

面向小行星柔性附着的目标导向姿态规划

朱哲^{1,2}, 徐瑞^{1,2}, 王晓燕³, 李朝玉^{1,2}, 朱圣英^{1,2}, 龙嘉腾^{1,2}, 高越⁴

(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. 北京航天飞腾装备技术有限公司, 北京 100094; 4. 航天恒星科技有限公司, 北京 100086)

摘要: 为解决小行星柔性附着约束复杂、姿态机动控制难度大、机动路径规划求解困难的问题, 提出一种目标导向小行星柔性附着姿态机动规划方法, 通过构建节点平面耦合动力学模型, 实现对柔性3节点探测器姿态描述和动力学约束的表征。设计局部优化扩展策略对快速扩展随机树(Rapidly-exploring Random Trees, RRT)算法进行改进, 以目标姿态的空间距离为优化函数, 结合柔性体姿态动力学模型构建二次规划问题, 增强沿姿态路径机动的目的性。并通过数字仿真进行验证, 结果表明提出的方法与传统启发式规划方法相比计算消耗时间少, 且对姿态机动路径长度进行了优化, 可实现小行星探测器柔性附着过程中姿态机动的需求。

关键词: 小行星柔性附着; 姿态规划; RRT算法; 目标导向方法

中图分类号: V448.22+2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)03-0256-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230088

引用格式: 朱哲, 徐瑞, 王晓燕, 等. 面向小行星柔性附着的目标导向姿态规划[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(3): 256-264.

Reference format: ZHU Z, XU R, WANG X Y, et al. Research on asteroid flexible landing with object-oriented attitude planning[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(3): 256-264.

引言

在小行星探测附着任务中, 需考虑探测器姿态机动稳定性、附着过程安全性、附着地点可行性及载荷工作环境的约束。探测器可能面临光学传感器回避强光天体、对轨道器做通信数据传输时进行姿态指向调整、下降过程对地表环境观测机动、探测器根据地貌特征调整附着姿态等多种机动需求, 在这些需求和环境约束下完成稳定的姿态控制和机动路径规划, 保证探测器在合适地点的安全附着。探测器需通过自身携带的传感器确定初始姿态, 进行探测器整体姿态的自主规划, 进而使用推力器输出控制力执行姿态机动, 实现多约束的姿态自主控制^[1]。

小行星附着任务引力场复杂、星体表面地形存在多种障碍, 探测器附着降落时反弹、倾覆以及姿态控制失控风险较高, 因此考虑采用柔性附着技术, 通过柔性探测器实现安全稳定附着。然而, 柔性探测器在姿态机动过程中会发生形变, 其内部刚体节点受到内力和内力矩, 对探测器姿态机动路径的影响难以预测, 使得适应于传统刚体航天器姿态机动问题的姿态规划方法对于这类柔性探测器不再适用^[2]。

启发式规划作为一种强鲁棒性的方法广泛应用于姿态机动规划求解当中。启发式规划方法运用于姿态规划时, 首先将动力学方程的姿态参数空间离散化, 使用启发式评价函数对网格化节点或随机节点进行估计, 再通过搜索算法或随机扩展求解得到满足指向约束的姿态机动路径, 即基于评价函数的启发式路径解。姿态空间进行节点网格划分时采用图搜索方法; 姿态空间节点随机扩展时采用随机规划方法。

常见的图搜索方法采用A*搜索算法, 其最初由Stanford研究院Hart、Nilsson、Raphael^[3]发表, 通过构造启发式函数, A*算法可获得较好的寻的性能。Kjellberg等^[4]利用A*搜索算法得到满足单轴禁忌约束的姿态机动路径, 而后使用角速度和控制力矩约束的四元数反馈控制器跟踪该路径。在此基础上, Kjellberg等^[5]进一步扩展了该算法的通用性, 将20面体方法应用于姿态四元数表示方式形成的超球面空间离散化, 实现了求解复杂多轴指向约束下姿态机动的路径规划。

LaValle等^[6-8]在1999年提出了快速搜索随机树(Rapidly-exploring Random Tree, RRT)方法。针对复杂指向约束姿态机动的问题, Frazzoli等^[9-10]利用基于

概率路线图和RRT的混合方法作为全局规划器进行姿态扩展,得到了安全可行的姿态机动路径。仲维国等^[11]采用罗德里格斯参数描述姿态,结合RRT算法规划出安全可行的姿态路径。Cheng等^[12]以RRT为框架规划满足指向约束的全局路径,通过滑模控制生成满足有界约束和动力学约束的局部扩展节点,从而得到从初始状态到目标状态的可行路径。Xu等^[13]同样将RRT作为全局规划器,而在局部扩展时将运动学、动力学和有界约束转化为线性约束后用二次规划方法求解,并且对新生成的节点进行障碍检测确保满足指向约束。

本文基于一种3节点柔性探测器的设计结构进行建模^[14-16],其由通过柔性可伸缩材料连接的3个刚性质量体,即3个节点组成。其中推力器和载荷安装在每个节点,不考虑柔性连接材料的质量。对柔性3节点系统,分析节点的动力学特性和受到的柔性约束,以每一个节点及其控制推力为规划对象。进一步在3节点柔性探测器的姿态机动模型中,从初始姿态机动到目标姿态,机动路径不但需满足动力学约束和有界约束,而且要满足指向约束。本文根据柔性3节点结构及运动特点,建立节点相对运动方程和约束动力学模型。并基于姿态机动模型,以多约束姿态机动平稳无退绕到达目标姿态为目的,提出适应于小行星附着3节点柔性探测器的目标导向姿态规划方法。

1 柔性3节点系统描述

根据所提出的柔性3节点探测器结构及运动特点,将柔性探测器模型简化为3节点-连接梁系统,表征柔性连接和变形对3节点内力的影响,建立柔性3节点形变与内力方程。以节点间相对运动位移和形变为输入,可解算出节点间内力、内力矩,从而构建节点平面耦合动力学模型,实现对柔性3节点探测器姿态描述和动力学约束的表征。

1.1 柔性体3节点系统建模

根据柔性体3节点结构及运动特点,建立柔性3节点形变与内力方程。将柔性3节点探测器模型简化为3节点-连接梁系统,做如下简化:将柔性3节点探测器模型简化为两两之间由梁单元连接的3个刚体节点;3个节点构成等边三角形的3个顶点,三角形边长为 L_0 。节点间的相对位移及转角在空间尺度测量中为可忽略的小量,在力学分析过程中为需要考虑的输入量。采用集中质量法将柔性面的质量等效集中于节点上,如图1所示,惯性坐标系为 $\{OXYZ\}$,原点 O 为柔性探测器未发生变形时等边三角形构型的中心点,各节点的质心为 $O_i(i=1,2,3)$ 。

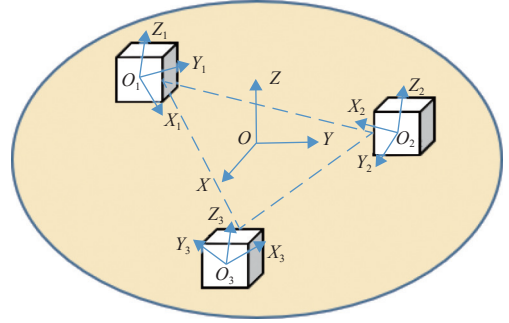


图1 柔性3节点简化模型及节点固连系
Fig. 1 Flexible three-node simplified model and node-fixed coordinate system

在3节点上分别建立3个节点固连系 $\{O_iX_iY_iZ_i\}$ 。用上波浪线代表未变形构型的参考量,未变形构型中, \tilde{X}_i 轴与 \tilde{Y}_i 轴位于 $O_1\tilde{O}_2O_3$ 平面内, \tilde{X}_i 轴由 \tilde{O}_i 指向 \tilde{O}_j (\tilde{X}_1 轴由 \tilde{O}_1 指向 \tilde{O}_3 , \tilde{X}_2 轴由 \tilde{O}_2 指向 \tilde{O}_1 , \tilde{X}_3 轴由 \tilde{O}_3 指向 \tilde{O}_2), \tilde{Z}_i 轴沿 $O_1\tilde{O}_2O_3$ 平面法向指向探测器上方, \tilde{Y}_i 轴构成右手直角坐标系。

定义梁单元长度 L 、弹性模量 E 、剪切模量 G 。等效横截面积 A ,在梁单元过质心的横截面上取转动轴,最小和最大转动惯量分别为 I 和 I' ,极惯性矩为 J 。

$\{O_iX_iY_iZ_i\}$ 相对于惯性系 $\{OXYZ\}$ 的方向余弦矩阵为 A_i ,探测器发生变形时刚体节点 j 产生转动,由 $\{O_i\tilde{X}_i\tilde{Y}_i\tilde{Z}_i\}$ 转动至 $\{O_iX_iY_iZ_i\}$,该转动的方向余弦矩阵 \hat{A}_i 为

$$\hat{A}_i = \tilde{A}_i^T A_i \quad (1)$$

在惯性系中,探测器发生变形时的节点相对位移

$$\mathbf{u}_{jk} = \begin{bmatrix} x_k - x_j \\ y_k - y_j \\ z_k - z_j \end{bmatrix} - \tilde{\mathbf{r}}_{jk} \quad (j,k=1,2,3) \quad (2)$$

设梁单元两个节点 j,k ,节点所受内力及内力矩为 $\{F_{xj}, F_{yj}, F_{zj}, M_{xj}, M_{yj}, M_{zj}, F_{xk}, F_{yk}, F_{zk}, M_{xk}, M_{yk}, M_{zk}\}$, $\{u_{xj}, u_{yj}, u_{zj}, \theta_{xj}, \theta_{yj}, \theta_{zj}, u_{xk}, u_{yk}, u_{zk}, \theta_{xk}, \theta_{yk}, \theta_{zk}\}$ 为节点位移及节点转角,其中 θ_{xi} 、 θ_{yi} 、 θ_{zi} 分别为刚体 i 绕 \tilde{X}_i 轴、 \tilde{Y}_i 轴、 \tilde{Z}_i 轴的转动量。

由梁单元两个节点 j,k 的刚度方程,可合并得到柔性3节点形变与内力方程

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} \\ K_{21} & K_{22} \\ K_{31} & K_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_2 \\ T_3 \end{bmatrix} \\ S_i = \begin{bmatrix} F_i \\ M_i \end{bmatrix}_{xyz}, T_j = \begin{bmatrix} u_i^{(j)} \\ \theta_i \end{bmatrix}_{xyz} \end{cases} \quad (3)$$

其中: $K \sim (L, E, G, A, I, I', J)$ 。

1.2 柔性体姿态动力学

采用3节点位置代替四元数或角度量描述探测器整

体平面姿态, 使用探测器3个节点在惯性系的位置 (x_1, y_1, z_1) 、 (x_2, y_2, z_2) 、 (x_3, y_3, z_3) 表示基于3节点组成平面建立的固连系 $\{O_b X_b Y_b Z_b\}$ 姿态的指向。固连系原点 O_b 与惯性系原点重合, X_b 轴与 Y_b 轴位于 $O_1 O_2 O_3$ 平面内, X_b 轴由 O_b 指向 O_1 , Z_b 轴沿 $O_1 O_2 O_3$ 平面法向指向探测器上方, Y_b 轴与 X_b 、 Z_b 构成右手直角坐标系。

探测器3节点位置 (x_1, y_1, z_1) , (x_2, y_2, z_2) , (x_3, y_3, z_3) 到四元数表示的探测器整体平面姿态的映射关系为

$$\begin{cases} (x_1, y_1, z_1) \\ (x_2, y_2, z_2) \\ (x_3, y_3, z_3) \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \text{axis } X: \mathbf{O}_b \mathbf{O}_1 \\ \text{axis } Z: \hat{\mathbf{n}}_z \parallel (\mathbf{O}_b \mathbf{O}_1 \times \mathbf{O}_b \mathbf{O}_2) \text{ (平面固连系)} \\ \text{axis } Y: \text{axis } Z \times \text{axis } X \end{cases}$$

$$\text{DCM} \rightarrow \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\varphi/2)\cos(\theta/2)\cos(\psi/2) + \sin(\varphi/2)\sin(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \sin(\varphi/2)\cos(\theta/2)\cos(\psi/2) - \cos(\varphi/2)\sin(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \cos(\varphi/2)\sin(\theta/2)\cos(\psi/2) + \sin(\varphi/2)\cos(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \cos(\varphi/2)\cos(\theta/2)\sin(\psi/2) - \sin(\varphi/2)\sin(\theta/2)\cos(\psi/2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

(Z Y X)

其中: $\hat{\mathbf{n}}_z$ 为单位平面法向量; φ 、 θ 、 ψ 为平面固连系与惯性系的方向余弦矩阵的欧拉角。通过3节点位置到四元数的映射, 探测器姿态机动任务的目标姿态指向终端约束能够用3节点的目标位置表示。所述四元数能够转换为欧拉角、平面法向量指向、方位角-仰角。

根据所述探测器3节点位置到四元数表示的探测器整体平面姿态的映射关系, 结合式 (3) 的柔性3节点形变与内力方程, 构建节点平面耦合动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -(\mathbf{2}\omega_a \mathbf{v} + \omega_a (\omega_a \mathbf{r})) - \nabla \mathbf{U} + \frac{\mathbf{T} + \mathbf{iF}}{m} \\ (\dot{m} = 0) \end{cases} \quad (5)$$

其中: ω_a 为探测器附着小行星自转的角速度; \mathbf{U} 为探测器在小行星临近空间的引力势; \mathbf{T} 为节点推力器的推力; \mathbf{iF} 为节点所受的合内力。

2 目标导向姿态机动规划

姿态路径规划可以分为几何方法、非线性规划方法、多项式方法、势函数法以及随机规划方法等。其中: 随机规划方法因其鲁棒性较高而广泛应用于自主姿态规划系统。本文对RRT算法进行改进, 作为姿态机动路径的全局规划器, 而在局部扩展时将运动学、动力学和有界约束转化为线性约束后用二次规划方法求解, 并且对新生成的节点进行障碍检测确保满足指向约束。

基础RRT算法实现方法如下: RRT算法即快速随机树搜索算法, 以起始3节点位置、速度、推力组成的状态矢量 \mathbf{x}_{init} 为开始, 采用一定概率在状态空间内随机选择一个状态点 $\mathbf{x}_{\text{random}}$; 从姿态路径树当前所有的状态点之中, 选择一个离 $\mathbf{x}_{\text{random}}$ 最近的状态点, 称为临近状态点 \mathbf{x}_{near} ; 然后从 \mathbf{x}_{near} 向 $\mathbf{x}_{\text{random}}$ 的方向延伸一个步长的距离, 得到一个新的状态点 \mathbf{x}_{new} 。在延伸过程中, 判断是否与姿态指向约束有冲突, 若无冲突接受该新状态点 \mathbf{x}_{new} , 并将其添加为姿态路径树的状态点; 若 \mathbf{x}_{new} 与姿态指向约束有冲突, 说明该次扩展出的新状态点不符合安全要求, 则舍弃该新状态点, 并重新进行随机扩展目标状态点 $\mathbf{x}_{\text{random}}$ 的选取。通过上述不断的延伸扩展, 当姿态路径树的状态点与终端状态足够接近时, 则停止姿态路径树的延伸, 此时以距离终端状态最近的状态点为起始, 依次向上搜索父状态点, 则可获得一条从起始状态到终端状态的姿态机动可行路径。

姿态机动规划求解, 即规划出姿态机动路径的控制量 (3节点推力)、3节点速度和表示姿态的3节点位置组成的状态矢量序列。状态空间选取为 $\mathbf{X} = [\mathbf{u}^T(k), \mathbf{v}^T(k), \mathbf{r}^T(k)]^T \in \mathbb{R}^{27}$, 姿态动力学和运动学决定了状态空间里从第 k 步到第 $k+1$ 步的关系, 将状态空间的连续状态离散化成状态点, 相邻的点满足节点平面耦合动力学约束。节点平面耦合动力学约束用一阶欧拉法, 即

$$\begin{cases} \mathbf{r}(k+1) = \mathbf{r}(k) + \Delta T \mathbf{v}(k+1) \\ \mathbf{v}(k+1) = \mathbf{v}(k) + \Delta T \left\{ -\mathbf{2}\omega_a \mathbf{v}(k) - \omega_a [\omega_a \mathbf{r}(k)] \right. \\ \left. - \nabla \mathbf{U} + \frac{\mathbf{u}(k+1) + \mathbf{iF}(k)}{m} \right\} \end{cases} \quad (6)$$

把式 (6) 进行整合, 得到的约束方程为

$$\mathbf{DX} = \mathbf{G} \quad (7)$$

$$\mathbf{X} = [\mathbf{u}^T(k+1), \mathbf{v}^T(k+1), \mathbf{r}^T(k+1)]^T$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \frac{-\Delta T \mathbf{I}_{9 \times 9}}{m} & \mathbf{I}_{9 \times 9} & \mathbf{0}_{9 \times 9} \\ \mathbf{0}_{9 \times 9} & -\Delta T \mathbf{I}_{9 \times 9} & \mathbf{I}_{9 \times 9} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}(k) + \Delta T \left(-\mathbf{2}\omega_a \mathbf{v}(k) - \omega_a (\omega_a \mathbf{r}(k)) - \nabla \mathbf{U} + \frac{\mathbf{iF}(k)}{m} \right) \\ \mathbf{r}(k) \end{bmatrix}$$

在RRT算法的基础上, 构建局部优化扩展策略: 将目标姿态对应的终端状态设置为随机扩展目标状态点 $\mathbf{x}_{\text{random}}$, 将离目标状态点最近的点选为待扩展状态点, 增强沿姿态路径机动的目的性; 以缩短到目标

姿态的距离为优化目标,使用前述构建的节点平面耦合动力学模型作为二次规划问题的线性约束,构建二次规划问题,通过求解二次规划问题保证目标姿态机动过程中指向约束、控制力和角速度有界约束以及节点平面耦合动力学约束同时满足条件。以上述局部优化扩展策略,在待扩展状态点的单时间步长邻域内进行新状态点采样,从而在控制力和角速度有界约束的安全空间内增量扩展,获得一条从起始状态到终端状态的姿态机动可行路径。

基于局部优化扩展策略的改进RRT算法的具体流程如下。

1) 生成状态空间,包括初始状态 \mathbf{x}_{init} 、终端状态 \mathbf{x}_{goal} 和姿态指向约束区域 \mathbf{X}_{obs} ,令姿态路径树初始状态点 $\mathbf{Tr}(0) = \mathbf{x}_{init}$ 。

2) 设置 $\mathbf{x}_{random} = \mathbf{x}_{goal}$,对于 \mathbf{x}_{random} ,找到姿态路径树离它最近的 \mathbf{x}_{near} 作为临近状态点,为了找出临近状态点,引入如下评价函数表示状态点到目标姿态对应的终端状态的距离,即

$$f(q, w) = \mathbf{r}_e^T \mathbf{a} \mathbf{r}_e' + \mathbf{v}_e^T \mathbf{b} \mathbf{v}_e' \quad (8)$$

其中: \mathbf{a} 和 \mathbf{b} 为正定矩阵; \mathbf{r}_e' 为当前位置和目标位置的偏差; \mathbf{v}_e' 为当前速度和目标速度的偏差。

由式(8)得到临近状态点 \mathbf{x}_{near} ,将 \mathbf{x}_{near} 作为当前扩展状态点 $\mathbf{X}(k)$ 。

3) 设计控制目标

$$J(k) = \mathbf{r}_e^T(k+1) \mathbf{R}_1 \mathbf{r}_e(k+1) + \mathbf{v}_e^T(k+1) \mathbf{R}_2 \mathbf{v}_e(k+1) \quad (9)$$

其中: $\mathbf{r}_e(k+1)$ 和 $\mathbf{v}_e(k+1)$ 分别为 $k+1$ 步的位置偏差和速度偏差。

$$\begin{cases} \mathbf{r}_e(k+1) = \mathbf{r}(k+1) - \mathbf{r}_{random} \\ \mathbf{v}_e(k+1) = \mathbf{v}(k+1) - \mathbf{v}_{random} \end{cases} \quad (10)$$

其中: \mathbf{r}_{random} 和 \mathbf{v}_{random} 为随机扩展目标状态点对应的位置和速度矢量,在局部优化扩展策略中即 \mathbf{r}_{goal} 和 \mathbf{v}_{goal} 。

若终端状态点的速度设为0,那么最终线性约束二次规划的表达式为

$$\begin{cases} J(k+1) = \mathbf{X}^T \mathbf{M} \mathbf{X} + \mathbf{f}^T \mathbf{X} \\ \text{s.t.} \begin{cases} \mathbf{D} \mathbf{X} = \mathbf{G} \\ |\mathbf{u}_i| \leq \gamma_T, i = 1, 2, \dots, 9 \\ |\mathbf{v}_i| \leq \gamma_v, i = 1, 2, \dots, 9 \end{cases} \end{cases} \quad (11)$$

其中: $\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{9 \times 9} & & \\ & \mathbf{R}_2 & \\ & & \mathbf{R}_1 \end{bmatrix}$, $\mathbf{f} = -2 \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{9 \times 1} \\ \mathbf{v}_{fl} \\ \mathbf{r}_{fl} \end{bmatrix}$, \mathbf{v}_{fl} 和

\mathbf{r}_{fl} 为扩展过程中的第 l 个随机目标扩展节点状态的速度和位置分量, $\mathbf{D} \mathbf{X} = \mathbf{G}$ 为节点平面耦合动力学约束,

不等式约束包含指向约束和有界约束。

通过求解以上二次规划问题,由当前状态 $\mathbf{X}(k)$ 可以得到下一步的状态点 $\mathbf{X}(k+1)$,记为 \mathbf{x}_{new} 。

4) 根据式(9)和(10)判断 \mathbf{x}_{new} 是否满足评价函数小于 \mathbf{x}_{near} 的评价函数,假如满足,将 \mathbf{x}_{new} 的值赋给姿态路径树 $\mathbf{Tr}(i)$;若不满足,返回到第3步。

5) 检测 $\mathbf{Tr}(i)$ 是否到达终端状态,如果没有,令 $k = k + 1$,返回到第2步;如果到达,停止搜索。

上述算法的伪代码如表1所示。

表1 基于局部优化扩展策略的改进RRT算法伪代码

Table 1 Pseudocode of improved RRT algorithm based on local optimization expansion strategy

```

Prepare  $\mathbf{Tr}, \mathbf{x}_{init}, \mathbf{x}_{goal}, \mathbf{X}_{obs}$ 
Initialize  $\mathbf{Tr}(0) = \mathbf{x}_{init}$ 
repeat
   $\mathbf{x}_{random} = \mathbf{x}_{goal}$ 
  Find  $\mathbf{x}_{near} \leftarrow \text{Eq.}(8)$ 
  Searching for  $\mathbf{x}_{new}$  (solved by QP solver)  $\leftarrow \text{Eqs.}(11)$ 
  If  $\mathbf{x}_{new} \notin \mathbf{X}_{obs}$  then
     $\mathbf{X}(k) \rightarrow \mathbf{X}(k+1)$ 
  If  $J(\mathbf{x}_{new}) < J(\mathbf{x}_{near})$  then
     $\mathbf{Tr}(i) = \mathbf{x}_{new}$ 
until  $\text{dist}(\mathbf{Tr}(i), \mathbf{x}_{goal}) < \varepsilon$ 
Generate path  $\mathbf{Tr}$ 

```

3 数值仿真

考虑一形状为圆盘形的柔性探测器,3个节点中心距圆盘中心0.6 m,柔性面杨氏模量 $E = 2 \text{ MPa}$,泊松比 $\mu = 0.4$ 。

设梁单元的等效横截面为矩形,长度 $L = 0.6\sqrt{3} \text{ m}$,宽度 $bb = 1 \text{ m}$,厚度 $hh = 0.02 \text{ m}$ 。相关参数为

$$\mu = \frac{E}{2G} - 1 \quad (12)$$

$$I = \frac{bb \times hh^3}{12}, I' = \frac{hh \times bb^3}{12} \quad (13)$$

$$J = \frac{bb \times hh \times (bb^2 + hh^2)}{12} \quad (14)$$

在仿真实例中,探测器在 z 轴方向安装了一个光学敏感器,其单位方向矢量用 \mathbf{r}_B 表示,需在姿态机动过程中规避两个明亮天体,在本体系下的单位方向矢量用 \mathbf{r}_{f1} 、 \mathbf{r}_{f2} 表示,要求 \mathbf{r}_B 与 \mathbf{r}_{f1} 、 \mathbf{r}_{f2} 之间的最小夹角为 θ_1 、 θ_2 ;探测器初始姿态(位置)和速度分别为 \mathbf{r}_0 、 \mathbf{v}_0 ,目标姿态(方位-仰角)和速度分别为 $[\mathbf{az}_f, \mathbf{el}_f]$ 、

v_f ; 节点质量为 m , 机动速度的最大幅值为 γ_v , 控制力的最大幅值为 γ_T , 仿真步长 ΔT , 具体数值见表2。

表2 仿真条件

Table 2 Simulation conditions

变量	值
m/kg	50
r_0/m	$[0.6, 0, 0]^T, [-0.3, 0.3\sqrt{3}, 0]^T, [-0.3, -0.3\sqrt{3}, 0]^T$
$v_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$[0, 0, 0]^T, [0, 0, 0]^T, [0, 0, 0]^T$
$[az_f, el_f]$	$[-10^\circ, 30^\circ]^T$
$v_f/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$[0, 0, 0]^T, [0, 0, 0]^T, [0, 0, 0]^T$
$\gamma_v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0.2
γ_T/N	20
$\theta_1/(\text{^\circ})$	10
$\theta_2/(\text{^\circ})$	15
r_B	$[0, 0, 1]^T$
r_{I1}	$[0.3407, -0.0298, 0.9397]^T$
r_{I2}	$[0.6645, -0.2418, 0.7071]^T$
$\Delta T/\text{s}$	0.2

仿真环境为Matlab R2021b, 计算机主频 3.20 GHz, 内存 16 G。分别采用目标导向局部扩展的姿态规划方法、传统RRT算法、A*算法3种姿态规划方法对问题进行仿真求解。3种算法求解生成的三维姿态指向路径如图2所示。

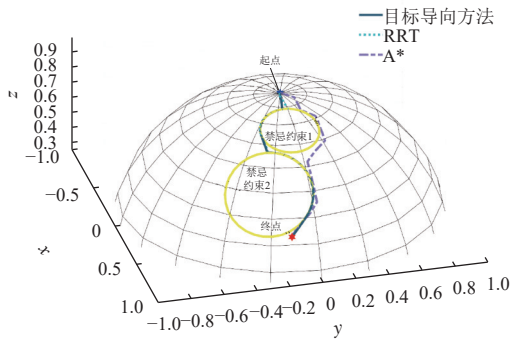


图2 3种算法的3维指向路径
Fig. 2 3D pointing paths of three methods

其中姿态机动路径长度由两相邻节点姿态四元数 q_a 、 q_b 之间的角度距离 θ 计算公式得到, 即

$$\theta = \arccos[2(q_a q_b)^2 - 1] \quad (15)$$

3种算法的性能指标如表3所示, 由此对比可以看出, 由于需要构建姿态参数空间的网格化地图, A*算法作为一种图搜索算法在姿态机动规划问题的求解时间被相应拉长, 目标导向方法具有计算时间优势; 由于目标导向方法的局部优化扩展策略效果, 其获得了相比于RRT方法更短的计算时间。而在姿态机动的路径长度方面, 目标导向方法实现了在RRT方法基础上的路径优化, 使其长度更短; 同时相比于A*算法也有稍许优势。

表3 3种姿态规划方法性能指标对比

Table 3 Comparison of performance indicators of three planning methods

姿态规划算法	目标导向方法	RRT	A*
机动路径长度/rad	1.292 1	1.422 3	1.295 6
计算时间/s	28.409 5	178.443 2	123.451 5

在表2仿真条件下采用本文目标导向方法进行姿态机动规划。探测器天球坐标系下姿态机动路径如图3所示, 其中圆形区域表示禁忌约束。可以看出在机动过程中成功地规避了禁忌锥, 机动路径是安全的。惯性坐标系下的3节点运动轨迹如图4所示。姿态机动过程中质心在平动系下的位置变化如图5所示, 质心在姿态机动完成后基本回到原位置, 姿态机动过程对整体轨迹影响较小。

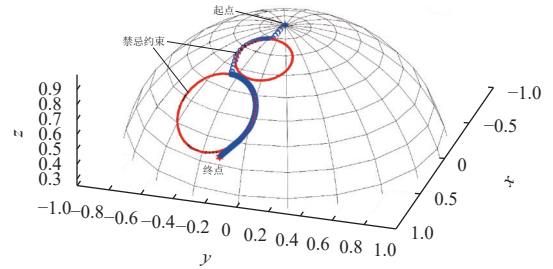


图3 探测器天球坐标系下的姿态机动路径(目标导向方法)
Fig. 3 Attitude path in celestial coordinate system (object-oriented method)

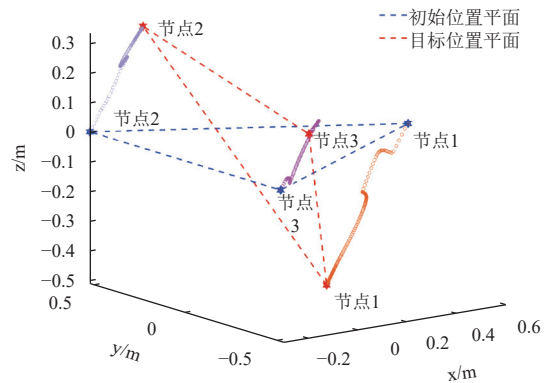


图4 惯性坐标系下的3节点运动轨迹(目标导向方法)
Fig. 4 Trajectories of three nodes in inertial system (object-oriented method)

如果将目标导向方法的3节点轨迹和质心位置变化(图4~5)与RRT方法的(图6~7)进行比较, 可以发现RRT方法的节点轨迹的不确定性使得其3节点平面质心在姿态机动过程中不能确保回到原位置, 这一点说明了目标导向方法相比于RRT方法, 当其应用于柔性探测器姿态机动时, 姿态机动引起的质心偏移对探测器整体着陆的轨迹制导影响较小。

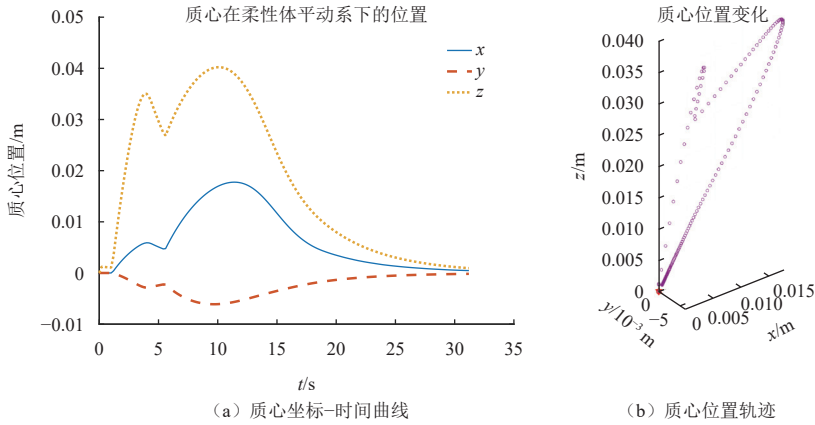


图5 姿态机动过程中质心在平动系下的位置变化(目标导向方法)

Fig. 5 Position change of center of mass in translational system during attitude maneuver (object-oriented method)

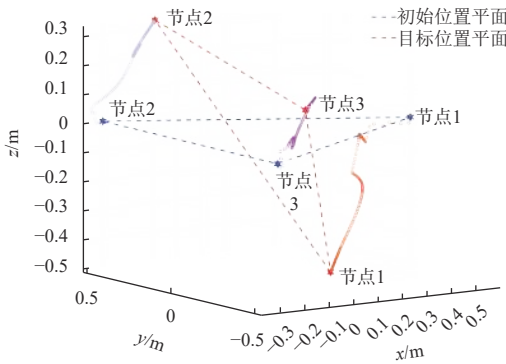


图6 惯性坐标系下的3节点运动轨迹(RRT)

Fig. 6 Trajectories of three nodes in inertial system (RRT)

探测器姿态机动过程中的3节点速度、推力、内力时间曲线如图8~10所示, 可见速度和推力(控制力)满足有界约束, 节点所受内力随时间逐渐增大。综合图4和5及图8和9, 节点速度存在运动的不同步性, 节

点3在第3 s左右时刻停止而节点1、2继续向目标位置机动; 随后第6 s时节点3向目标位置快速机动, 而节点1、2处于“停滞等待”状态; 当节点1、2、3均接近目标位置时, 3节点分别以小幅度的控制力微调, 直至到达目标。

定义距离目标姿态位置距离公式为

$$D = a \sum_{i=1}^3 \|r_i - r_i^{goal}\|^2 + b \sum_{i=1}^3 \|v_i - v_i^{goal}\|^2 \quad (16)$$

其中: $\|\cdot\|$ 为2范数; r_i 为节点当前位置向量, r_i^{goal} 为节点目标位置向量; v_i 为节点当前速度向量, v_i^{goal} 为节点目标速度状态向量; $a = 100$, $b = 5$ 。

姿态机动过程中姿态机动距目标距离变化如图11所示, 可以认为没有四元数描述下姿态机动的退绕情况发生。

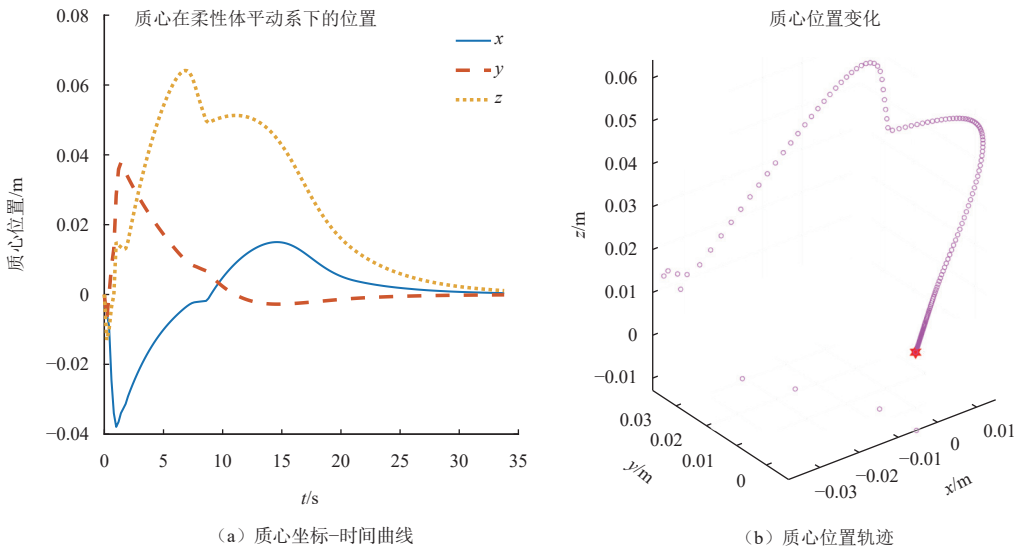


图7 姿态机动过程中质心在平动系下的位置变化(RRT)

Fig. 7 Position change of center of mass in translational system during attitude maneuver (RRT)

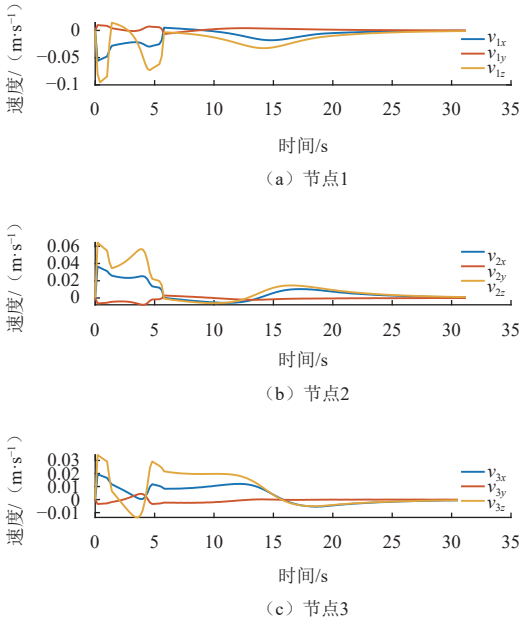


图 8 3节点速度时间曲线
Fig. 8 Three-node velocity-time profile

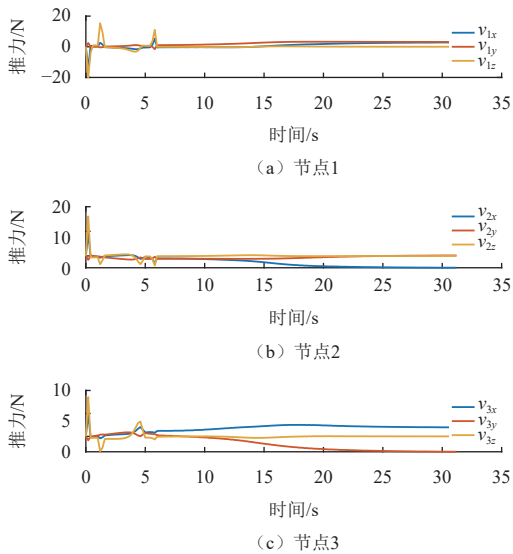


图 9 3节点推力时间曲线
Fig. 9 Three-node thrust-time profile

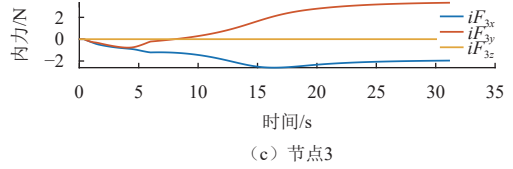
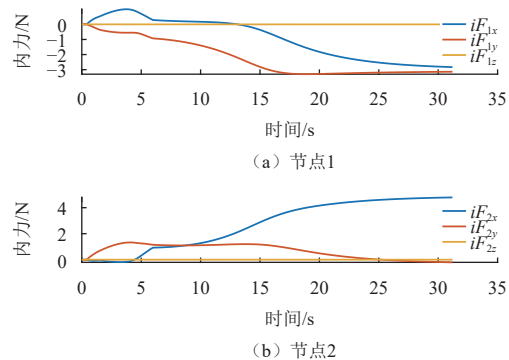


图 10 3节点内力时间曲线
Fig. 10 Three-node inner force-time profile

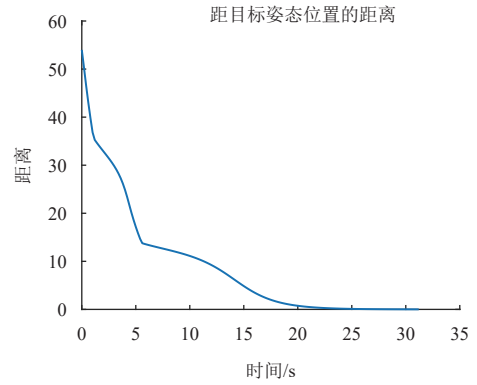


图 11 距离目标姿态的距离时间曲线
Fig. 11 Distance-time profile from target attitude

4 结 论

本文介绍了柔性3节点探测器的应用背景，构建了柔性体的节点平面耦合动力学模型，实现对小行星柔性附着探测器的姿态描述和动力学约束表征。提出基于局部优化扩展策略的改进RRT算法，设计了目标导向姿态规划方法，保证在多约束下姿态机动平稳稳定地到达目标姿态，实现小行星探测器的柔性附着，以提高小行星柔性附着姿态机动的稳定性和可靠性。

本文所提出的方法生成了柔性3节点探测器在指向约束下姿态机动的可行路径，未对机动时间、燃料消耗等进行优化。接下来需结合优化方法，对小行星柔性附着姿态机动路径优化方法做进一步研究。

参 考 文 献

- [1] 崔平远, 徐瑞, 朱圣英, 等. 深空探测器自主技术发展现状与趋势[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 13-28.
CUI P Y, XU R, ZHU S Y, et al. Development status and trend of deep space probe autonomous technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 13-28.
- [2] 崔平远, 张成宇, 朱圣英, 等. 小天体柔性附着技术[J]. 宇航学报, 2023, 44(6): 805-816.
CUI P Y, ZHANG C Y, ZHU S Y, et al. Technologies for flexible landing on small celestial bodies[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(6): 805-816.
- [3] HART P E, NILSSON N J, RAPHAEL B. A formal basis for the heuristic determination of minimum cost paths[J]. IEEE Transactions on Systems Science & Cybernetics, 1972, 4(2): 28-29.

- [4] KJELLBERG H C, LIGHTSEY E G. Discretized constrained attitude pathfinding and control for satellites[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1301-1309.
- [5] KJELLBERG H C, LIGHTSEY E G. Discretized quaternion constrained attitude pathfinding[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 39(3): 713-718.
- [6] LAVALLE S M, KUFFNER J J. Randomized kinodynamic planning[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Detroit, USA: IEEE, 1999.
- [7] LAVALLE S M, KUFFNER J J. Rapidly-exploring random trees: progress and prospects[M]. London: Taylor & Francis Groups, 2001.
- [8] LAVALLE S M. From dynamic programming to RRTs: algorithmic design of feasible trajectories[J]. *Control Problems in Robotics*, 2003, 4: 19-37.
- [9] FRAZZOLI E, DAHLEH M A, FERON E, et al. Real-time motion planning for agile autonomous vehicles[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Denver, USA: AIAA, 2000.
- [10] FRAZZOLI E, DAHLEH M A, FERON E, et al. A randomized attitude slew planning algorithm for autonomous spacecraft[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada: AIAA, 2001.
- [11] 仲维国, 崔平远, 崔祜涛. 航天器复杂约束姿态机动的自主规划[J]. *航空学报*, 2007, 28(5): 1091-1097.
ZHONG W G, CUI P Y, CUI H T. Autonomous attitude maneuver planning for spacecraft under complex constraints[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(5): 1091-1097.
- [12] CHENG X J, CUI H T, YU M. Spacecraft attitude maneuver planning based on rapidly exploring random tree and sliding mode control[C]//Proceedings of 2012 International Conference on Electronics, Communications and Control. Zhoushan, China: ICECC, 2012.
- [13] XU R, WU C Q, ZHU S Y, et al. A rapid maneuver path planning method with complex sensor pointing constraints in the attitude space[J]. *Information Systems Frontiers*, 2017, 19(4): 945-953.
- [14] 崔平远, 陆晓萱, 朱圣英, 等. 小天体柔性附着状态协同估计方法[J]. *宇航学报*, 2022, 43(9): 1219-1226.
CUI P Y, LU X X, ZHU S Y, et al. Cooperative state estimation method for small celestial body flexible landing[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(9): 1219-1226.
- [15] ZHAI G, LI J, SUN Y Y, et al. Research on asteroid landing with a new flexible spacecraft[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2022, 35(5): 04022068.
- [16] YAN W F, FENG R Y, BAOYIN H X. Stability of a flexible asteroid lander with landing control[J]. *Aerospace*, 2022, 9(11): 719.

作者简介:

朱哲(1999-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 深空分布式探测器的姿态规划技术。

通信地址: 北京理工大学宇航学院22信箱(100081)

电话: (010)68768614

E-mail: zhez@bit.edu.cn

徐瑞(1975-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向: 深空探测器自主任务规划技术等。**本文通信作者。**

通信地址: 北京理工大学宇航学院22号信箱(100081)

电话: (010)68913550

E-mail: xurui@bit.edu.cn

Research on Asteroid Flexible Landing with Object-Oriented Attitude Planning

ZHU Zhe^{1,2}, XU Rui^{1,2}, WANG Xiaoyan³, LI Zhaoyu^{1,2},
ZHU Shengying^{1,2}, LONG Jiateng^{1,2}, GAO Yue⁴

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

2. Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration (Beijing Institute of Technology), Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China; 3. Beijing Aerospace Feiteng Equipment Technology Co., Ltd., Beijing 100094, China;

4. Space Star Technology Co., Ltd., Beijing 100086, China)

Abstract: In order to solve the problem of attitude maneuvering control and attitude planning for the flexible probe under multiple constraints in the asteroid flexible attachment scenario, in this paper, a goal-oriented attitude planning method for an asteroid-attached flexible probe was proposed. By constructing a node-plane coupling dynamic model, the attitude description and dynamic constraint characterization of the flexible three-node probe were realized. A local optimization expansion strategy was designed to improve the RRT algorithm. The optimization objective was to shorten the distance to the target attitude. The quadratic programming problem was constructed by combining with the attitude dynamics model of the flexible body to enhance the purpose of maneuvering along the attitude path. The simulation results show that compared with the traditional heuristic planning method, the proposed method takes less time to calculate, optimizes the attitude maneuver path length, and can meet the attitude maneuver requirements during the flexible landing process of the asteroid probe. It provides support for the implementation of the small body project.

Keywords: asteroid flexible landing; attitude planning; RRT; object-oriented method

Highlights:

- This study realizes the attitude description and dynamic constraint characterization of a flexible three-node probe by constructing a node-plane coupling dynamic model.
- The local optimization expansion strategy is introduced to the planning problem, which enhances the maneuver directionality from initial attitude to target attitude and shortens the path length.
- Under simulation conditions, the proposed method takes less time than the traditional heuristic method, and the planning results meet the requirements of attitude maneuver during the flexible attachment process of asteroid detection.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]