i}_{yd}$ 是飞行负法线方向矢量, 位置矢量与 $\mathbf{i}_{yd}$ 的叉乘确定了飞行的方向;  $r_d$ 是期望的月心距, 它决定了目标终端的高度;  $v_d$ 是期望的终端速度大小;  $\gamma_d$ 是目标终端速度方向与水平面的夹角; 函数 $\text{unit}()$ 表示对矢量进行单位化。由式(8)不难发现, 目标终端 $\mathbf{r}_d$ 被限制在纵向飞行平面内, 这意味着制导的目标包括将横向位置偏差控制为0。

PEG制导的具体算法比较复杂, 终端位置的预报也不是简单的对式(7)进行积分。限于篇幅的限制, 以上只对其基本思想进行介绍, 具体算法详见参考文献<sup>[23]</sup>。

## 1.2 相对月表的运动状态描述

PEG制导律是建立在天体中心惯性坐标系下的, 并不直观。在描述着陆运动状态时, 通常需要将三维位置转换为航程、横程、高程, 将三维速度转换为径向、横向和前向分量。

航程、横程和高程的定义如图2所示。假设天体中心点(例如月心)为 $O$ , 动力下降起点位置为 $A$ , 目标终点为 $C$ 。由 $AOC$ 构成的平面即为下降轨迹参考平面。 $A$ 点在月面的投影为 $A'$ ;  $C$ 点在月面的投影为 $C'$ ;

设当前着陆器运行到 $B$ 点,  $B$ 点在月面的投影为 $B'$ ;  $B$ 点在 $AOC$ 平面内的投影为 $D$ ,  $D$ 在月面的投影为 $D'$ 。则 $A'$ 和 $D'$ 之间的大圆弧长为航程(向目标方向为正);  $D'B'$ 之间的大圆弧长为横程(向目标方向右侧为正);  $B$ 和 $B'$ 之间的直线距离为高程(向上为正)。

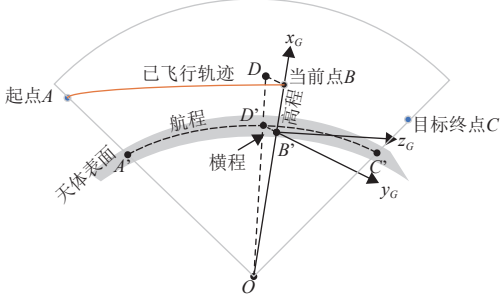


图2 坐标系定义  
Fig. 2 Coordinate definition

径向、横向和前向速度描述在图2定义的 $O-x_G y_G z_G$ 坐标系下。其中坐标轴 $x_G$ 沿 $OB$ 方向, 与着陆器当前的月心位置矢量重合; 坐标轴 $y_G$ 在当地水平面内, 与 $AOC$ 平面负法线的夹角最小; 坐标轴 $z_G$ 在水平面内指向飞行方向。设动力下降起始点 $A$ 的月心位置矢量为 $\mathbf{r}_0$ , 着陆器当前位置 $B$ 的月心矢量为 $\mathbf{r}$ , 目标终点 $C$ 的月心矢量为 $\mathbf{r}_T$ , 则 $x_G$ 、 $y_G$ 和 $z_G$ 的指向可如下计算

$$\mathbf{y}'_G = -\frac{\mathbf{r}_0 \times \mathbf{r}_T}{\|\mathbf{r}_0 \times \mathbf{r}_T\|} \quad (11)$$

$$\mathbf{x}_G = \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|} \quad (12)$$

$$\mathbf{z}_G = \frac{\mathbf{x}_G \times \mathbf{y}'_G}{\|\mathbf{x}_G \times \mathbf{y}'_G\|} \quad (13)$$

$$\mathbf{y}_G = \mathbf{z}_G \times \mathbf{x}_G \quad (14)$$

$O-x_G y_G z_G$ 坐标系是一个当地坐标系。 $x_G$ 称为径向;  $y_G$ 称为横向;  $z_G$ 称为前向。

## 2 终端位置控制方法

对固定推力的着陆器使用常推力显式制导可以实现位置、速度中除航程以外的其他5个分量的控制。那么若要实现终端位置、速度6个分量的控制, 则仅需要解决两个问题:

- 1) 对目标终端位置的瞄准, 即确定飞行的方向;
- 2) 实现沿飞行方向的航程控制。

### 2.1 对终端位置的瞄准

由制导律算法可知,  $\mathbf{i}_{yd}$ 实际定义了下落过程的参考运动平面的方向。在以往的着陆任务中, 动力显式

制导解算中 $\mathbf{i}_{yd}$ 是固定的, 它由动力下降起点的位置 $\mathbf{r}_0$ 和速度 $\mathbf{v}_0$ 决定, 即

$$\mathbf{i}_{yd} = -\frac{\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0}{\|\mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0\|} \quad (15)$$

将终端横向位置偏差设为0就意味着终端目标的位置就在由 $\mathbf{r}_0$ 和 $\mathbf{v}_0$ 构成的平面内。

当进行定点着陆控制时, 需要对终端位置进行严格的约束。这需要调整飞行轨迹参考平面, 并将制导的目标终点置于该平面内, 这样就可以实现对目标的瞄准。由于终端目标一般是固定在天体上的, 随天体转动, 这意味着目标终端在惯性空间的位置是变化的, 所以需要预测出着陆器到达终端的时间。PEG制导律可以计算出剩余制导时间 $t_{go}$ , 那么制导律预计的到达终点的时刻为 $t_c + t_{go}$ , 由此可以计算出终端目标在惯性空间中的位置矢量为 $\mathbf{r}_T(t_c + t_{go})$ 。根据当前着陆器的位置和终点时刻目标的位置, 就可以修正飞行轨迹参考平面的负法线, 实现对终端目标的实时瞄准。

$$\mathbf{i}_{yd} = -\frac{\mathbf{r}(t_c) \times \mathbf{r}_T(t_c + t_{go})}{\|\mathbf{r}(t_c) \times \mathbf{r}_T(t_c + t_{go})\|} \quad (16)$$

### 2.2 航程控制

1) 对发动机推力估计以实现终端位置的预报。

在第1节中, 已经提到PEG制导律本身可以根据发动机推力 $F$ 预报出终端时刻的位置 $\mathbf{r}_{pd}$ 。在进行预报时, 推力 $F$ 越准, 终端位置预报的精度也越高。但是发动机推力存在偏差, 所以为了提高对终端位置的预报精度, 必须首先估计发动机推力。

对发动机推力估计的方法来自发动机推力、比冲与推进剂消耗的关系式

$$\dot{m} = -\frac{F}{I_{sp} g_e} \quad (17)$$

那么从 $t_0$ 时刻到 $t_k$ 时刻, 有

$$m(t_k) = m_0 - \frac{F}{I_{sp} g_e} (t_k - t_0) \quad (18)$$

上式可以转换为

$$\frac{m_0}{F} - \frac{1}{I_{sp} g_e} (t_k - t_0) = \frac{m(t_k)}{F} = \frac{1}{f(t_k)} \quad (19)$$

其中:  $f(t_k)$ 是 $t_k$ 时刻的推力加速度, 它可以用加速度计测量出来。以 $m_0/F$ 和 $1/(I_{sp} g_e)$ 作为未知参数, 即令 $X = [m_0/F \ 1/(I_{sp} g_e)]^T$ , 则利用不同时刻的推力加速度测量, 即 $y_k = 1/f(t_k)$ , 以及测量方程 $h_k = [1 \ -(t_k - t_0)]$ , 就可以使用最小二乘方法得到 $X$ 的估值。由于初始质量 $m_0$ 已知, 于是可以算出推力和比冲的估值为

$$\hat{\mathbf{F}} = \frac{m_0}{\hat{\mathbf{X}}(1)}, \quad \hat{\mathbf{i}}_{\text{sp}} = \frac{1}{\hat{\mathbf{X}}(2)\mathbf{g}_e}$$

推力和比冲是PEG制导的核心参数, 该数值得到估计后, PEG计算过程中对终端位置的 $\mathbf{r}_{\text{pd}}$ 也会更加准确。

2) 根据预报终端位置与目标终端位置的偏差进行航程控制。

根据当前着陆器位置和目标终端位置, 可以计算出剩余航程 $S_T$

$$S_T = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}(t_c)^T \mathbf{r}_T(t_c + t_{\text{go}})}{\|\mathbf{r}(t_c)\| \cdot \|\mathbf{r}_T(t_c + t_{\text{go}})\|}\right) \cdot R_m \quad (20)$$

而根据当前着陆器位置和预报的终端位置, 可以计算出在当前推力下的预计剩余航程 $S_p$

$$S_p = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}(t_c)^T \mathbf{r}_{\text{pd}}}{\|\mathbf{r}(t_c)\| \cdot \|\mathbf{r}_{\text{pd}}\|}\right) \cdot R_m \quad (21)$$

两者之间会存在偏差。如果 $S_T > S_p$ , 表明在当前发动机推力下预计着陆器不能到达目标的终端位置, 即航程不足; 反之, 则表明在当前发动机推力下预计着陆器会飞过目标终端位置。对于固定推力的发动机来说, 如果是前者, 则可以通过偏转飞行姿态, 让纵向平面内的推力分量小于发动机的推力, 这样就可以增大飞行航程。当然推力偏出纵向平面会产生横向位置偏差, 为了消除它的影响, 可以通过恰当的姿态偏转逻辑, 让推力按一定规律向左或向右偏转, 使着陆器走“之”字型路线, 直到预测的航程恰好达到期望值为止。如果是后者, 则表明发动机推力不足, 要达到期望的终端必须增加发动机推力, 但对于固定推力发动机来说, 没有其它方法增大推力, 这时就不可能达到目标终点。因此, 对于本文提出的方法, 必须将航程设计为大于发动机推力为最大负偏差时对应的下降航程, 使得着陆器可以通过偏转飞行姿态, 降低纵向平面内推力, 从而为航程控制留出必要的空间。接下来介绍具体算法逻辑。

(1) 当发动机推力 $F$ 估值已经稳定时, 若 $S_p < S_T$ , 则进行如下处理:

① 将PEG制导律输出的目标推力方向转到 $O\text{-}x_G y_G z_G$ 坐标系下, 并求出方位角 $\alpha$ 和俯仰角 $\beta$

令惯性系到 $O\text{-}x_G y_G z_G$ 坐标系的转换矩阵为 $\mathbf{C}_{GI}$ , 则

$$\mathbf{p}_F = \mathbf{C}_{GI} \cdot \frac{\boldsymbol{\lambda}_F}{\|\boldsymbol{\lambda}_F\|} \quad (22)$$

$$\alpha = \arctan\left(\frac{p_{Fy}}{-p_{Fz}}\right) \quad (23)$$

$$\beta = \arcsin(p_{Fx}) \quad (24)$$

② 修改目标推力方向, 使得修改前后它在纵向的分量不变, 在飞行方向的分量减小

若 $\alpha \geq 0$ , 则 $\alpha' = \alpha + \Delta\alpha$ , 其中 $\Delta\alpha$ 是预制的偏转角, 为正数。

否则,  $\alpha' = \alpha - \Delta\alpha$ 。

于是惯性系下修正后的推力方向为

$$\mathbf{a}_F = \mathbf{C}_{GI}^T \cdot \begin{bmatrix} \sin\beta \\ \cos\beta \sin\alpha' \\ -\cos\beta \cos\alpha' \end{bmatrix} \quad (25)$$

(2) 如果发动机推力 $F$ 估值未稳定或者 $S_p \geq S_T$ , 则推力方向为

$$\mathbf{a}_F = \frac{\boldsymbol{\lambda}_F}{\|\boldsymbol{\lambda}_F\|} \quad (26)$$

推力方向调节的原理如图3所示。原始制导律(仅以减速为目标)输出的目标推力方向为 $\boldsymbol{\lambda}_F$ , 它偏离下降轨道面的角度为 $\alpha$ 。为了减小航程, 实际控制时将方位角 $\alpha$ 增大 $\Delta\alpha$ 。这样就可以减小下降轨道面内的水平推力分量, 达到航程控制目的。但是推力在纵向上的分量不变, 这样就使得高度控制仍然满足要求。

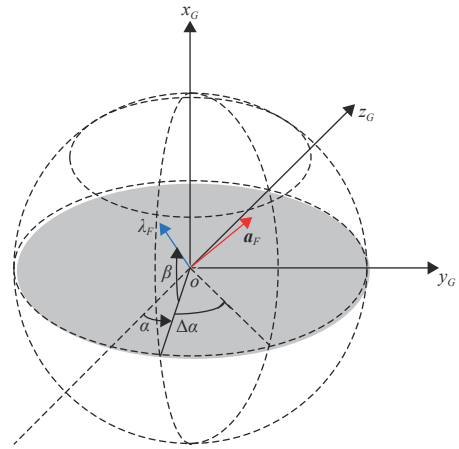


图3 通过偏置姿态实现航程调整

Fig. 3 Downrange regulation by heading angle adjustment

### 3 仿真验证

假设着陆器从 $15 \text{ km} \times 200 \text{ km}$ 椭圆环月轨道的近月点开始动力下降, 发动机点火时的初值质量是 $1800 \text{ kg}$ 。动力下降使用的发动机标称推力为 $5000 \text{ N}$ , 比冲 $310 \text{ s}$ 。实际推力相对标称值存在偏差, 偏差值为标称推力的 $\pm 3\%$ 。终端目标高度 $3000 \text{ m}$ , 终端目标垂直速度为 $-30 \text{ m/s}$ (向上为正), 水平速度为 $0 \text{ m/s}$ 。图4给出了采用常推力PEG制导律算法时, 不同发动机推力偏差对飞行轨迹的影响。该初始条件下,  $\pm 3\%$ 推力偏差造成的航程偏差约为 $\pm 14 \text{ km}$ 。

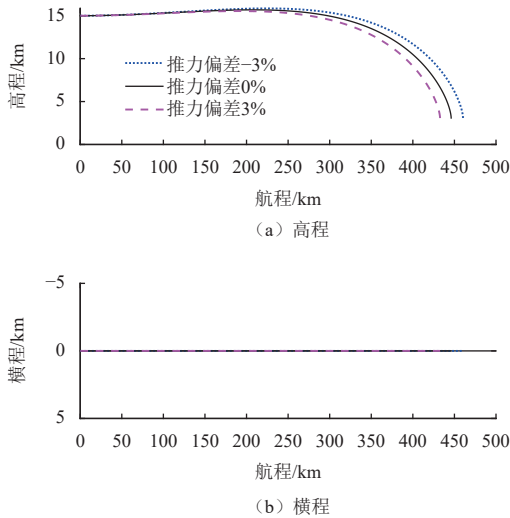


图4 发动机推力偏差对下降过程飞行轨迹的影响  
Fig. 4 Trajectory dispersion caused by thrust bias of descent engine in powered descent phase

图5给出了不同发动机推力偏差下飞行速度的变化曲线。从中可以看出,相同时间点上,不同发动机推力偏差工况下的飞行速度不同,但终点的速度均达到了目标值。

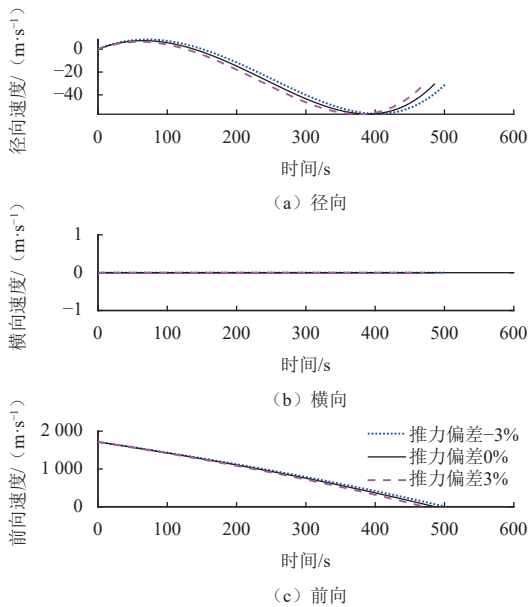


图5 不同发动机推力偏差下飞行速度变化曲线  
Fig. 5 Change in velocity in landing phase with different thrust deviations

图6是不同发动机推力偏差下着陆器剩余质量的变化曲线。虽然推力不同会造成推进剂消耗的速率不同。但到达终点时,剩余质量相差不大,约为 $1\ 000\ \text{kg} \pm 2\ \text{kg}$ 。这其中的原因是常推力的PEG制导以减速为最优目标,推进剂消耗主要取决于减速的效率。发动机推力的偏差对整体推重比影响较小时,消耗的推进剂也相差不大。

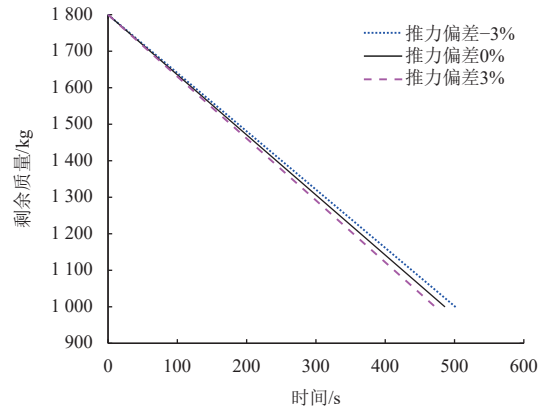


图6 着陆过程不同发动机推力偏差下着陆器剩余质量  
Fig. 6 Remaining mass of the lander in the landing phase with different thrust deviations

为了实现定点着陆,采用本文提出的方法对包括航程在内的终端位置、速度进行控制。设定动力下降起点和终点的航程为 $470\ \text{km}$ 。该数值大于图4中发动机最大负偏差下所能达到的最大航程( $460.3\ \text{km}$ ),目的是为航程控制留下一定的空间。同时设定偏转角 $\Delta\alpha$ 为 $30^\circ$ 。

图7给出了采用本文提出的制导方法的飞行轨迹。图中,“o”表示目标终点,而不同线型的线条表示的是不同推力偏差下对应的飞行轨迹。此外还增加了使用PEG+变推力航程控制方法<sup>[20]</sup>的仿真结果用于和本文方法进行对比。可以看到,当发动机推力不可调时,即使发动机推力有 $\pm 3\%$ 的偏差,终端目标都能够准确达到。从图7中的航程-横程曲线可以看到,为了达到目标点,着陆器在飞行一段距离后(航程 $150\ \text{km}$ ,对应飞行时间 $100\ \text{s}$ 左右)偏离了最初的下落平面。最初的这 $100\ \text{s}$ 用于估计发动机推力,不做航程调整。在之后的下降过程中,通过偏航机动,减少了下降平面内的

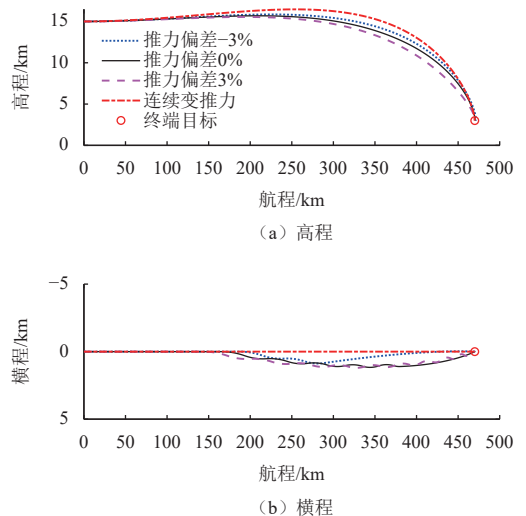


图7 航程控制下的飞行轨迹  
Fig. 7 Flight trajectory with downrange regulation maneuvers

推力分量, 延长了航程。相比起来, 如果采用连续变推力的方式, 则飞行轨迹更为平滑。

图8给出了下降过程的速度变化曲线。很明显, 在推力固定的仿真中, 着陆器的横向速度呈锯齿形变化, 这正是由调节航程偏转航向角, 交替产生左右横向加速度造成的。而采用变推力发动机时, 三方向的速度也都是连续变化的。加速度变化曲线如图9所示。

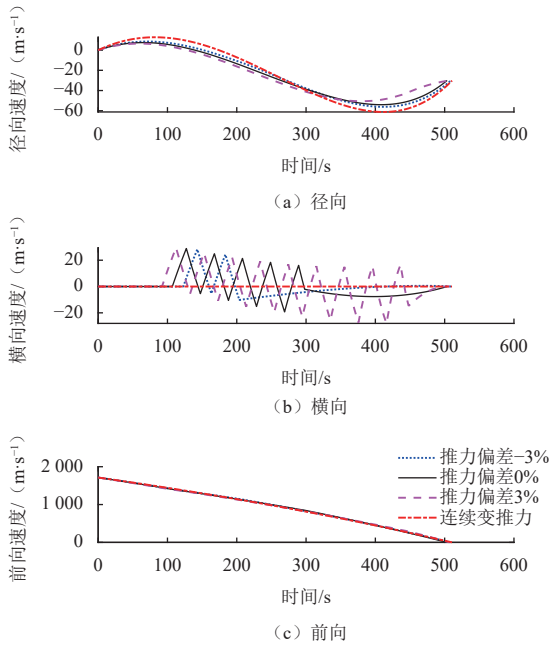


图 8 航程控制下的速度变化曲线

Fig. 8 Change of velocity in descent with downrange regulation maneuvers

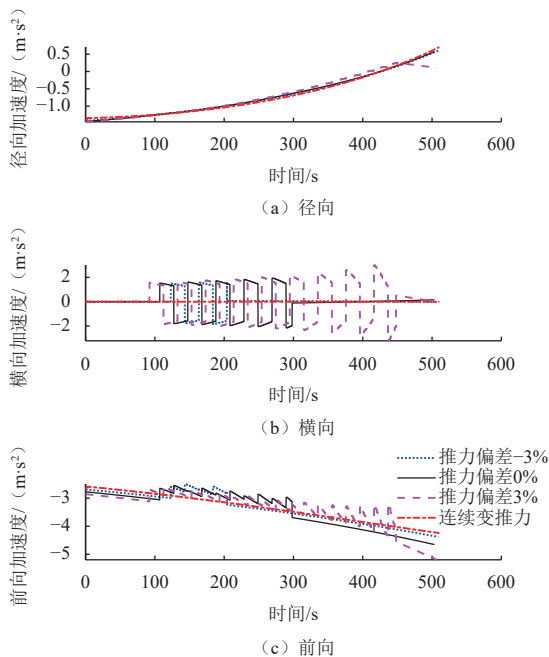


图 9 不同发动机推力偏差下的加速度变化曲线

Fig. 9 Change of acceleration in descent with different thrust deviations

图10和图11分别给出了制导律的输出, 即推力的两个方向角和推力大小随时间的变化。对于使用固定发动机的定点着陆过程, 航向角正负切换, 从而影响航程, 但发动机推力不变; 而使用变推力发动机的定点着陆过程, 姿态角变化平稳, 但发动机推力会根据与目标着陆点的距离进行在线调节。这两种方式推力方向的仰角差别不大。

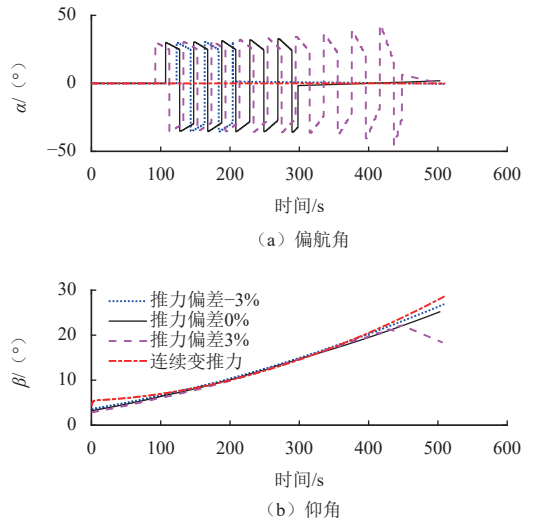


图 10 下降过程推力方向变化

Fig. 10 The change of thrust direction in descent

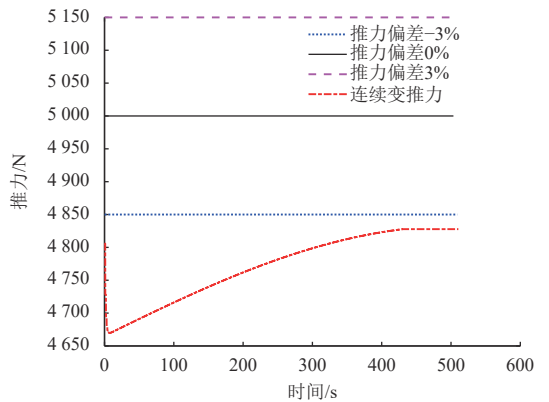


图 11 着陆器的发动机输出推力

Fig. 11 Outputs of descending engines

图12是下降过程的推进剂消耗。与图6相比, 采用连续变推力进行航程控制时的推进剂消耗与固定发动机不进行航程控制时相当。而采用常推力发动机通过偏航机动进行航程控制时, 推进剂的消耗则会多于使用变推力发动机进行航程控制时的结果。且发动机推力越大, 额外消耗的推进剂越多, 最多增加约50 kg。这是因为偏转姿态进行航程控制的本质是将多余的发动机推力分散到平面外, 这会浪费一定的制动能力。但优势是无需使用变推力发动机, 相应的也可以节省一部分变推力发动机增加的结构重量。

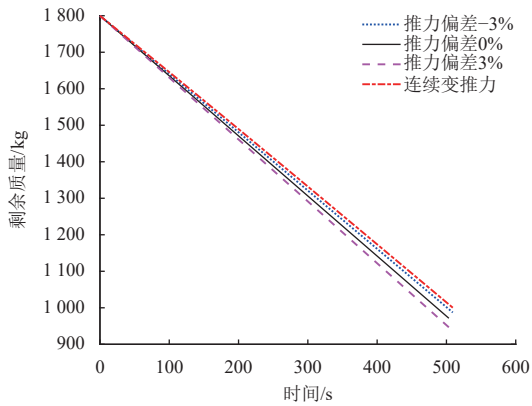


图 12 航程调节机动控制下的着陆器剩余质量

Fig. 12 Remaining mass of the lander in the descent phase with downrange regulation maneuvers

## 4 结 论

本文提出了一种通过偏航机动实现常推力下定点着陆的制导方法。由于发动机推力大小不可调整,因此需要将目标终端位置设计的稍远一些,在下降过程中通过偏转推力方向,间接改变了纵向平面的推力输出,提供了额外的控制量,通过下降过程走“之”字形路线到达目标位置。这种方法以多消耗推进剂为代价,但降低了对推进系统和发动机的要求,为采用固定推力发动机的着陆器实现定点着陆提供了一种可行的解决方案。

## 参 考 文 献

- [1] 叶培建,于登云,孙泽州,等. 中国月球探测器的成就与展望[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(4): 323-333.  
YE P J, YU D Y, SUN Z Z, et al. Achievements and prospect of Chinese lunar probes[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 323-333.
- [2] LEE A Y, ELY T, SOSTARIC R, et al. Preliminary design of the guidance, navigation, and control system of the Altair lunar lander[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto, Ontario, Canada: AIAA, 2010.
- [3] 张洪华,李骥,关轶峰,等. 嫦娥三号着陆器动力下降的自主导航[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(12): 1686-1694.  
ZHANG H H, LI J, GUAN Y F, et al. Autonomous navigation for powered descent phase of Chang'E-3 lunar lander[J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(12): 1686-1694.
- [4] CITRON S J, DUNIN S E, MEISSINGER H F. A terminal guidance technique for lunar landing[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(3): 503-509.
- [5] KLUMPP A R. Apollo lunar descent guidance[J]. *Automatica*, 1974, 10(2): 133-146.
- [6] UENO S, YAMAGUCHI Y. 3-dimensional near-minimum fuel guidance law of a lunar landing module[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Portland: AIAA, 1999.
- [7] SOSTARIC R R. Powered descent trajectory guidance and some

considerations for human lunar landing[C]//Proceedings of 30th Annual AAS guidance and control conference. Breckenridge, Colorado, USA: [s. n.], 2007.

- [8] 黄翔宇,张洪华,王大轶,等. “嫦娥三号”探测器软着陆自主导航与制导技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(1): 52-59.  
HUANG X Y, ZHANG H H, WANG D Y, et al. Autonomous navigation and guidance for Chang'e-3 soft Landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(1): 52-59.
- [9] 张洪华,关轶峰,黄翔宇,等. 嫦娥三号着陆器动力下降的制导导航与控制[J]. 中国科学:技术科学, 2014, 44(4): 377-384.  
ZHANG H H, GUAN Y F, HUANG X Y, et al. Guidance navigation and control for Chang'e-3 powered descent[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2014, 44(4): 377-384.
- [10] TOPCU U, CASOLIVA J, MEASE K D. Fuel efficient powered descent guidance for Mars landing[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005.
- [11] TOPCU U, CASOLIVA J, MEASE K D. Minimum-fuel powered descent for Mars pinpoint landing[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(2): 324-331.
- [12] 彭祺攀,李海阳,沈红新,等. 基于Gauss伪谱法和直接打靶法结合的月球定点着陆轨道优化[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(2): 119-124.  
PENG Q B, LI H Y, SHEN H X, et al. Lunar exact-landing trajectory optimization via the method combining GPM with direct shooting method[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2012, 34(2): 119-124.
- [13] 彭祺攀,李海阳,沈红心. 基于高斯-伪谱法的月球定点着陆轨道快速优化设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1012-1016.  
PENG Q B, LI H Y, SHEN H X. Rapid lunar exact-landing trajectory optimization via Gauss pseudospectral method[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(4): 1012-1016.
- [14] ACIKMESE, A B, PLOEN S R. A powered descent guidance algorithm for Mars Pinpoint Landing[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005.
- [15] ACIKMESE B, PLOEN S R. Convex programming approach to powered descent guidance for Mars landing [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2007, 30(5): 1353-1366.
- [16] DUERI D, ACIKMESE B. Customized real-time interior-point methods for onboard powered-descent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2017, 40(2): 197-212.
- [17] SCHARF D P, ACIKMESE B, DUERI D. Implementation and experimental demonstration of onboard powered-descent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2017, 40(2): 213-229.
- [18] 林晓辉,于文进. 基于凸优化理论的含约束月球定点着陆轨道优化[J]. 宇航学报, 2013, 34(7): 901-908.  
LIN X H, YU W J. Constrained trajectory optimization for lunar pinpoint landing based on convex optimization theory [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(7): 901-908.
- [19] 邓雁鹏,穆荣军,彭娜,等. 月面着陆动力下降段最优轨迹序列凸优化方法[J]. 宇航学报, 2022, 43(8): 1029-1039.  
DENG Y P, MU R J, PENG N, et al. Sequential convex optimization method for lunar landing during powered descent phase[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(8): 1029-1039.

- [20] SPRINGMANN P N. Lunar descent using sequential engine Shutdown[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [21] 高峰, 荆武兴, 高长生, 等. 经济型月球探测器精确定点软着陆制导算法[J]. 宇航学报, 2021, 42(10): 1246-1256.  
GAO F, JING W X, GAO C S, et al. A guidance algorithm for pinpoint soft landing of economical lunar lander[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(10): 1246-1256.
- [22] 乔衍迪, 张泽旭, 邓涵之, 等. 月球探测器动力下降段最优轨迹参数化方法[J]. 宇航学报, 2021, 42(6): 740-748.  
QIAO Y D, ZHANG Z X, DENG H Z, et al. Control variables parameterization method of powered descent trajectory for lunar explorer[J]. *Journal of Astronautics*. 2021, 42(6): 740-748.
- [23] MCHENRY R L, BRAND T J, LONG A D, et al. Space shuttle ascent guidance, navigation, and control[J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1979, 27(1): 1-38.

作者简介:

李骥(1978-), 男, 研究员, 硕士生导师, 主要研究方向: 深空探测航天器制导、导航与控制技术。

通信地址: 北京市海淀区友谊路104号院, 5142信箱, 139分箱 (100094)

电话: (010)68744798

E-mail: [jerem-lee@sohu.com](mailto:jerem-lee@sohu.com)

## A Constant-Thrust Guidance Method with Yaw Maneuver for Pinpoint Landing

LI Ji<sup>1,2</sup>, ZHANG Honghua<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiaowen<sup>1,2</sup>, GUAN Yifeng<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;

2. National Key Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100094, China)

**Abstract:** To realize all the six components of terminal position and velocity control for pinpoint landing, throttleable engines are usually needed. In order to reduce economic cost and technique risk, a constant thrust guidance method with yaw maneuver for pinpoint landing was proposed in this paper. The range in the flight line was controlled by yaw maneuver which regulated the in-plane component of the thrust. And a strategy to change the sign of heading angle was performed to eliminate the position and velocity errors in the cross direction, which made the trajectory in horizon plane resemble the letter “W”. This method steered the spacecraft to a given target point with a little more fuel consumption. Simulation results show that the method proposed in this paper is easy to use and efficient.

**Keywords:** power descent; pinpoint landing; constant thrust; explicit guidance

### Highlights:

- A constant thrust guidance method with yaw maneuver for pinpoint landing is proposed.
- The powered descent phase begins at a predesigned point with a long distance to the target landing point. The distance is larger than the longest flying range with all the possible engine thrust deviations, which can leave a suitable region for range control.
- A powered explicit guidance is used to predict the terminal states including position and velocity. If the target point is further than the predicted terminal point, the thrust will be turning out of the descent trajectory plane through a yaw maneuver to decrease the thrust in plane and increase the “distance-to-go” unless the predicted terminal point matches the target. Then the lander flies to the target directly and the yaw maneuver is finished.
- The flight trajectory in horizon plane resembles the letter “W”, which can prevent the large and undesigned cross range error.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]