

小行星复杂形貌自适应附着轨迹动态规划方法

葛丹桐^{1,2,3}, 朱圣英^{1,2,3}

(1. 北京理工大学深空探测技术研究所, 北京 100081; 2. 深空自主导航与控制工信部重点实验室, 北京 100081;
3. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要: 针对小行星表面复杂崎岖形貌对附着安全构成的威胁, 提出一种形貌自适应附着轨迹动态规划方法。基于构建的附着过程多目标最优路径点序列, 结合障碍检测信息在线评估探测器受到的碰撞威胁大小, 当障碍与标称附着轨迹产生冲突时, 通过设计最少路径点局部重规划方法, 实现路径点鲁棒跟踪与局部避障轨迹动态规划的自主切换, 增强探测器对复杂形貌环境的自适应能力, 提高小行星附着任务安全性。

关键词: 小行星附着; 复杂形貌; 路径点规划; 多目标优化; 环境自适应

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)02-0132-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20200072

引用格式: 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.

Reference format: 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.

引言

小行星具有极高的科学探索价值, 通过研究与探索小行星, 人类可进一步开发与利用太空资源, 发展并验证小行星防御技术。近两年, 日本“隼鸟2号”(Hayabusa 2)与美国“奥西里斯-雷克斯”(Origins Spectral Interpretation Resource Identification Security Regolith Explorer, OSIRIS-REx)任务分别对一颗C类小行星与一颗B类小行星开展了采样返回探测^[1-2]。其中Hayabusa 2已完成对小行星“龙宫”(Ryugu)的采样任务, 并于2020年底将样品送回地球; OSIRIS-REx于2020年10月在小行星“贝努”(Bennu)表面实现首次附着采样, 目前正在返回地球途中。

在小行星探测任务中, 目标形貌复杂多样, 表面碎石、陡坡、凸包、陨石坑等障碍对探测器附着安全带来挑战^[3-5]。同时, 受动力学建模误差、星上导航控制误差以及太阳辐射、第三天体引力等环境扰动影响, 探测器状态存在不确定性^[6-7]。在日本的“隼鸟号”(Hayabusa)任务中, 当探测器第一次尝试在目标小行星表面附着时, 在其附近检测到未知障碍并发出紧急上升指令, 而由于存在较大姿态测量误差, 该指令

并未执行, 导致探测器在目标表面发生了多次弹跳^[8], 对任务安全构成了威胁。因此, 为了实现探测器在复杂形貌环境中的安全附着, 有必要针对附着环境与探测器状态不确定下的轨迹规划方法展开研究, 通过动态评估碰撞威胁并实时调整下降轨迹, 提高小行星附着任务安全性。

现有研究中, 常将轨迹规划问题转化为最优控制问题求解^[9-10]。然而受星上计算能力制约, 最优轨迹一般需提前在地面计算与存储, 并在实际下降过程中采用比例积分微分(Proportional Integral Derivative, PID)控制、滑模控制、自适应控制等方法^[11-12]对标称轨迹进行跟踪, 驱动探测器到达目标着陆点附近。此类方法缺乏一定灵活性, 难以根据环境实时检测结果对下降轨迹进行调整, 且一旦实际动力学建模误差与环境干扰超出预期, 系统状态有违背约束的风险^[13], 从而可能导致任务失败。

针对动态环境中的路径规划问题, 文献^[14]在经典A*算法基础上提出D*算法, 即动态A*算法。在已有路径点序列上, 结合环境地图变化更新局部代价函数, 并对局部路径点进行重规划, 避免重新规划整条路径占用过多星上资源, 提高规划效率。随后, 进一

收稿日期: 2020-11-03 修回日期: 2020-12-04

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2019YFA0706500); 国家自然科学基金资助项目(61873302, 61973032); 基础科研资助项目(JCKY2018602B002, JCKY2019602D022); 民用航天预研资助项目; 中国博士后科学基金资助项目(2020M680388)

步发展出LPA*、D* Lite、D*PO等算法^[15-16]，其中D*PO算法引入多目标优化理论，通过求解帕累托最优路径点，可实现多优化目标下的路径动态规划。然而，与地面机器人路径规划相比，小行星附着任务中探测器运动受动力学、推力幅值、下降速度、末端状态等约束^[17-19]，且在环境扰动与状态不确定性的共同影响下，探测器实际下降过程难以严格按照预设轨迹运动^[20]。为了避免跟踪过程中探测器违背工程约束，需要在规划轨迹时考虑状态与环境的不确定性影响，设计可安全跟踪的路径点序列。

基于以上问题，本文针对小行星复杂形貌附着轨迹动态规划方法展开研究，旨在构建小行星附着多目标最优路径点序列，基于标称轨迹与实时检测环境障碍的冲突预判，形成形貌自适应的附着轨迹动态规划方法，提高探测器在小行星复杂形貌环境附着的安全性。

1 小行星附着轨迹规划模型

在小行星质心固连系下建立探测器动力学方程

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

其中： \mathbf{r} 为探测器位置； \mathbf{v} 为探测器速度； $\boldsymbol{\omega}$ 为小行星自旋角速度； $\mathbf{g}(\mathbf{r})$ 为探测器在 \mathbf{r} 处所受的引力加速度，其值由多面体引力场模型给出^[21]； \mathbf{u} 为控制量； \mathbf{a}_p 为探测器所受的太阳光压、第三体引力等环境扰动。

基于状态反馈，以上方程可在当前状态附近线性化为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{p}(k) \quad (2)$$

其中： $\mathbf{x} = [\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T]^T \in X$ 为探测器状态； $\mathbf{p} \in D$ 为环境扰动与模型线性化导致的有界建模误差。

在附着过程初始时刻，基于星上有限精度与范围的环境感知结果，规划得到从初始位置 \mathbf{r}_0 到目标着陆点 \mathbf{r}_f 的最优路径点序列 $\mathbf{W}^* = \{w_0^*, w_1^*, \dots, w_N^*\}$ ，其中 $w_0^* = w_0$ 表示探测器初始位置， $w_N^* = w_{\text{goal}}$ 为目标着陆点。记初始时刻环境地图中障碍集合为 \mathbf{O}_0 ，随着下降过程环境检测精度不断提高，有 $\mathbf{O}_k \subseteq \mathbf{O}_{k+1} (k \geq 0, k \in \mathbb{Z})$ 。当在 k 时刻检测到碰撞威胁时，通过对路径点序列 \mathbf{W}^* 进行局部重规划，使得新路径点序列 $\tilde{\mathbf{W}} = \{\tilde{w}_0, \tilde{w}_1, \dots, \tilde{w}_M\}$

($M \leq N$) 满足以下条件：

1) $\tilde{w}_0 \in \mathbf{W}^*, \tilde{w}_M \in \mathbf{W}^*$;

2) 新路径点序列 $\tilde{\mathbf{W}} = \{\tilde{w}_0, \tilde{w}_1, \dots, \tilde{w}_M\}$ 跟踪控制 $\tilde{\mathbf{u}}_c(t)$ 对应能耗满足

$$\sum_{i=0}^{M-1} J(\tilde{w}_i, \tilde{w}_{i+1}, \tilde{\mathbf{u}}_c) \leq J_{\max}(\tilde{w}_0, \tilde{w}_M) \quad (3)$$

其中， $J_{\max}(\tilde{w}_0, \tilde{w}_M)$ 为 $\tilde{w}_0 \sim \tilde{w}_M$ 间的局部允许能耗上限；

3) 通过跟踪集合 $\tilde{\mathbf{W}}$ 中的路径点，探测器实际状态 $\mathbf{x}(t) \in X, \mathbf{x}(t) \notin \mathbf{O}_k, \forall t \in [\tilde{t}_0, \tilde{t}_M]$ ， \tilde{t}_0, \tilde{t}_M 分别为跟踪重规划路径点的初始和末端时刻。

针对动力学模型建模误差 \mathbf{p} 导致的状态不确定性和环境障碍信息 \mathbf{O}_k 随时间更新，提出一种轨迹动态规划方法，通过搜索满足上述条件的路径点序列 $\tilde{\mathbf{W}}$ ，避免探测器与环境障碍发生碰撞，并快速恢复至初始最优路径点序列 \mathbf{W}^* 。

2 附着路径点动态规划

2.1 算法概述

本文所提出的形貌自适应附着轨迹动态规划方法由3部分构成——初始最优路径点规划、碰撞威胁评估与局部路径点重规划，算法结构如图1所示。

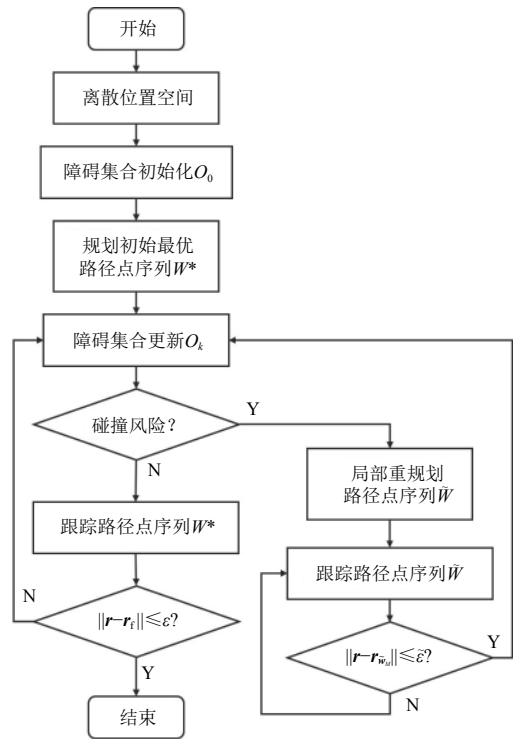


图1 算法结构

Fig. 1 Structure of the algorithm

算法包含以下步骤：

1) 将位置空间离散成网格。结合实时导航获取的探测器状态估计结果，计算位置误差椭球为^[22]

$$\frac{1}{9}(\mathbf{r}^E)^T \mathbf{D}_r^{-1} \mathbf{r}^E \leq 1 \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{r}^E = \mathbf{U}_E^T (\mathbf{r} - \boldsymbol{\mu}_r) \quad (5)$$

其中: μ_r 为位置估计均值; D_r 为位置估计协方差矩阵; C_r 为特征根构成的对角矩阵; U_E 为着陆点固连坐标系到误差椭圆坐标系的转换矩阵。记位置误差椭圆半长轴长度为 a_E , 则网格边长应满足 $l \geq a_E$ 。

2) 附着过程初始时刻 t_0 , 基于初始时刻环境地图障碍集合 O_0 , 规划探测器从初始位置 r_0 到着陆点 r_f 的帕累托最优路径点序列 W^* 。

3) 附着过程中更新障碍集合 O_k , 基于探测器当前状态 $x(k)$ 、初始最优路径点序列 W^* , 评估是否存在碰撞威胁。若无碰撞威胁, 继续步骤4); 若存在碰撞威胁, 跳到步骤6)。

4) 结合探测器当前状态 $x(k)$, 跟踪初始最优路径点序列 W^* 的下一路径点。

5) 重复步骤3), 直至探测器到达预定着陆点附近 $\|r - r_f\| \leq \varepsilon$ 。

6) 根据碰撞威胁评估结果, 确定重规划初始及末端路径点 $\tilde{w}_0 \tilde{w}_M$, 生成局部重规划路径点序列 \tilde{W} 。

7) 结合探测器当前状态 $x(k)$, 跟踪局部重规划路径点序列 \tilde{W} , 直至探测器到达 \tilde{w}_M 附近, 恢复至初始最优路径点序列 W^* , 重复步骤3)。

2.2 初始最优路径点规划

小行星附着过程初始时刻, 假设所有未知区域为无障碍空间, 将与障碍重合的网格标记为禁飞区, 剩余网格视为安全区, 网格的中心点集合构成路径点解空间。在搜索路径点时, 从初始位置 r_0 开始, 依次考虑当前节点相邻 $3^n - 1$ 节点, 其中 n 为维数, 将位于安全区的节点放入 OPEN 表中。结合小行星附着任务能耗、着陆精度、障碍规避3个方面的任务需求, 设计以下目标函数。

代价目标函数 $c_1(w_i)$ 用于估计探测器从初始位置 w_0 转移到节点 w_i 的代价, 其值等于从初始位置 w_0 到达上一节点 w_{i-1} 的转移代价与从节点 w_{i-1} 到达节点 w_i 的转移代价之和

$$c_1(w_i) = c_1(w_{i-1}) + \Delta c_1(w_{i-1}, w_i) \quad (6)$$

在初始位置时 $c_1(w_0) = 0$ 。从安全节点 w_{i-1} 到达安全节点 w_i 的转移代价 $\Delta c_1(w_{i-1}, w_i)$ 由两节点之间距离矢量的模 $\|d(w_{i-1}, w_i)\|$ 与探测器运动方向共同决定

$$\Delta c_1(w_{i-1}, w_i) = \|d(w_{i-1}, w_i)\| + \gamma \|d(w_{i-1}, w_i)\| \left(1 - \frac{d(w_{i-1}, w_i) \cdot v(w_{i-1})}{\|d(w_{i-1}, w_i)\| \|v(w_{i-1})\|} \right) \quad (7)$$

其中: $\gamma \geq 0$, 反映探测器速度对转移代价的影响大小, 探测器速度由上一步路径点连线方向确定, 其速度为

$$v(w_{i-1}) = \frac{d(w_{i-2}, w_{i-1})}{L} \quad (8)$$

对于禁飞区节点, 进入或从禁飞区网格出来的转移代价记为 $+\infty$ 。着陆点目标函数 $c_2(w_i)$ 作为启发式函数, 通过计算节点与着陆点间的直线距离

$$c_2(w_i) = \|d(w_i, w_{\text{goal}})\| \quad (9)$$

确定不同节点在搜索过程中的优先级, 提高路径规划效率。风险评估目标函数 $c_3(w_i)$ 用于评估探测器转移至节点 w_i 的过程中, 在状态不确定性影响下与最近障碍发生碰撞的概率。受下降过程中动力学建模误差、导航误差、执行误差等因素影响, 探测器的实际运动轨迹可能偏离路径点连线, 使得路径规划阶段满足要求的轨迹在附着跟踪过程中超出任务约束。假设轨迹跟踪最大偏移量为 δ , 定义风险评估目标函数 $c_3(w_i)$ 为

$$c_3(w_i) = \frac{1}{\min_{w_h \in O_0} \|d(w_i, w_h)\| - \delta} \quad (10)$$

其中: w_h 为障碍集合 O_0 中的节点。

节点 w_i 距离 w_h 越近, 探测器与障碍碰撞概率越高, 风险评估目标函数 $c_3(w_i)$ 取值越大。通过在风险评估目标函数中引入冗余量 δ , 可在搜索路径点时避免选取禁飞区相邻节点, 使得探测器即使在最大跟踪误差下, 仍能与障碍保持安全距离。

将初始位置所在节点 $w_0^* = w_0$ 从 OPEN 表移至 CLOSE 表, 将其相邻节点 $w_0^j (j = 1, \dots, 3^n - 1)$ 加进 OPEN 表, 对各节点的3个目标函数进行计算, 通过搜索使 $c_1(w_0^j)$ 、 $c_2(w_0^j)$ 、 $c_3(w_0^j)$ 取值最小的节点, 得到帕累托最优路径点 w_1^* , 将其从 OPEN 表中移出到 CLOSE 表。求解多目标优化问题时, 得到的帕累托最优解集中各解满足: 不存在比该解在各目标函数上取值更优的解。若解集中包含不只一个节点, 则根据着陆点目标函数 $c_2(\cdot)$ 对节点进行排序, 选取优先级高的节点作为下一路径点。接着将最优路径点 w_1^* 的相邻节点加进 OPEN 表, 重新排列 OPEN 表并比较 OPEN 表中各节点目标函数大小, 求解多目标优化问题, 重复同样步骤, 直到目标着陆点 w_{goal} 作为下一路径点放入 CLOSE 表。由此得到从初始位置到目标位置的帕累托最优路径点集合 $W^* = \{w_0^*, w_1^*, \dots, w_N^*\}$, 相邻节点间对应的单位速度矢量为

$$\bar{v}(w_i^*) = \frac{d(w_i^*, w_{i+1}^*)}{\|d(w_i^*, w_{i+1}^*)\|}, i = 0, 1, \dots, N-1 \quad (11)$$

2.3 碰撞威胁评估

附着过程中, 探测器通过星上传感器如相机、激

光雷达等对测量范围内的碎石、陡坡、凸包、陨石坑等障碍进行检测^[13]。为了提高附着安全性，除了考虑探测器在状态不确定条件下的障碍碰撞概率，还需对星上新检测到的环境障碍与初始最优路径点序列 \mathbf{W}^* 间是否存在冲突进行实时评估。

将初始最优路径点序列 \mathbf{W}^* 相邻节点的连线 $\phi(w_i^*, w_{i+1}^*)$ 视作近似附着轨迹，从距离探测器当前状态 $\mathbf{x}(k)$ 最近路径点 w_k^* 开始，通过计算新增障碍节点 w_h^{new} 到近似附着轨迹的距离

$$l^*(w_h^{\text{new}}, \phi) = \min_{i=k, \dots, M-1} [l(w_h^{\text{new}}, \phi(w_i^*, w_{i+1}^*))] \quad (12)$$

评估式(12)障碍是否对探测器构成碰撞威胁。若 $l(w_h^{\text{new}}, \phi) > \delta$ ，意味着该障碍不在标称附着轨迹上，且探测器在最大跟踪误差下仍能与该障碍保持安全距离，因此不存在碰撞威胁，探测器可按照原轨迹运动。另一方面，若 $l(w_h^{\text{new}}, \phi) \leq \delta$ ，意味着障碍距离规划轨迹过近，探测器在跟踪路径点时可能与障碍发生碰撞，需要进行局部路径点重规划。

2.4 局部路径点重规划

当探测器评估存在碰撞威胁时，需要在 $\mathbf{W}^* = \{w_0^*, w_1^*, \dots, w_N^*\}$ 基础上对路径点进行局部重规划，消除标称路径与环境冲突。注意到目标着陆点到新增障碍节点间的所有节点转移代价目标函数 $c_1(\cdot)$ 发生变化，同时新增障碍节点及其附近节点风险评估目标函数 $c_3(\cdot)$ 增大。为了避免重新规划探测器当前位置到目标着陆点的轨迹，本文仅通过调整最少路径点实现对新检测障碍的规避，降低星上计算负担。式(12)中假设当 $i = pk \leq p < M-1$ 时，新增障碍节点 w_h^{new} 到近似附着轨迹距离最小，则重规划初始及末端路径点的初始值分别取为 $\tilde{w}_0 = w_{p-1}^*$ ， $\tilde{w}_M = w_{p+1}^*$ ，式(9)中着陆点目标函数改为重规划末端路径点的目标函数

$$c_2(w_i) = \|\mathbf{d}(w_i, \tilde{w}_M)\| \quad (13)$$

代价目标函数 $c_1(w_i)$ 与风险评估目标函数 $c_3(w_i)$ 计算方式与2.1节相同。

类似地，将初始路径点 $\tilde{w}_0 = w_p^*$ 从OPEN表移至CLOSE表，将其相邻节点加进OPEN表，计算各节点3个目标函数，通过搜索使目标函数取值最小的节点，得到帕累托最优路径点 \tilde{w}_1 ，将其从OPEN表中移出到CLOSE表。接着将最优路径点 \tilde{w}_1 的相邻节点加进OPEN表，重新排列OPEN表并比较OPEN表中各节点目标函数大小，求解多目标优化问题，重复同样步骤，得到到节点 $\tilde{w}_M = w_{p+1}^*$ 的帕累托最优路径点序列 $\tilde{\mathbf{W}}(w_{p-1}^*, w_{p+1}^*)$ 。估计跟踪该路径点序列对应能耗

$$\sum_{i=0}^{M-1} J(\tilde{w}_i, \tilde{w}_{i+1}, \tilde{\mathbf{u}}_c) = \int_{t_0}^{t_M} \tilde{\mathbf{u}}_c^T(t) \mathbf{u}_c(t) dt, \quad (14)$$

将式(14)与式(3)中局部允许能耗上限 $J_{\max}(\tilde{w}_0, \tilde{w}_M)$ 进行比较，若 $\sum_{i=0}^{M-1} J(\tilde{w}_i, \tilde{w}_{i+1}, \tilde{\mathbf{u}}_c) \leq J_{\max}(\tilde{w}_0, \tilde{w}_M)$ ，则局部路径点重规划结束；否则令 $\tilde{w}_M = w_{p+1}^*$ ， $i \in [2, N-p]$ 再次规划，直到满足能耗约束。得到新路径点序列 $\tilde{\mathbf{W}}$ 后，采用式(11)更新各路径点处单位速度矢量。

理论上，重规划选取的初始路径点与末端路径点距离越远，轨迹规划空间越大，得到的避障轨迹累积能耗越接近最优，与此同时重规划计算量越大，占用的星上资源越多。此处侧重提高重规划效率，旨在通过调整最少路径点实现障碍规避，因此首先选取路径点 w_{p-1}^* ， w_{p+1}^* 作为重规划初始路径点与末端路径点，并逐步增大初始路径点与末端路径点距离，直到跟踪重规划路径点能耗满足工程约束。

3 路径点鲁棒跟踪

第2节给出标称情况下探测器附着的多目标最优路径点序列，并在环境与轨迹存在冲突时，局部调整路径点实现障碍规避。而在实际附着过程中，探测器还需要对规划得到的路径点序列进行实时跟踪，生成满足系统动力学的安全附着轨迹。

在现有跟踪控制方法中，模型预测控制^[23-24]根据系统最新状态，通过在有限域上反复求解最优控制问题，在降低优化问题求解难度的同时，提高了多约束下系统跟踪性能。本节基于模型预测控制方法构造路径点跟踪控制律，通过考虑动力学方程环境扰动与模型线性化导致的有界建模误差，实现对所规划路径点序列的实时鲁棒跟踪。

具体来说，在探测器跟踪路径点序列向着陆点运动过程中，结合探测器动力学方程与实时状态更新，采用模型预测控制方法构造路径点跟踪优化性能指标，通过对探测器控制量进行优化，生成动力学建模误差下的路径点序列跟踪轨迹。

记探测器当前状态为 $\mathbf{x}(t)$ ，跟踪的目标路径点为 w_i^* ，对应的单位速度矢量为

$$\bar{\mathbf{v}}(w_i^*) = [\bar{v}_x(w_i^*), \bar{v}_y(w_i^*), \bar{v}_z(w_i^*)]^T \quad (15)$$

其中： $\bar{\mathbf{v}}(w_i^*)$ 由式(11)决定，即探测器在到达目标路径点 w_i^* 时，理想速度方向指向下一路径点 w_{i+1}^* 。进一步考虑动力学模型建模误差、探测器状态与控制约束，构造路径点跟踪误差的优化性能指标，并将探测器

当前状态视为初始状态,在有限时域上形成以下优化问题

$$\min_u (\mathbf{x}_{N_f} - \mathbf{x}_i)^T \mathbf{P} (\mathbf{x}_{N_f} - \hat{\mathbf{x}}_i) + \sum_{k=0}^{N_f-1} (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_i)^T \mathbf{Q} (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_i) + \mathbf{u}_k^T \mathbf{R} \mathbf{u}_k$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{s.t. } \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A} \mathbf{x}_k + \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{p}_k, \\ \mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t), \mathbf{x}_{N_f} \in X_f, \\ \mathbf{x}_k \in X, \mathbf{u}_k \in U, \\ \hat{\mathbf{x}}_i = [\hat{\mathbf{r}}_i^T, \hat{\mathbf{v}}_i^T]^T, \hat{\mathbf{r}}_i = \mathbf{w}_i^*, \\ \bar{\mathbf{v}}(\mathbf{w}_i^*) = \hat{\mathbf{v}}_i / \|\hat{\mathbf{v}}_i\|. \end{array} \right. \quad (16)$$

其中: N_f 为有限时域长度; k 为当前有限时域的第 k 步; \mathbf{Q}, \mathbf{R} 为地面提前选定的正定矩阵, 为保证优化结果收敛性, 矩阵 \mathbf{P} 通过求解里卡蒂方程得到

$$\mathbf{A}^T (\mathbf{P} - \mathbf{P} \mathbf{B} (\mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{B} + \mathbf{R})^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}) \mathbf{A} + \mathbf{Q} - \mathbf{P} = \mathbf{0} \quad (17)$$

对模型预测控制优化问题式(16)进行求解, 得到路径点 \mathbf{w}_i^* 处最优速度, 以及有限时域上从当前状态 $\mathbf{x}(t)$ 到路径点 \mathbf{w}_i^* 的鲁棒最优跟踪控制序列。保留控制序列第一项作为控制指令施加到探测器上, 驱动探测器向目标路径点运动。将更新后的系统状态作为下一有限时域优化问题的初始状态, 对优化问题再次求解, 重复该过程直到探测器到达目标路径点。随后, 探测器更新需要跟踪的目标路径点坐标, 重复求解模型预测控制问题, 直到探测器安全附着在小行星表面。由此实现对路径点序列的实时鲁棒跟踪以及对各路径点速度矢量的动态优化, 生成与第2节规划路径点序列一致的小行星安全附着轨迹。值得注意的是, 由于在设计路径点规划方法时, 通过在式(10)的风险评估目标函数中引入冗余量 δ , 提前考虑探测器在最大跟踪误差下与障碍的安全距离, 因此求解优化问题式(16)得到的鲁棒控制序列足够保证探测器在路径点跟踪过程中的安全性。

4 数值仿真

为了验证所提出方法的可行性, 基于 OSIRIS-REx 任务目标“贝努”建立小行星着陆动力学模型^[25], 小行星自转角速度 $\omega = 4.0679 \times 10^{-4}$ rad/s, 引力常量 $G = 6.67 \times 10^{-11}$ N·m²/kg², 密度 $\rho = 1.26 \times 10^3$ kg/m³, 环境扰动满足 $\mathbf{p} \sim N(0, 1 \times 10^{-4})$ 。在小行星固连坐标系下, 目标着陆点位置设为 $\mathbf{r}_f = [4560, 5000, 3.554]^T$ m, 探测器的初始位置 $\mathbf{r}_0 = [4575, 5000, 12]^T$ m, 初始速度 $\mathbf{v}_0 = [-0.1, 0, -0.05]^T$ m/s, 末端速度 $\mathbf{v}_f = [0, 0, 0]^T$ m/s。仿真所用三维模拟形貌如图2所示, 计算机配置为 Windows Intel i7 3.60 GHz。

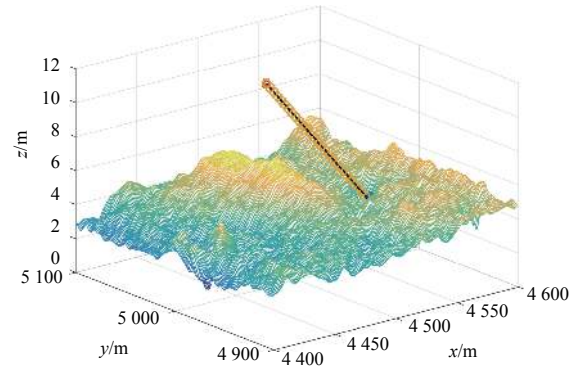


图2 仿真地形与初始最优路径点序列

Fig. 2 Simulated terrain model and the initial optimal waypoint sequence

首先, 考虑探测器系统的5步可达集 $L = 5$, 仿真中仅考虑探测器在 X - Z 平面的运动, 令 $y = 5000$ m, 将空间离散成 160×40 个 1.25 m \times 0.25 m 的网格。在离散网格中搜索从初始位置到目标着陆点的帕累托最优路径点序列, 其中代价目标函数中 $\gamma = 0.3$, 风险评估目标函数中 $\delta = 1$ m。图2和图3分别给出了帕累托最优路径点序列在 X - Z 平面以及三维空间中的位置及连线, 其中圆圈为生成的路径点。生成初始最优路径点序列共用时 0.12 s。

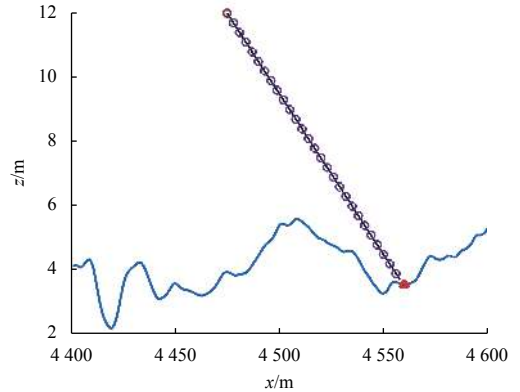


图3 X - Z 平面内的初始最优路径点序列

Fig. 3 The Pareto optimal waypoint sequence on the X - Z plane

进而求解路径点处最优速度, 模型预测控制问题式(16)中滚动时域长度 $N = 5$, 步长 2 s, $\mathbf{Q} = 0.1\mathbf{I}_6$, $\mathbf{R} = \mathbf{I}_3$ 。采用 YALMIP 工具包求解模型预测控制优化问题。通过依次跟踪路径点位置及单位速度矢量, 生成安全附着轨迹。轨迹优化结果在 $y = 5000$ m 平面内的投影如图4所示, 其中虚线表示帕累托最优路径点连线, 实线表示探测器通过在滚动时域上求解优化问题生成的跟踪轨迹。可以看到探测器通过跟踪规划得到的路径点序列, 在不与表面形貌发生碰撞的前提下, 安全到达指定着陆点。附着过程中探测器在 X 轴与 Z 轴的位置与速度变化曲线如图5所示。

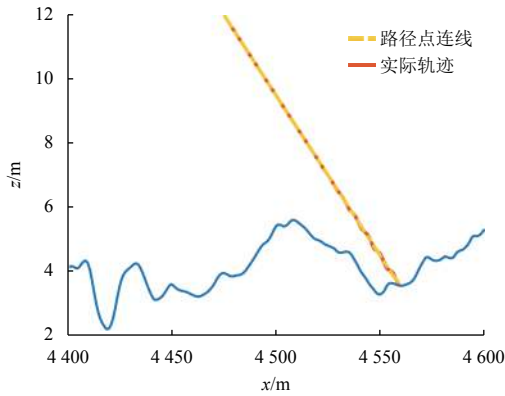


图 4 实际跟踪轨迹在X-Z平面投影

Fig. 4 The projection of the landing trajectory on the X-Z plane

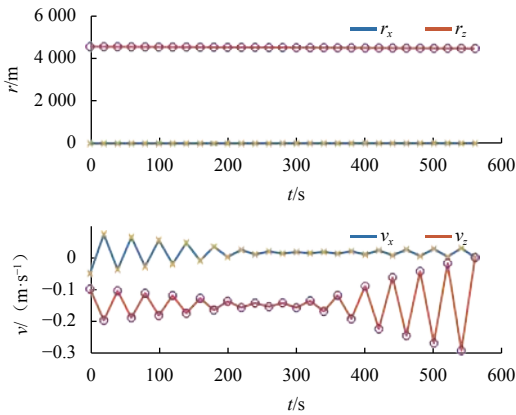


图 5 探测器位置与速度在X轴和Z轴的变化

Fig. 5 Positions and velocities of the spacecraft on X and Z axes

假设探测器在 $[4\ 520, 4\ 542] \times [4, 5.2]$ 范围内检测到新障碍, 仿真中增加相应矩形禁飞区, 如图6红色虚线框所示。计算新增障碍节点到近似附着轨迹的距离 $l(w_h^{new}, \phi) = 0.21\text{ m} \leq \delta$, 即存在碰撞风险, 算法进入局部路径点重规划。重规划初始与末端路径点的初始值分别为 $\tilde{w}_0 = [4\ 538, 5\ 000, 5.7]^T$, $\tilde{w}_M = [4\ 511, 5\ 000, 5.1]^T$ 。

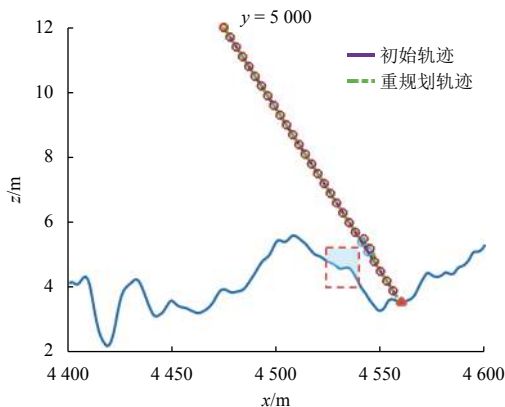


图 6 X-Z平面内的重规划路径点序列

Fig. 6 The re-planning waypoint sequence on the X-Z plane

局部重规划后路径点 $[4\ 541, 5\ 000, 5.4]^T$, $[4\ 511, 5\ 000, 5.1]^T$ 被替换为 $[4\ 542, 5\ 000, 5.5]^T$, $[4\ 545, 5\ 000, 5.2]^T$, 重规划路径点用时0.065 s。从图6可以看出, 重新规划的路径点使得附着轨迹以较小幅度向远离障碍方向弯曲, 使得探测器始终与障碍节点保持不小于 $\delta = 1\text{ m}$ 的安全距离, 从而通过局部重规划最少路径点, 实现对新检测障碍的有效规避。

5 结 论

本文结合小行星探测器状态不确定性与实时障碍检测结果, 对复杂形貌小行星附着轨迹动态规划方法展开研究。在多目标优化理论基础上, 考虑附着过程工程约束, 通过鲁棒跟踪最优路径点序列并局部重规划冲突路径点, 得到对小行星复杂形貌环境具有自适应能力的轨迹动态规划方法。仿真结果表明该算法可生成与环境相匹配的安全附着轨迹, 并在新障碍出现时, 通过调整最少路径点对障碍进行有效规避。

参 考 文 献

- [1] OGAWA N, TERUI F, YASUDA S, et al. Image-based autonomous navigation of Hayabusa2 using artificial landmarks: design and in-flight results in landing operations on asteroid Ryugu[C]//AIAA SCITECH 2020 Forum. [S. l.]: AIAA, 2020.
- [2] EVERETT D, MINK R, LINN T, et al. Designing to sample the unknown: lessons from OSIRIS-REx project systems engineering[C]//2017 IEEE Aerospace Conference. [S. l.]: IEEE, 2017.
- [3] 崔平远, 葛丹桐, 朱圣英, 等. 行星着陆点自主评估与选取研究进展[J]. 中国科学: 技术科学, DOI: 10.1360/SST-2020-0228.
- [4] BIELE J, ULAMEC S, MAIBAUM M, et al. The landing(s) of Philae and inferences about comet surface mechanical properties[J]. Science, 2015, 349: 6247.
- [5] YOSHIKAWA K, KIKUCHI S, SAWADA H, et al. Hayabusa 2 spacecraft dynamics and operational design of final descent and touchdown in sampling mission[C]//AIAA SCITECH 2020 Forum. [S. l.]: AIAA, 2020.
- [6] 于洋, 宝音贺西. 小天体附近的轨道动力学研究综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(2): 93-104.
YU Y, BAOYIN H X. Review of orbital dynamics in the vicinity of solar system small celestial bodies scientific vision for future missions[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(2): 93-104.
- [7] 袁旭, 朱圣英, 乔栋, 等. 小天体着陆动力学参数不确定性影响分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(2): 134-139.
YUAN X, ZHU S Y, QIAO D, et al. Impact analysis of dynamic parameters uncertainty on small celestial body landing[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014, 1(2): 134-139.
- [8] KAWAGUCHI J, FUJIWARA A, UESUGI T. Hayabusa—its technology and science accomplishment summary and Hayabusa-2[J]. Acta Astronautica, 2008, 62(10-11): 639-647.
- [9] YANG H W, BAI X L, BAOYIN H X. Rapid generation of time-optimal trajectories for asteroid landing via convex optimization[J].

- Journal of Guidance Control Dynamics*, 2017, 40(3): 628-641.
- [10] LEE U, MESBAHI M. Constrained autonomous precision landing via dual quaternions and model predictive control[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(2): 292-308.
- [11] GUI H, VUKOVICH G. Robust adaptive tracking of rigid body motion with applications to asteroid proximity operations[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2017, 53(1): 419-430.
- [12] 袁旭, 朱圣英, 崔平远. 小天体自主附着多滑模面鲁棒制导方法研究[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2015, 2(4): 345-351.
YUAN X, ZHU S Y, CUI P Y. Study on robust multiple sliding surface guidance method for autonomous small celestial body landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(4): 345-351.
- [13] GE D T, CUI P Y, ZHU S Y. Recent development of autonomous GNC technologies for small celestial body descent and landing[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 110: 100551.
- [14] STENTZ A. Optimal and efficient path planning for partially-known environments[C]//*IEEE International Conference on Robotics and Automation*. [S. l.]: IEEE, 1994.
- [15] KOENIG S, LIKHACHEV M. Fast replanning for navigation in unknown terrain[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2005, 21(3): 354-363.
- [16] 黄鲁, 周非同. 基于路径优化D*Lite算法的机器人路径规划[J]. *控制与决策*, 2020, 35(4): 877-884.
HUANG L, ZHOU F T. Path planning of moving robot based on path optimization of D* Lite algorithm[J]. *Control and Decision*, 2020, 35(4): 877-884.
- [17] LU P. Theory of fractional-polynomial powered descent guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, 43(3): 398-409.
- [18] CUI P Y, QIN T, ZHU S Y, et al. Trajectory curvature guidance for Mars landings in hazardous terrains[J]. *Automatica*, 2018, 93: 161-171.
- [19] DUERI D, BEHÇET A, SCHARF D P, et al. Customized real-time interior-point methods for onboard powered-descent guidance[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2016, 40(2): 197-212.
- [20] LI T, LONGMAN R W. Designing iterative learning control of non-minimum phase systems to converge to zero tracking error[C]//*AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*. [S. l.]: AIAA, 2017.
- [21] WERNER R A, SCHEERES D J. Exterior gravitation of a polyhedron derived and compared with harmonic and mascon gravitation representations of Asteroid 4769 Castalia[J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 1996, 65(3): 313-344.
- [22] YUAN X, YU Z S, CUI P Y, et al. Probability-based hazard avoidance guidance for planetary landing[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 144: 12-22.
- [23] 王汀, 郭延宁, 张瑶, 等. 基于模型预测控制的多约束火星精确着陆制导律研究[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2016, 3(4): 377-383.
WANG T, GUO Y N, ZHANG Y, et al. Model predictive control guidance for constrained Mars pinpoint landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 377-383.
- [24] EREN U, PRACH A, KOCER B, et al. Model predictive control in aerospace systems: current state and opportunities[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 40(7): 1541-1566.
- [25] GAL-EDD J, CHEUVRONT A. The OSIRIS-REx asteroid sample return mission operations design[C]//*13th International Conference on Space Operations*. Pasadena, CA: [s. n.], 2014.

作者简介:

葛丹桐(1992-), 女, 博士后, 主要研究方向: 行星探测自主导航、着陆制导与控制。

通讯地址: 北京市海淀区中关村南大街5号, 北京理工大学宇航学院(100081)

电话: (010)68918910

E-mail: gedt@bit.edu.cn

朱圣英(1982-), 男, 副教授, 博士生导师, 主要研究方向: 深空探测自主导航、特征提取与匹配、着陆轨迹优化与控制。**本文通讯作者。**

通讯地址: 北京市海淀区中关村南大街5号, 北京理工大学宇航学院(100081)

电话: (010)68913550

E-mail: zhushy@bit.edu.cn

Asteroid Landing Trajectory Dynamic Planning Method with Complex Topography Adaptability

GE Dantong^{1,2,3}, ZHU Shengying^{1,2,3}

(1. Institute of Deep Space Exploration, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration,

Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China;

3. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: Considering the safety threats posed by the complicated topography on the asteroid surface, a dynamic planning method for topography-adaptive landing trajectory is proposed. In this paper, a multi-objective optimal waypoint sequence is developed for the landing process. Based on the hazard detection information, an online evaluation of the collision threats is carried out. To solve the conflicts between hazards and the nominal trajectory, a minimum waypoint re-planning method is designed, which realizes an autonomous switch between waypoint robust tracking and dynamic planning of the local hazard avoidance trajectory during descent. By employing the proposed method, adaptability to the complex topography environment of the lander is enhanced and the asteroid landing mission safety is improved.

Keywords: asteroid landing; complicated topography; waypoint planning; multi-objective optimization; environment adaptability

Highlights:

- Taking system state uncertainties and trajectory tracking deviations into account, a multi-objective optimal waypoint sequence is generated.
- A real-time evaluation of the conflict between environment obstacles and the nominal trajectory is carried out.
- Onboard computation burden is reduced by changing the minimum number of waypoints to avoid the newly-detected obstacles.
- Through an autonomous switch between robust tracking and local waypoint re-planning, system environment adaptability is improved.

[责任编辑：宋宏，英文审校：朱恬]