

# 导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法

沈心怡<sup>1,2</sup>, 葛丹桐<sup>1,2</sup>, 梁子璇<sup>1,2</sup>, 朱圣英<sup>1,2</sup>

(1. 北京理工大学 空天科学与技术学院, 北京 100081; 2. 深空自主技术工业和信息化部重点实验室, 北京 100081)

**摘要:** 小行星着陆探测任务中, 对光学导航特征的观测质量是影响自主导航精度的关键因素之一。为提升小行星着陆自主导航性能, 将导航特征观测需求引入小行星着陆轨迹规划过程, 提出一种导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法。通过分析星表导航特征非均匀分布特点, 基于导航特征聚类中心设计轨迹控制点, 结合贝塞尔曲线实现着陆轨迹再设计, 生成满足导航观测需求的二维路径点序列, 并在此基础上构造考虑路径点约束的着陆轨迹优化问题, 实现导航观测驱动的三维着陆轨迹规划, 揭示导航特征分布与观测需求对着陆轨迹的影响。仿真结果表明, 所提方法能够灵活调节着陆轨迹, 有效提升小行星着陆过程中的导航特征观测质量。

**关键词:** 小行星探测; 光学导航; 轨迹规划; 特征观测

**中图分类号:** V448.2

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2026)01-0050-08

**DOI:** 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250049

**引用格式:** 沈心怡, 葛丹桐, 梁子璇, 等. 导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2026, 13(1): 50-57.

**Reference format:** SHEN X Y, GE D T, LIANG Z X, et al. A navigation observation-driven trajectory planning method for asteroid landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2026, 13(1): 50-57.

## 引言

近年来, 小行星采样返回已成为小行星探测的重点, 而在小行星表面实现安全、精确的着陆是顺利完成采样返回任务的关键环节之一。在小行星着陆探测过程中, 由于目标小行星通常与地球距离遥远, 探测器与地面站之间存在严重的通信延迟, 导致传统依靠地面站进行远程控制的方式实时性较差、难以应对着陆过程中的突发状况<sup>[1]</sup>。此外, 小行星引力弱、环境暗、形状不规则, 使探测器在小行星表面着陆困难重重, 需要满足严苛的双零约束条件<sup>[2]</sup>。为了实现安全、精确的小行星表面着陆, 需要探测器具备高精度自主导航与制导控制能力<sup>[3]</sup>, 能够利用敏感器观测信息即时确定自身状态, 并基于环境感知结果自主规划运动轨迹, 提高星表着陆的稳健性。

已有研究中, 小行星着陆的轨迹规划问题常转化为最优控制问题, 并通过直接法或间接法进行求解<sup>[4]</sup>。同伦法是间接法中较为有效的方法之一, Yang等<sup>[5]</sup>提出了一种带有切换函数的固定步长积分方法, 用于改进快速同伦方法, 使其适用于不规则引力场中的燃料最优轨迹规划问题。对于直接法, Acikmese等<sup>[6]</sup>提出了一种凸优化算法, 将非凸约束下的轨迹规划问题转化

为有限维的凸优化问题。AlandiHallaj等<sup>[7]</sup>提出了一种概率多时域多模型预测控制方法, 引入动态模型的差异来补偿模型预测控制方法中近似模型的误差。上述方法通过建立不同任务需求下的优化性能指标, 实现了最优运动轨迹的解算。区别于通过求解最优问题得到参考轨迹后进行跟踪制导, 在线制导方法不依赖参考轨迹, 而是根据探测器的当前运动状态, 实时生成制导控制指令。D'Souza<sup>[8]</sup>提出了着陆过程的能量最优制导律, 使用控制加速度与飞行时间构造优化性能指标, 通过变分法求解得到控制指令的解析表达式。该算法形式简单、计算量小, 但没有考虑着陆过程中的状态和控制约束。

现有的轨迹规划方法, 常将能量、燃耗或时间作为优化性能指标, 并考虑推力幅值、障碍规避等约束<sup>[9]</sup>, 近几年也开始出现对运动过程中导航观测需求与效果的探讨。当探测器沿规划的轨迹向着陆点运动时, 使用光学导航相机对星表进行成像, 基于特征观测信息实现自主导航是常用方法之一<sup>[10]</sup>, 而不同导航观测序列将影响系统自主导航性能<sup>[11-12]</sup>, 通过在轨迹设计中考虑导航观测需求, 主动改变飞行路径实现观测目标, 是提高自主探测能力的有效方式。为此, Satpute

等<sup>[13]</sup>针对小行星近距离任务中的视觉覆盖问题, 提出了一种基于优化的航天器轨迹规划方法, 实现多目标点的高分辨率观测。Echigo等<sup>[14]</sup>提出一种基于随机优化的自主轨迹规划算法, 在小行星探测任务的侦察阶段进行低空飞越, 收集潜在着陆点的详细信息。Qiao等<sup>[15]</sup>提出一种考虑光学导航可观测性的接近轨道优化方法, 通过优化接近轨道提升了导航观测的效果, 实现了燃料消耗和导航性能之间的权衡。李嘉兴等<sup>[12]</sup>提出一种相对导航观测序列规划方法, 通过设计导航观测精度指标, 实现了对探测器着陆过程观测序列的自主规划。同样地, 在小行星着陆问题中, 通过对导航观测需求进行量化分析, 将其作为约束引入轨迹规划, 能够提高探测器在运动过程中的导航观测性能、丰富导航信息。

为了提升小行星着陆自主导航性能, 本文提出一种导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法, 使探测器在着陆过程中能够主动接近已知的星表导航特征, 为高精度位姿估计提供必要信息。在能量最优着陆轨迹基础上, 考虑着陆过程自主导航观测需求, 依据星表导航特征分布情况, 通过信息聚类确定轨迹控制点, 基于贝塞尔曲线对着陆轨迹进行再设计, 通过构造并求解带路径点约束的优化问题, 实现三维着陆轨迹规划, 从而提高小行星着陆过程的导航观测质量。

## 1 问题描述

本节首先对小行星着陆过程进行描述, 在给出小行星着陆动力学模型、导航观测模型与制导律的基础上, 建立导航观测驱动的轨迹规划问题模型。

定义小行星固连坐标系原点 $O_F$ 位于小行星的质心,  $Z_F$ 轴沿小行星自旋轴方向,  $X_F$ 轴沿小行星最小惯量轴方向,  $Y_F$ 轴满足右手法则; 着陆点固连系坐标原点 $o$ 位于星表着陆点,  $z$ 轴从小行星质心指向坐标系原点 $o$ ,  $x$ 轴位于当地水平面指向东,  $y$ 轴满足右手法则。探测器在上述坐标系内的位置与速度, 可通过坐标转换矩阵进行相互转换。

在小行星固连坐标系下, 探测器动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{v} - \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) + \mathbf{g}(\mathbf{r}) + \mathbf{u} \end{cases} \quad (1)$$

其中:  $\mathbf{r}$ 、 $\mathbf{v}$ 分别表示探测器的位置与速度矢量;  $\boldsymbol{\Omega}$ 为小行星的自旋角速度;  $\mathbf{g}(\mathbf{r})$ 表示探测器位置处的引力加速度;  $\mathbf{u}$ 为控制加速度。探测器着陆过程的标称轨迹可通过能量最优制导律生成, 该制导律的解析形式为<sup>[9]</sup>

$$\mathbf{u} = -4 \frac{\Delta \mathbf{v}}{t_{go}} - 6 \frac{\Delta \mathbf{r}}{t_{go}^2} - \mathbf{g}(\mathbf{r}) \quad (2)$$

其中:  $\Delta \mathbf{r}$ 、 $\Delta \mathbf{v}$ 表示探测器当前时刻状态与目标着陆点处状态之差;  $t_{go}$ 为剩余飞行时间, 其值为如下方程的正实根

$$t_{go}^4 - 2 \frac{\Delta \mathbf{v}^T \Delta \mathbf{v}}{\mathbf{g}^T \mathbf{g} / 2} t_{go}^2 - 12 \frac{\Delta \mathbf{v}^T \Delta \mathbf{r}}{\mathbf{g}^T \mathbf{g} / 2} t_{go} - 18 \frac{\Delta \mathbf{r}^T \Delta \mathbf{r}}{\mathbf{g}^T \mathbf{g} / 2} = 0 \quad (3)$$

在着陆过程中, 将探测器当前状态及对应引力加速度代入式(3), 并将结果代入式(2), 计算控制加速度, 即可得到闭环能量最优控制序列, 并积分得到对应的着陆轨迹。

着陆过程中探测器通过搭载的激光雷达实现自主光学导航。激光雷达的观测方程为

$$\rho = \rho \hat{\mathbf{u}} \quad (4)$$

其中:  $\hat{\mathbf{u}}$ 为从传感器指向小行星表面被观测点(导航特征)的单位矢量;  $\rho$ 为该方向上的测量距离。对视场范围内的星表导航特征进行识别与匹配, 能够获取探测器状态的观测信息, 进而实现自主导航与制导。

着陆过程中, 导航特征的观测效果如数量、连续性等将会影响系统自主导航精度<sup>[16]</sup>, 而小行星上已知导航特征在星表的分布不均匀, 在探测器初末位置固定的前提下, 选择不同的着陆轨迹会带来不同的观测效果, 如图1所示。为此, 本文考虑在着陆轨迹规划过程中引入导航观测需求, 在能量最优轨迹的基础上, 利用导航特征的分布特点, 优化调整着陆轨迹, 从而揭示导航观测对着陆轨迹的引导作用, 在转移至着陆点的同时, 满足探测器在转移过程中的导航观测需求。

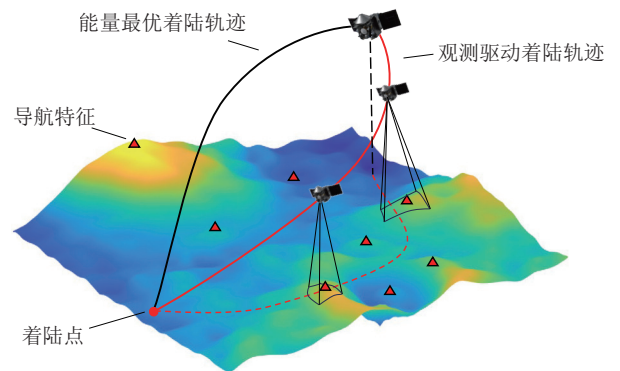


图 1 不同着陆轨迹下观测效果示意图

Fig. 1 Observation effects under different landing trajectories

## 2 观测驱动轨迹规划方法

为了提高着陆过程中探测器对导航特征的观测质

量, 提出一种导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法, 如图2所示。

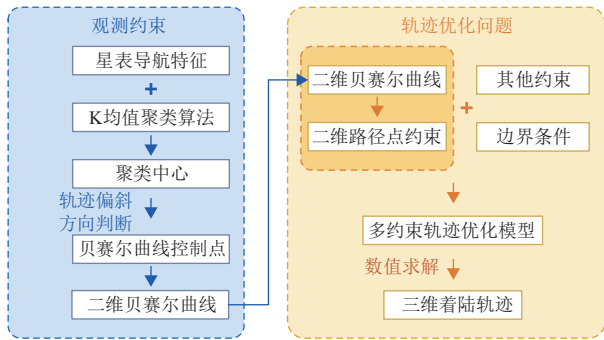


图2 观测驱动轨迹规划算法流程图

Fig. 2 Observation-driven trajectory planning algorithm flowchart

该方法首先对非均匀分布的导航特征进行聚类; 接着, 根据星表导航特征分布, 设计 $x$ - $y$ 平面贝塞尔曲线控制点, 实现满足平滑性、连续性需求的二维运动轨迹规划; 利用所得贝塞尔曲线, 生成满足导航观测需求的二维路径点序列, 将其作为约束引入轨迹优化问题, 通过对优化问题进行求解, 实现导航观测驱动的三维着陆轨迹规划。

## 2.1 导航特征聚类

首先, 使用K均值聚类算法对星表非均匀分布导航特征进行分类<sup>[17]</sup>。该算法通过迭代优化将数据集划分为 $k$ 个互不重叠的簇, 使得同一簇内的样本尽可能相似, 而不同簇间的样本差异显著。

对于已知导航特征 $P_j = \{p_i | i = 1, 2, \dots, n\}$ , 选取 $k$ 个样本作为初始聚类中心, 形成 $k$ 个簇 $C = \{c_j | j = 1, 2, \dots, k\}$ , 计算所有样本到各簇中心的距离, 并将其分配到最近的聚类中心, 即最小化聚类内误差平方和 (Sum of Squares due to Error, SSE), 记为 $I_{SSE}$

$$I_{SSE} = \sum_{j=1}^k \sum_{x_i \in c_j} \|x_i - \mu_j\|^2 \quad (5)$$

其中,  $\mu_j$ 为簇 $c_j$ 的聚类中心。此后, 根据当前簇内样本的均值重新计算聚类中心

$$\mu_j = \frac{1}{N_j} \sum_{x_i \in c_j} x_i \quad (6)$$

其中,  $N_j$ 为簇 $c_j$ 内导航特征的数量。重复上述聚类过程并更新中心点位置, 直至聚类中心的变化小于预设阈值或达到最大迭代次数, 得到最终聚类结果。

算法采用的聚类簇数 $k$ 需预先指定, 可通过手肘法确定其最优取值<sup>[18]</sup>。通过给定预设的 $k$ 值取值序列 $K = [1, 2, \dots, m]$ , 并依次选取序列中的 $k$ 值对导航特征

进行聚类, 可获得聚类簇数与误差平方和的变化曲线, 从中选取合适的聚类簇数 $k_B$ , 实现导航特征聚类, 如图3所示。图中, 每组红圈为聚类点的 $3\sigma$ 椭圆, 其内部为一个聚类簇, 三角形表示各簇聚类中心。

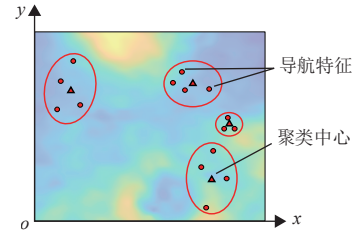
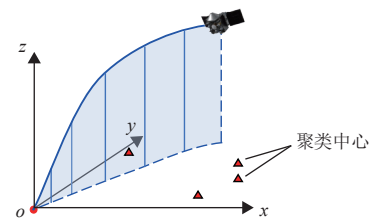


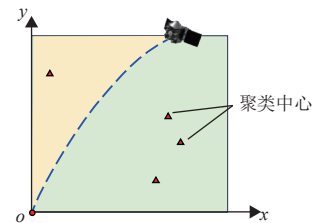
图3 K均值聚类效果示意图

Fig. 3 Diagram of K-means clustering

在着陆点固连系下, 将探测器能量最优着陆轨迹投影至 $x$ - $y$ 平面, 如图4(a)所示。着陆轨迹在该平面内将小行星表面分隔成两个区域, 同理也将上文获取的聚类中心分为了两组, 如图4(b)所示。选择聚类中心数量更多的一侧, 通过将该侧包含的聚类中心点作为着陆轨迹的控制点, 能够使着陆轨迹向导航特征更丰富的区域偏斜, 从而提升着陆过程中观测到的导航特征数量。



(a) 能量最优着陆轨迹在 $x$ - $y$ 平面投影图



(b) 着陆轨迹划分 $x$ - $y$ 平面与导航特征聚类中心示意图

图4 着陆轨迹投影划分导航特征示意图

Fig. 4 Diagram of feature division based on landing trajectory projection

## 2.2 二维平面观测路径点设计

利用贝塞尔曲线对 $x$ - $y$ 平面内的轨迹进行再设计, 通过在 $x$ - $y$ 平面调整轨迹控制点, 改变探测器在水平面内的运动, 生成满足导航观测需求的二维路径点序列, 使探测器在着陆过程中能够主动偏向导航特征分布更密集的方向。

$n$ 阶贝塞尔曲线的表达式为<sup>[19]</sup>

$$p(\eta) = \sum_{i=0}^n P_i B_{i,n}(\eta), \quad \eta \in [0, 1] \quad (7)$$

其中,  $B_{i,n}(\eta)$  为伯恩斯坦基函数, 表达式为

$$B_{i,n}(\eta) = C_n^i \eta^i (1-\eta)^{n-i}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, n \quad (8)$$

其中:  $C_n^i$  为组合数;  $P_i$  为贝塞尔曲线控制点;  $n$  为控制点数量; 变量  $\eta$  为插值参数, 用于控制伯恩斯坦基函数的权重, 当  $\eta$  在  $[0, 1]$  之间变化时, 得到的对应点  $p(\eta)$  在贝塞尔曲线上的位置也随之发生变化。其中  $\eta = 0$  时,  $p(0)$  为贝塞尔曲线的起点;  $\eta = 1$  时,  $p(1)$  为贝塞尔曲线的终点。对插值参数序列进行设计与调节, 得到探测器沿着给定贝塞尔曲线运动的路径点序列。本文中, 将变量  $\eta$  视为一个时间变量, 设计等时间间隔的路径点, 对于飞行时刻  $t_i$ , 定义归一化变量

$$\eta = \frac{t_i}{t_f}, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (9)$$

其中:  $t_f$  为飞行总时长;  $m$  为路径点数量。利用当前飞行时刻与飞行总时长的比值, 对探测器在  $x$ - $y$  平面内受贝塞尔曲线的约束情况进行描述。

考虑到轨迹规划过程中探测器的初始位置与末端位置已知, 为使探测器在着陆过程中接近导航特征, 本文分别以初始与末端状态为贝塞尔曲线的起止控制点, 以选择的导航特征点聚类中心为中间控制点, 构建如下轨迹控制点序列

$$P_{\text{control}} = \{P_0, P_{\mu_1}, \dots, P_{\mu_k}, P_T\} \quad (10)$$

其中:  $P_0$  与  $P_T$  分别为着陆点固连系下着陆过程的初始与末端位置;  $P_{\mu_i}$  ( $i = 1, 2, \dots, k$ ) 为 2.1 节所选聚类中心点位置。

根据式 (7) ~ (10), 得到目标路径点序列在  $x$ - $y$  平面内的投影为

$$R_B(i) = \sum_{P_j \in P_{\text{control}}} P_j B_{j,n} \left( \frac{t_i}{t_f} \right), \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (11)$$

其中  $j$  为控制点序号, 则生成的二维路径点序列为

$$R_B(i) = [R_{B_x}(i), R_{B_y}(i)]^T, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (12)$$

### 2.3 三维着陆轨迹优化

式 (12) 给出了探测器在导航观测驱动下的  $x$ - $y$  平面位置变化, 将该路径点序列作为优化问题的约束, 构建小行星着陆轨迹优化模型。优化性能指标为着陆过程的能量消耗, 即

$$\min J = \int_{t_0}^{t_f} \mathbf{u}^T \mathbf{u} dt \quad (13)$$

探测器在  $x$ - $y$  平面的运动受到贝塞尔曲线路径点的

约束

$$\begin{cases} R_B(t_1) = [R_{B_x}(1), R_{B_y}(1)]^T \\ R_B(t_2) = [R_{B_x}(2), R_{B_y}(2)]^T \\ \vdots \\ R_B(t_m) = [R_{B_x}(m), R_{B_y}(m)]^T \end{cases} \quad (14)$$

探测器着陆过程的起始和末端状态已知, 轨迹优化问题的边界条件为

$$\begin{cases} R_B(0) = P_0, \quad R_B(t_f) = P_T \\ V_B(0) = V_0, \quad V_B(t_f) = \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{cases} \quad (15)$$

式 (13) ~ (15) 将轨迹规划问题转化为一个带约束的能量最优控制问题, 使用直接配点法将连续时间轨迹优化问题离散化为有限维非线性规划问题, 并进行数值求解, 得到满足约束的三维着陆轨迹。

为了定量分析导航观测需求下的轨迹规划结果对着陆能耗的影响, 使用燃料质量比 (Propellant Mass Fraction, PMF), 即燃料质量与探测器总重的比值, 对着陆能耗进行评估, 记为  $I_{\text{PMF}}$ , 可通过下式计算得到<sup>[7]</sup>

$$I_{\text{PMF}} = 1 - e^{-\frac{\sum_{i=1}^n \|\mathbf{u}_i\| \Delta t}{I_{\text{sp}} g_e}} \quad (16)$$

其中:  $n$  表示控制加速度序列长度;  $\mathbf{u}_i$  为  $[t_i, t_i + \Delta t]$  上的离散控制加速度;  $I_{\text{sp}}$  为推力器比冲;  $g_e$  为地球引力加速度。

## 3 数值仿真

为了检验所提轨迹规划方法的有效性, 使用 433 Eros 小行星的多面体引力场模型进行仿真。在着陆点固连系中, 假设探测器初始位置为  $[-60, -70, 65]^T$  m, 着陆末端位置为  $[0, 0, 0]^T$  m。根据能量最优制导, 生成的着陆轨迹如图 5 所示, 图中红色三角表示星表已知导航特征。

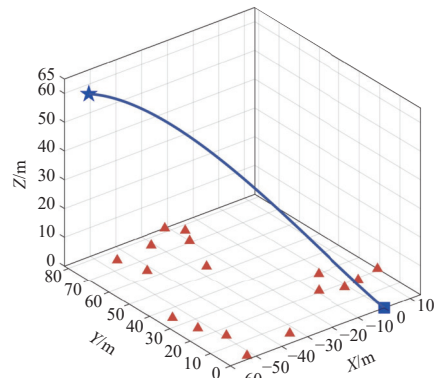


图 5 能量最优着陆轨迹与导航特征

Fig. 5 Energy optimal landing trajectory and navigation features

使用手肘法选取聚类最佳 $k$ 值, 选择取值序列  $K = [1, 2, \dots, 9]$ , 计算序列所有 $k$ 值聚类结果的聚类内误差平方和SSE, 结果如图6所示。可见 $J$ 值在 $k = 3$ 时发生明显转折, 认为此时能够实现较为紧密的聚类划分, 选择 $k = 3$ 。在此基础上, 对已知导航特征进行 $K$ 均值聚类, 得到如图7所示的三组特征聚类簇。其中, 叉形标注的位置为各簇的聚类中心, 椭圆形虚线表示各簇特征点的 $3\sigma$ 椭圆。从左至右编号为 $\mu_1$ 、 $\mu_2$ 、 $\mu_3$ , 可见导航特征在轨迹右上侧的分布较多, 因此选择该侧的聚类中心点 $\mu_2$ 、 $\mu_3$ 作为贝塞尔曲线中间控制点, 结合探测器的初始与末端状态, 得到控制点序列为  $P_{\text{control}} = \{P_0, P_{\mu_2}, P_{\mu_3}, P_T\}$ , 各控制点坐标如表1所示。根据式(7)~(10)方法, 基于控制点序列  $P_{\text{control}}$  生成参考贝塞尔曲线, 如图7所示。

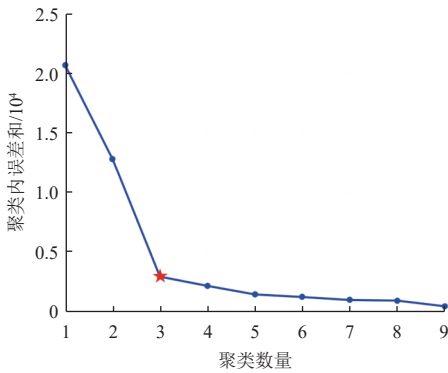


图6 聚类内误差平方和随 $k$ 值变化情况  
Fig. 6 SSE variation for clustering with change of  $k$

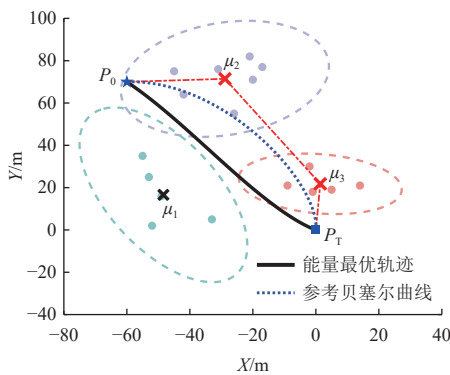


图7 导航特征聚类结果  
Fig. 7 K-means clustering results of navigation features

表1 贝塞尔曲线控制点坐标

Table 1 Control point coordinates of Bezier Curve

控制点序号 $j$	二维坐标/m
$P_0$	$[-60.00, 70.00]^T$
$P_{\mu_2}$	$[-28.67, 71.88]^T$
$P_{\mu_3}$	$[1.92, -21.90]^T$
$P_T$	$[0, 0]^T$

在贝塞尔曲线上取等时间间隔的坐标点作为轨迹优化问题的路径约束, 通过调节路径点数量 $m$ 的取值, 能够形成不同的路径点约束序列。分别取 $m = 1$ 与 $m = 3$ , 将所得路径点序列作为优化问题的约束, 构建单路径点约束与多路径点约束下的轨迹优化问题模型。设总飞行时长 $t_f = 800$  s, 时间间隔 $\Delta t = 2$  s, 采用直接配点法求解轨迹优化问题, 得到的探测器三维着陆轨迹如图8所示。探测器在 $x$ - $y$ 平面内的运动轨迹受到贝塞尔曲线路径点的约束, 主动向导航特征分布更密集的方向发生了偏移。

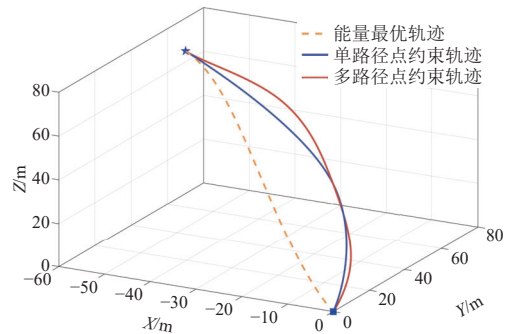


图8 三维轨迹优化结果  
Fig. 8 3D trajectory optimization result

图9~10给出了优化轨迹在 $x$ - $y$ 平面内的投影, 图中, 倒三角形标注代表轨迹优化问题中的路径点约束坐标。可见路径点约束越多, 生成的轨迹偏移情况越明显, 在 $x$ - $y$ 平面内的投影与参考贝塞尔曲线更加接近。图9~10中灰色虚线展示了着陆过程中探测器观测视场的变化情况。其中, 黑色三角表示星表导航特征, 粉色三角为着陆过程中实际被观测到的导航特征。对着陆过程的导航特征观测数量变化进行统计, 结果如图11所示。由仿真结果可知, 采用所提轨迹规划方法能够使得探测器在着陆过程中主动接近星表导航特征, 有效丰富导航观测信息。

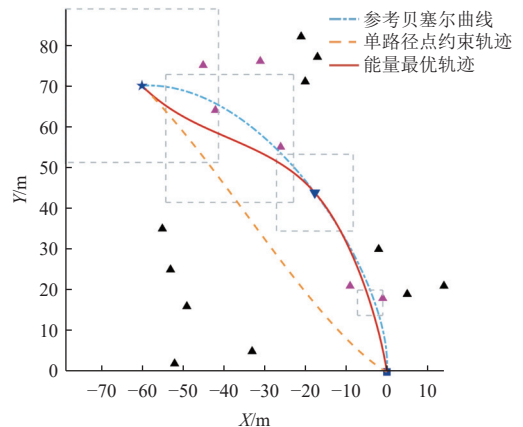


图9 单点约束轨迹优化结果  
Fig. 9 Trajectory optimization result subject to a single point constraint

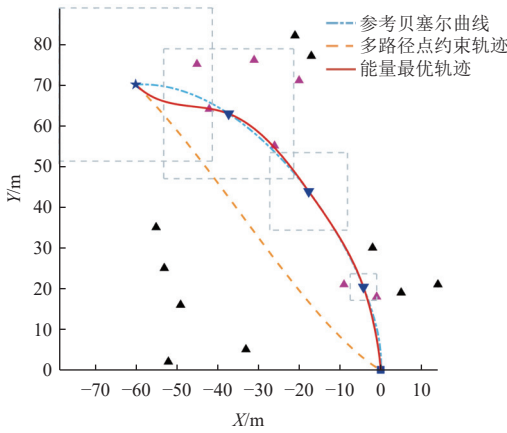


图 10 多点约束轨迹优化结果  
Fig. 10 Trajectory optimization results subject to multiple point constraints

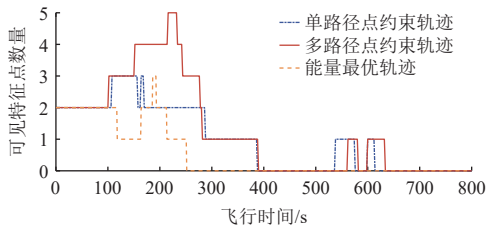


图 11 着陆过程中导航特征观测效果  
Fig. 11 Observation results of navigation features during landing

着陆过程中三轴控制加速度变化曲线如图12所示。在路径约束点的影响下， $x$ 、 $y$ 方向控制加速度的求解结果与能量最优制导方法所得控制律存在较大变化。 $z$ 轴方向没有增加额外约束，求解所得控制加速度与能量最优制导方法较接近。

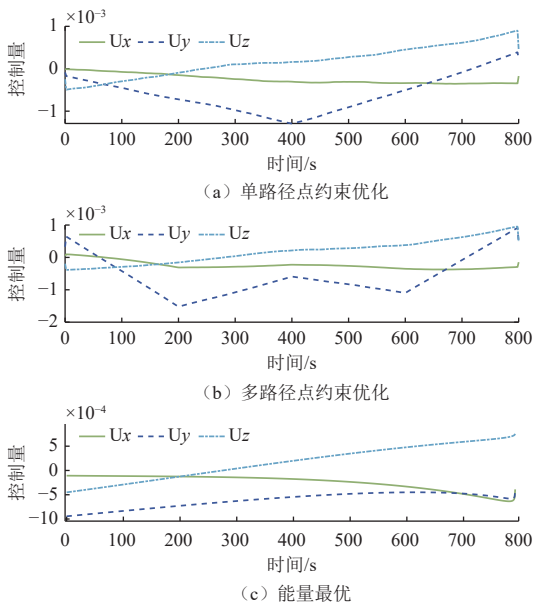


图 12 着陆过程控制加速度  
Fig. 12 Acceleration control variations

通过改变路径点数量 $m$ 的取值，可获得不同数量的路径约束点序列，对不同约束下的轨迹优化问题进行求解，得到的PMF计算结果如图13所示。观察PMF结果可以发现，路径约束点的数量将会影响燃料消耗的大小。其中，需要跟踪的路径点数量越少，对于着陆轨迹的约束越弱，所对应的燃耗也更小。

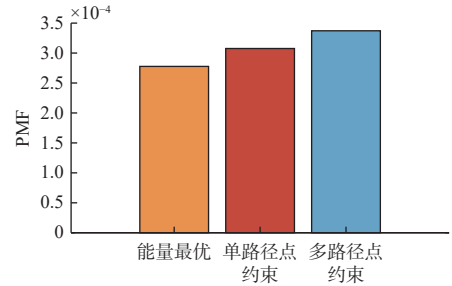


图 13 不同约束下优化轨迹的PMF计算结果  
Fig. 13 PMF results of different constraints

### 4 结 论

针对探测器在星表着陆过程中对导航特征的观测需求，本文提出一种导航观测驱动的小行星着陆轨迹规划方法。考虑着陆过程导航特征非均匀分布对轨迹规划的影响，对导航特征进行聚类，在此基础上选取控制点、基于贝塞尔曲线实现二维平面内的轨迹设计，进一步构造并求解受二维路径点约束的轨迹优化问题，实现了导航观测驱动下的三维着陆轨迹规划。仿真结果表明，采用所提方法，探测器能够在着陆过程中主动改变运动轨迹，通过牺牲一定燃耗换取更丰富的导航特征观测结果，从而提高下降着陆过程中导航系统的观测质量。

### 参考文献

- [1] DELAUNE J, BESNERAIS G L, VOIRIN T. Visual-inertial navigation for pinpoint planetary landing using scale-based landmark matching[J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2016, 78: 63-82.
- [2] 崔平远, 葛丹桐, 朱圣英. 小行星附着自主导航与制导[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2024.
- [3] 王大轶, 黄翔宇. 深空探测自主导航与控制技术综述[J]. *空间控制技术与应用*, 2009, 35(3): 6-12.
- [4] WANG D Y, HUANG X Y. Survey of autonomous navigation and control for deep space exploration[J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(3): 6-12.
- [5] LIU X, LU P, PAN B. Survey of convex optimization for aerospace applications[J]. *Astrodynamics*, 2017, 1(1): 23-40.
- [6] YANG H, BAOYIN H X. Fuel-optimal control for soft landing on an irregular asteroid[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2015, 51(3): 1688-1697.
- [6] 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.
- [7] ALANDIHALLAJ M, ASSADIAN N. Asteroid precision landing via probabilistic multiple-horizon multiple-model predictive control[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 161: 531-541.
- [8] D'SOUZA C N. An optimal guidance law for planetary landing[C]// Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference. New Orleans, LA, USA: [s. n.], 1997.
- [9] 崔平远, 龙嘉腾, 朱圣英, 等. 行星着陆轨迹优化技术研究进展[J]. *宇航学报*, 2021, 42(6): 677-686.
- CUI P Y, LONG J T, ZHU S Y. Research progress of planetary landing trajectory optimization techniques[J]. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(6): 677-686.
- [10] 梁子璇, 鲁冰洁, 崔平远, 等. 小天体智能附着技术研究进展[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2024, 11(3): 213-224+210.
- LIANG Z X, LU B J, CUI P Y, et al. Research progress of technologies for intelligent landing on small celestial bodies[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2024, 11(3): 213-224+210.
- [11] 葛丹桐, 朱圣英. 小行星复杂形貌自适应附着轨迹动态规划方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2021, 8(2): 132-139.
- GE D T, ZHU S Y. Asteroid landing trajectory dynamic planning method with complex topography adaptability[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021, 8(2): 132-139.
- [12] 李嘉兴, 王大轶, 邓润然, 等. 小天体附着相对导航观测序列规划及试验[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2024, 11(3): 295-303.
- LI J X, WANG D Y, DENG R R, et al. Relative navigation observation sequence planning for small body attachment and its experiment[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2024, 11(3): 295-303.
- [13] SATPUTE S G, MANSOURI S S, BODIN P, et al. On optimal spacecraft trajectory planning for asteroid visual coverage[C]// Proceedings of 2020 28th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED). Saint-Raphaël, France: MED, 2020.
- [14] ECHIGO K, CAULIGI A, BANDYOPADHYAY S, et al. Autonomy in the real-world: autonomous trajectory planning for asteroid reconnaissance via stochastic optimization[C]// Proceedings of AIAA SciTech Forum 2025. Orlando, FL, USA: AIAA, 2025.
- [15] QIAO D, ZHOU X, ZHAO Z, et al. Asteroid approaching orbit optimization considering optical navigation observability[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 58(6): 5165-5179.
- [16] 张洪华, 梁俊, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号自主避障软着陆控制技术[J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 559-568.
- ZHANG H H, LIANG J, HUANG X Y, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing[J]. *Scientia Sinica(Technologica)*, 2014, 44: 559-568.
- [17] JAIN A K. Data clustering: 50 years beyond K-means[J]. *Pattern Recognition Letters*, 2010, 31(8): 651-666.
- [18] NAINGGOLAN R, PERANGIN-ANGIN R, SIMARMATA E, et al. Improved the performance of the K-means cluster using the Sum of Squared Error (SSE) optimized by using the elbow method[C]// Proceedings of 1st International Conference of SNIKOM. Medan, Indonesia: [s. n.], 2018.
- [19] LI J, WU F, GONG X Y, et al. Depth contour smoothing based on the fitting of multi-segment bezier curves[J]. *Marine Geodesy*, 2018, 41(4): 382-404.

作者简介:

**沈心怡**(2001-), 女, 硕士研究生, 主要研究方向: 深空探测自主导航与制导。

通信地址: 北京市海淀区中关村南大街5号, 北京理工大学空天科学与技术学院(100081)

E-mail: [shenxinyi2311@163.com](mailto:shenxinyi2311@163.com)

**葛丹桐**(1992-), 女, 博士, 预聘助理教授, 主要研究方向: 深空探测自主导航与制导。**本文通信作者**。

通信地址: 北京市海淀区中关村南大街5号, 北京理工大学空天科学与技术学院(100081)

电话: (010)68913550

E-mail: [gedt@bit.edu.cn](mailto:gedt@bit.edu.cn)

# A Navigation Observation-Driven Trajectory Planning Method for Asteroid Landing

SHEN Xinyi<sup>1,2</sup>, GE Dantong<sup>1,2</sup>, LIANG Zixuan<sup>1,2</sup>, ZHU Shengying<sup>1,2</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Autonomous Technology for Deep Space Exploration, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** In asteroid landing and exploration missions, the observation quality of optical navigation features is one of the key factors that influence the accuracy of autonomous navigation. To enhance the efficiency of navigation observation in asteroid landing missions, the observation requirements of navigation features were incorporated into the trajectory planning process, and a navigation observation-driven trajectory planning method for asteroid landing was proposed. The unevenly distribution of navigation features on asteroid surface was analyzed and a set of trajectory control points were determined by calculating their clustering centers. The landing trajectory was then redesigned by using Bezier Curve, and a two-dimensional waypoint sequence was obtained to fulfill the observation requirements. Furthermore, a three-dimensional navigation observation-driven trajectory was established by solving a trajectory optimization problem with waypoint constraints, revealing the impact of navigation feature distribution and observation requirements on landing trajectory. Numerical simulation results show that the proposed method can flexibly adjust landing trajectory and significantly improve the observation quality of navigation features.

**Keywords:** asteroid exploration; optical navigation; trajectory planning; feature observation.

## Highlights:

- By incorporating the need of observing navigation features into the trajectory planning mission, the navigation observation performance of the lander during the transfer process is improved.
- Based on the K-means clustering method, known surface navigation features are classified and selected. The side with denser cluster centers is chosen, and these centers are used as control points to design a Bezier curve.
- The path constraints of the optimization problem are designed according to the Bezier curve. The trajectory planning problem is transformed into an energy-optimal guidance problem with constraints.
- Due to the inclusion of path constraints, the landing trajectory of the lander can be flexibly adjusted. The navigation feature observation results are enriched by sacrificing a certain amount of fuel consumption.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]