

复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法

杨贺^{1,2}, 袁旭^{1,3}, 葛丹桐^{1,2}, 朱圣英^{1,2}

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 深空自主导航与控制工业和信息化部重点实验室, 北京 100081;
3. 北京理工大学 长三角研究院(嘉兴), 嘉兴 314000)

摘要: 针对复杂行星表面安全着陆问题, 提出避障增广曲率制导方法。在基本曲率制导律的基础上引入障碍规避增广项。该方法利用着陆器着陆空间区域划分的思想, 在障碍附近易发生碰撞区域建立膨胀预警区, 基于膨胀预警区推导连续解析的障碍规避制导律, 在满足几何凸轨迹状态约束的同时, 考虑着陆器与障碍的相对位置关系, 能够快速引导着陆器远离障碍, 提高着陆器着陆过程中的安全性。仿真结果表明, 该方法能够有效规避复杂行星表面的地形障碍, 实现在行星表面定点软着陆, 具有良好的灵活性和可靠性。

关键词: 行星表面着陆; 障碍规避增广项; 膨胀预警区; 增广曲率制导

中图分类号: V476.4

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)01-0071-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230053

引用格式: 杨贺, 袁旭, 葛丹桐, 等. 复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(1): 71-78.

Reference format: YANG H, YUAN X, GE D T, et al. Hazard avoidance for complex planetary surface landing using augmented curvature guidance method[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(1): 71-78.

引言

行星探测是人类了解生命起源和开发利用太空资源的重要途径^[1-2]。随着航天技术的不断发展和空间科学研究目标的不断提高, 未来的行星探测任务将趋向于在具有更高科学价值或更多特殊资源的复杂区域执行着陆任务^[3], 这些区域往往地形复杂, 表面崎岖不平, 存在大量的岩石、斜坡、凹陷、丘陵等地形障碍, 对行星着陆器安全构成严重威胁, 致使目标天体表面的着陆任务难度增大^[4-5]。复杂多障碍地形对着陆制导提出了更高的要求, 着陆器需要具备自主安全着陆的功能, 以满足行星探测任务的实时性、安全性和可靠性需求。

目前, 行星安全软着陆避障制导技术分为两大类: 数值优化制导方法和解析制导方法^[6]。其中数值优化制导方法将着陆器在目标天体的着陆避障问题转化为考虑状态约束和控制约束的非线性最优控制问题。障碍约束可以通过建立禁飞区域^[7]或滑坡角^[8-9]显式转化为状态的不等式约束, 并利用相应的优化方法求解。虽然优化理论在着陆器任务中得到了广泛研究, 但是数值优化过程计算量大, 星上资源无法满足实时任务

需求。

与优化方法相比, 解析制导方法计算量小, 能够满足着陆器实时任务的需求。以改进阿波罗制导法为代表的多项式制导法形式简单, 具有显式的解析形式, 通过调节制导参数改变轨迹形状以适应不同的障碍地形, 该方法已成功应用在月球着陆避障任务中^[10]。Zhang^[11]和Wang等^[12]利用对传统ZEM/ZEV算法进行改进, 有效避免着陆器在着陆过程中和行星表面发生碰撞。人工势函数制导方法(APF)是一种典型的计算复杂度低, 易于获得解析形式的闭环制导算法^[13], 常用于着陆器的避障任务中, 通过建立并叠加人工势场, 其负梯度方向提供一条安全路径引导着陆器避开障碍并到达目标点。McInnes等^[14]根据检测到的地形障碍建立人工势函数, 利用李雅普诺夫控制方法设计制导律实现着陆器障碍规避。Yuan等^[15]通过将着陆器着陆状态不确定性和人工势函数结合, 设计制导律, 提高着陆器的障碍规避性能。Zhu等^[16]设计了一种新型对数势函数, 并利用该势函数设计常推力控制律, 在解决局部极小值问题的同时实现常推力作用下着陆器的安全着陆。此外, APF理论很容易与其它控制理论相结合, 以满足不同着陆器的任务要求, 如自适应控

制、滑模控制、线性二次型调节器、强化学习等。

近些年来,科学家们对着陆轨迹的几何特性展开探索和研究。Cui等^[17]提出了一种“轨迹曲率制导”的概念,通过调节推力输出,使着陆器的下降轨迹为几何凸轨迹。该方法在降低障碍物碰撞风险的同时,增加了着陆器的初始可见高度,保证了着陆器对预设着陆区的观测范围。在此基础上,Zhao等^[18]设计了一种小天体附着轨迹自适应曲率匹配制导方法,根据地形变化自适应修正附着制导参数以调整着陆轨迹曲率,保障着陆器着陆安全。Long等^[19]提出了适用于行星着陆的矢量轨迹法,将轨迹曲率约束转化为角度幅值约束形式,显著降低了行星着陆避障最优轨迹求解难度,并有效改善避障轨迹性能。文章^[20]通过设计三维曲率约束来调整着陆器制导曲率,以适应其在未知地形环境的着陆,同时将三维曲率约束转化为软约束,增强了对不同初始着陆条件的适用性。Cui等^[21]将凸优化方法引入轨迹曲率设计中,将轨迹曲率特性转化为状态矢量的角度约束,通过构造含曲率相关约束的燃料优化二阶锥问题,保留凸轨迹在避障和观测方面优势的同时,兼顾燃料经济性。

本文提出一种针对复杂行星表面安全着陆问题的增广曲率制导方法。该方法对着陆器着陆空间进行区域划分,在障碍附近易发生碰撞区域建立膨胀预警区,基于膨胀预警区推导连续解析的障碍规避制导律对基本曲率制导律进行增广,得到增广曲率制导律。该方法能够在目标着陆区障碍高度相对着陆器初始位置较高时,满足几何凸轨迹状态约束,促使着陆器快速远离障碍,实现着陆器在复杂行星表面区域安全着陆。

1 动力学方程

如图1所示,以目标着陆点为原点 O 建立行星着陆点固连坐标系 $O-XYZ$,其中 Z 轴垂直于着陆点所在位置局部地平面,正方向指向目标天体外部; X 轴在着陆点所在位置局部地平面内,与 Z 轴正方向和目标天体自转方向的叉乘矢量重合, Y 轴与 X 轴、 Z 轴共同组成右手坐标系。

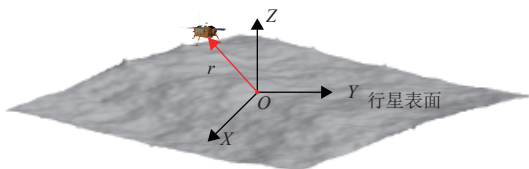


图1 着陆点固连坐标系示意图

Fig. 1 Illustration of landing-point-fixed coordinate system

着陆器在表面固连系上运动时,目标行星自转引起的惯性力和其他扰动力与发动机产生的控制力和行星重力相比,对着陆器运动影响较小,可以忽略。在着陆避障阶段,由于着陆器运动时间较短,其所受重力加速度 \mathbf{g} 可以视为常数矢量,系统动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{a} + \mathbf{g} \\ \mathbf{a} = \frac{\mathbf{T}}{m} \\ \dot{m} = -\frac{\|\mathbf{T}\|}{I_{sp}g_e} \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{r} = [r_x, r_y, r_z]^T$ 和 $\mathbf{v} = [v_x, v_y, v_z]^T$ 分别表示着陆器在表面固连系下的位置和速度; $\mathbf{T} = [T_x, T_y, T_z]^T$ 和 $\mathbf{a} = [a_x, a_y, a_z]^T$ 分别表示着陆器控制力和控制加速度在表面固连系的三轴分量; m 表示着陆器的质量; I_{sp} 表示发动机比冲; $g_e = 9.807 \text{ m/s}^2$ 为地球海平面处的重力加速度。

本文研究的问题为着陆器在目标行星表面避障并安全着陆的制导问题;假设在初始时刻 t_0 时,着陆器在行星表面固连直角坐标系内的位置、速度分别是 $\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0$ 和 $\mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_0$,为防止着陆器在着陆过程中与地外天体表面发生碰撞导致着陆器损坏以及速度过大导致着陆器弹跳、倾覆,在着陆时刻 t_f 时,着陆器应满足“双零着陆”,即 $\mathbf{r}(t_f) = [0, 0, 0]^T \text{ m}$ 和 $\mathbf{v}(t_f) = [0, 0, 0]^T \text{ m/s}$ 。同时,为了保证着陆器在飞行过程中的安全性,避免着陆器与地外天体上岩石、斜坡等障碍物发生碰撞,需要制导律具备规避障碍的能力^[16]。

2 增广曲率制导律设计

文献^[17]表明,当着陆器沿着几何凸轨迹进行附着时,其与地面具有较高的相对高度,能够减小与凸起障碍碰撞的概率,提高不确定星表环境下的着陆器安全性。同时能够在着陆过程中增加视场范围,使障碍能够及早检测并规避。本文将在基本轨迹曲率制导的基础上引入障碍规避增广项,设计复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法。

2.1 障碍规避制导策略

本文参考文献^[16],针对着陆器着陆空间进行区域划分,对障碍附近易发生碰撞的区域进行建模,并在该区域设计连续解析的规避增广加速度。当着陆器位于该区域之外时,规避增广加速度不产生作用,着陆器以基本曲率制导律进行着陆;当着陆器位于易发生碰撞的区域内时,规避增广加速度对基本曲率制导律进行补偿,有效提升着陆器相对地表障碍的高度,

促使着陆器快速远离障碍, 保证着陆安全。

首先针对着陆器着陆空间的障碍、着陆器易与障碍发生碰撞的区域和安全区域进行划分与建模。采用能够将障碍完全包络的最小圆柱为“危险区”(图2红色区域), 为着陆器不可触碰的区域; 将“危险区”以外着陆器易与障碍发生碰撞的区域定义为“膨胀预警区”, 并采用另一与最小圆柱同中轴线的圆柱对膨胀预警区进行包络(图2蓝色区域), 该区域即为规避增广加速度的作用区域。膨胀预警区以外为“安全区”^[16]。

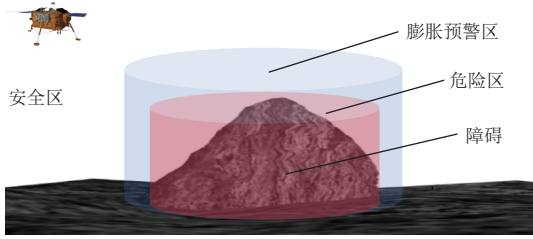


图 2 膨胀预警区示意图
Fig. 2 Anti-collision zone

当着陆器位于膨胀预警区时, 规避增广加速度对着陆器的作用方向截面图如图3所示。在水平方向上, 规避增广加速度分力平行于着陆区水平面, 由中轴线沿着所在截面半径方向指向着陆器; 在垂直方向上, 规避增广加速度分力垂直于着陆区水平面, 并由水平面指向着陆器。规避增广加速度能够促使着陆器在短时间内迅速升高, 并远离地形障碍, 保障着陆过程中的安全性。

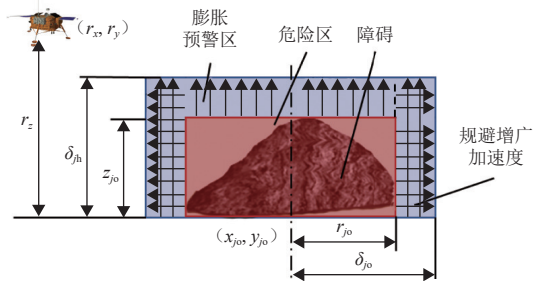


图 3 规避增广加速度截面示意图
Fig. 3 Cross section of avoidance augmentation acceleration

为定量描述障碍和膨胀预警区的大小, 为规避增广加速度设计作铺垫, 定义 \$(x_{j0}, y_{j0})\$、\$z_{j0}\$ 和 \$r_{j0}\$ 为第 \$j\$ 个障碍对应的危险区圆柱在水平方向的中心位置、高度以及半径, \$\delta_{j0}\$ 和 \$\delta_{jh}\$ 为第 \$j\$ 个障碍对应的膨胀预警区圆柱的半径以及圆柱高度, 并且满足 \$\delta_{j0} > r_{j0} > 0\$ 和 \$\delta_{jh} > z_{j0} > 0\$。

2.2 轨迹曲率制导

如图4所示, 当着陆器沿几何凸轨迹(曲率为负)

着陆时, 可以避开凸起障碍, 并保证着陆区域位于相机视场范围内。轨迹曲率制导方法能通过调整推力输出, 使着陆轨迹在轨迹平面上始终保持负曲率状态, 减小与地形障碍碰撞的概率。

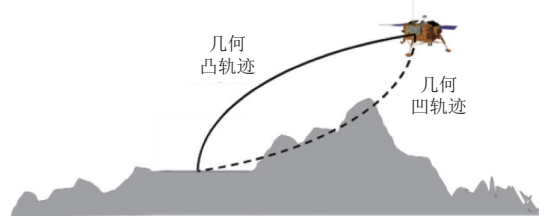


图 4 几何凸轨迹避障原理示意图^[17]
Fig. 4 Hazard avoidance principle of geometrically convex trajectory

轨迹曲率制导方法由如下式所示的解析的能量最优制导律发展而来^[22]

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

根据着陆器当前状态 \$\mathbf{X} = [\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T]^T\$ 可计算着陆所需剩余时间 \$t_{go}\$, 为下式所示方程的正实数根。

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

为使得着陆器沿着凸轨迹着陆, 首先需要判断轨迹在当前状态的凹凸性趋势。根据文献[17]所提轨迹几何曲率理论, 轨迹在 \$XOZ\$ 平面内为凸的条件是

$$v_x(r_z v_x - r_x v_z) > 0 \quad (4)$$

轨迹在 \$YOZ\$ 平面内为凸的条件是

$$v_y(r_z v_y - r_y v_z) > 0 \quad (5)$$

以 \$XOZ\$ 平面为例, 由文献[17]可知:

1) 若着陆器初始状态满足 \$v_x^0(r_z^0 v_x^0 - r_x^0 v_z^0) < 0\$, 需要 \$t_c\$ 时间段的常加速度将凹轨迹状态转变为凸轨迹状态, 上角标“0”表示着陆段的初始时刻。

2) 若着陆器初始状态满足 \$v_x^0(r_z^0 v_x^0 - r_x^0 v_z^0) > 0\$ 且 \$t_{go}^0 > -3r_x^0/v_x^0\$ 时, 着陆器在解析最优制导律作用下会出现水平速度方向在着陆过程中发生一次变化的情况, 即着陆轨迹出现转向点。此时需从转向点开始施加 \$t_c\$ 时间段的常加速度, 将凹轨迹状态转变为凸轨迹状态, 其中 \$t_c > 1/3t_{go}^{TP}\$, “TP”表示转向点, \$t_{go}^{TP}\$ 表示转向点时刻的剩余飞行时间。

3) 若着陆器初始状态满足 \$v_x^0(r_z^0 v_x^0 - r_x^0 v_z^0) > 0\$ 且 \$t_{go}^0 \leq -3r_x^0/v_x^0\$ 时, 着陆器将会保持凸轨迹完成着陆, 此时的轨迹曲率制导即为解析的最优制导。

基于上述思想, 基本曲率制导律形式如下式所示

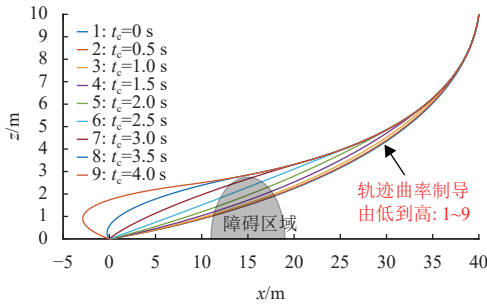
$$a_{\text{cur}} = \begin{cases} -4 \frac{\mathbf{v}^{\text{TP}}}{t_{\text{go}}^{\text{TP}}} - 6 \frac{\mathbf{r}^{\text{TP}}}{(t_{\text{go}}^{\text{TP}})^2} - \mathbf{g}, & t_{\text{TP}} < t < t_{\text{TP}} + t_c \\ -4 \frac{\mathbf{v}}{t_{\text{go}}} - 6 \frac{\mathbf{r}}{(t_{\text{go}})^2} - \mathbf{g}, & t \leq t_{\text{TP}} \text{ 或 } t \geq t_{\text{TP}} + t_c \end{cases} \quad (6)$$

为得到曲率制导的更一般形式, 常加速度的大小可表示为

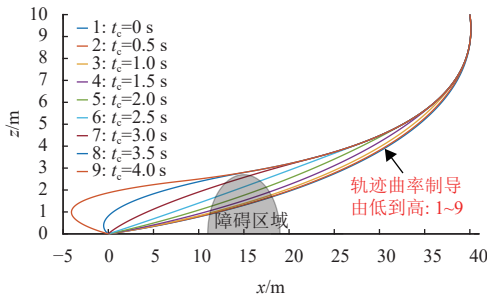
$$\mathbf{a}^{\text{TP}} = n \mathbf{a}^{\text{OTP}} = n \left(-4 \frac{\mathbf{v}^{\text{TP}}}{t_{\text{go}}^{\text{TP}}} - 6 \frac{\mathbf{r}^{\text{TP}}}{(t_{\text{go}}^{\text{TP}})^2} - \mathbf{g} \right) \quad (7)$$

其中: \mathbf{a}^{OTP} 为在转向点通过解析最优制导律计算得到的加速度; n 为正实数, 定义为加速度系数。

着陆器以基本曲率制导律着陆时, 能够实现沿几何凸轨迹着陆, 以规避凸起障碍并保证着陆区域位于相机视场内, 实现在复杂行星表面安全着陆。但当目标着陆区障碍高度相对着陆器初始位置较高时, 基本曲率制导律具有局限性。如图5所示, 选取加速度系数 $n=1$, 障碍高度为2.7 m, 着陆器初始状态分别为 $\mathbf{X}^0 = [40, 10, -1, -3]^T$ (初始速度与目标点方向相同) 和 $\mathbf{X}^0 = [40, 10, 1, -3]^T$ (初始速度与目标点方向相反), 在不同常加速度时间 t_c 下进行着陆仿真。结果表明, 当常加速度时间 t_c 较短时 ($t_c < 3.5$ s), 轨迹曲率制导方法对着陆器飞行轨迹升高能力有限, 会导致障碍规避失败。当常加速度时间 t_c 较长时 ($t_c \geq 3.5$ s), 着陆器能够有效实现障碍规避, 但是着陆轨迹会出现“拐点”, 不满足复杂行星着陆任务要求, 意味着基本曲率



(a) 初始速度与目标点方向相同



(b) 初始速度与目标点方向相反

图5 不同常加速度时间下的着陆轨迹 ($n=1$)

Fig. 5 Landing trajectories for various durations of constant acceleration ($n=1$)

制导律在目标着陆区障碍高度相对着陆器初始位置较高无法求出可行解。

如图6所示, 选取常加速度时间 $t_c = 1.5$ s, 障碍高度和着陆器初始状态与图5(a)条件相同, 在不同加速度系数 n 下进行着陆仿真。结果表明, 当加速度系数 n 增加时, 常加速度的大小增加, 着陆器飞行轨迹越高, 避障效果越显著。然而, 随着加速度系数 n 的增加, 着陆器的燃料消耗逐渐增加, 影响着陆器在目标天体探测的可达区域及遇到危险情况的紧急制动和转移能力。整个着陆段的燃料用燃料质量比 λ_{PMF} (Propellant Mass Fraction, PMF) 表征

$$\lambda_{\text{PMF}} = \frac{\Delta m}{m_0} = \frac{\int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt}{m_0} \quad (8)$$

其中, m_0 和 Δm 分别表示着陆器的初始质量和着陆过程中的质量消耗。

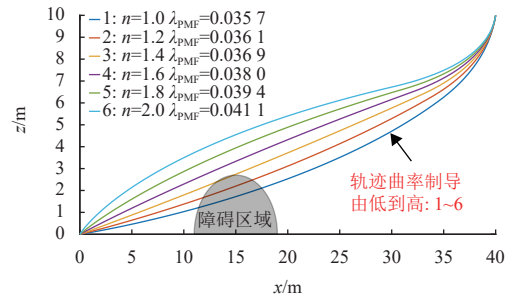


图6 不同加速度系数下的着陆轨迹 ($t_c = 1.5$ s)

Fig. 6 Landing trajectories for various acceleration coefficients ($t_c = 1.5$ s)

2.3 增广曲率制导

本文在基本曲率制导律基础上进行增广曲率制导律的设计, 满足几何凸轨迹状态的同时, 考虑着陆器与障碍的相对位置关系, 快速引导着陆器远离障碍。增广曲率制导律的形式为

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{cur}} + \gamma \mathbf{a}_{\text{com}} \quad (9)$$

其中: \mathbf{a}_{cur} 为公式(6)所示曲率制导的基础形式 ($n=1$); \mathbf{a}_{com} 为规避增广加速度, γ 为增广加速度的开关函数。

当着陆器位于膨胀预警区区域内时, 规避增广加速度产生作用, $\gamma=1$, 当着陆器位于安全区时, 着陆器以公式(6)所示制导律进行曲率制导着陆, 规避增广加速度不产生作用, $\gamma=0$ 。 γ 的数学表达式为

$$\gamma = \begin{cases} 1 & \left\{ \left\{ \mathbf{r} | (r_{j0} \leq \rho_j \leq \delta_{j0}) \cap (0 < r_z \leq \delta_{jh}) \right\} \cup \left\{ \mathbf{r} | (\rho_j < r_{j0}) \cap (z_{j0} < r_z \leq \delta_{jh}) \right\} \right\} \\ 0 & \left\{ \left\{ \mathbf{r} | (\delta_{j0} < \rho_j) \right\} \cup \left\{ \mathbf{r} | (\rho_j < \delta_{j0}) \cap (r_z > \delta_{jh}) \right\} \right\} \end{cases} \quad (10)$$

其中: \cap 和 \cup 分别表示状态集合的交集和并集; ρ_j 表征的是着陆器当前位置在水平方向与第 j 个障碍中心的距离, 其表达式为

$$\rho_j = \sqrt{(r_x - x_{j0})^2 + (r_y - y_{j0})^2} \quad (11)$$

规避增广加速度 \mathbf{a}_{com} 在 x 轴, y 轴和 z 轴方向的表达式分别为

$$a_{\text{com},x} = \gamma_x k_x \frac{(r_x - x_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \quad (12)$$

$$a_{\text{com},y} = \gamma_y k_y \frac{(r_y - y_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \quad (13)$$

$$a_{\text{com},z} = \gamma_z k_z \frac{(r_z)^2}{(\delta_{z0})^2} \quad (14)$$

其中: k_x , k_y 和 k_z 分别为 x 轴、 y 轴和 z 轴方向的待设计的加权系数, 且 $k_x, k_y, k_z > 0$ 。为保证着陆器的轨迹曲率为凸, z 轴方向的规避增广加速度系数应大于水平方向的规避增广加速度系数, 即存在

$$\begin{cases} k_z > k_x \\ k_z > k_y \end{cases} \quad (15)$$

γ_x , γ_y 和 γ_z 分别为 x 轴, y 轴和 z 轴方向规避增广加速度的开关函数, 其表达式为

$$\gamma_x = \begin{cases} 1 & \{ \mathbf{r} | (r_{j0} \leq \rho_j \leq \delta_{j0}) \cap (0 < r_z \leq \delta_{zh}) \} \\ 0 & \{ \mathbf{r} | (\delta_{j0} < \rho_j) \cup (\rho_j < r_{j0}) \} \cup \{ \mathbf{r} | (r_{j0} < \rho_j < \delta_{j0}) \cap (r_z > \delta_{zh}) \} \end{cases} \quad (16)$$

$$\gamma_y = \begin{cases} 1 & \{ \mathbf{r} | (r_{j0} \leq \rho_j \leq \delta_{j0}) \cap (0 < r_z \leq \delta_{zh}) \} \\ 0 & \{ \mathbf{r} | (\delta_{j0} < \rho_j) \cup (\rho_j < r_{j0}) \} \cup \{ \mathbf{r} | (r_{j0} < \rho_j < \delta_{j0}) \cap (r_z > \delta_{zh}) \} \end{cases} \quad (17)$$

$$\gamma_z = \begin{cases} 1 & \{ \mathbf{r} | (r_{j0} \leq \rho_j \leq \delta_{j0}) \cap (0 < r_z \leq \delta_{zh}) \} \cup \{ \mathbf{r} | (\rho_j < r_{j0}) \cap (z_{j0} < r_z \leq \delta_{zh}) \} \\ 0 & \{ \mathbf{r} | (\delta_{j0} < \rho_j) \} \cup \{ \mathbf{r} | (\rho_j < \delta_{j0}) \cap (r_z > \delta_{zh}) \} \end{cases} \quad (18)$$

将公式(6)和(10)~(14)代入到公式(9)中, 得到增广曲率制导律如式(19)~(21)所示

$$a_x = \begin{cases} \left(-4 \frac{v_x^{\text{TP}}}{t_{\text{go}}^{\text{TP}}} - 6 \frac{r_x^{\text{TP}}}{(t_{\text{go}}^{\text{TP}})^2} + \gamma \gamma_x k_x \frac{(r_x - x_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \right) & t_{\text{TP}} < t < t_{\text{TP}} + t_c \\ \left(-4 \frac{v_x}{t_{\text{go}}} - 6 \frac{r_x}{(t_{\text{go}})^2} + \gamma \gamma_x k_x \frac{(r_x - x_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \right) & t \leq t_{\text{TP}} \text{ 或 } t \geq t_{\text{TP}} + t_c \end{cases} \quad (19)$$

$$a_y = \begin{cases} \left(-4 \frac{v_y^{\text{TP}}}{t_{\text{go}}^{\text{TP}}} - 6 \frac{r_y^{\text{TP}}}{(t_{\text{go}}^{\text{TP}})^2} + \gamma \gamma_y k_y \frac{(r_y - y_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \right) & t_{\text{TP}} < t < t_{\text{TP}} + t_c \\ \left(-4 \frac{v_y}{t_{\text{go}}} - 6 \frac{r_y}{(t_{\text{go}})^2} + \gamma \gamma_y k_y \frac{(r_y - y_{j0})\rho_j}{(\delta_{j0})^2} \right) & t \leq t_{\text{TP}} \text{ 或 } t \geq t_{\text{TP}} + t_c \end{cases} \quad (20)$$

$$a_z = \begin{cases} \left(-4 \frac{v_z^{\text{TP}}}{t_{\text{go}}^{\text{TP}}} - 6 \frac{r_z^{\text{TP}}}{(t_{\text{go}}^{\text{TP}})^2} + \gamma \gamma_z k_z \frac{(r_z)^2}{(\delta_{z0})^2} - g \right) & t_{\text{TP}} < t < t_{\text{TP}} + t_c \\ \left(-4 \frac{v_z}{t_{\text{go}}} - 6 \frac{r_z}{(t_{\text{go}})^2} + \gamma \gamma_z k_z \frac{(r_z)^2}{(\delta_{zh})^2} - g \right) & t \leq t_{\text{TP}} \text{ 或 } t \geq t_{\text{TP}} + t_c \end{cases} \quad (21)$$

本文所提复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法, 在膨胀预警区内推导连续解析的障碍规避制导律对基本曲率制导律进行增广, 得到增广曲率制导律, 实现着陆器的安全着陆。同时 z 轴方向的规避增广加速度系数大于水平方向的规避增广加速度系数, 满足公式(4)和(5), 保障在提升着陆器轨迹高度的同时, 着陆轨迹为凸轨迹。同时本文所提制导方法的规避增广加速度存在作用时间较短, 能耗更接近能量最优制导律。图7为本文所提出的复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法的流程图。

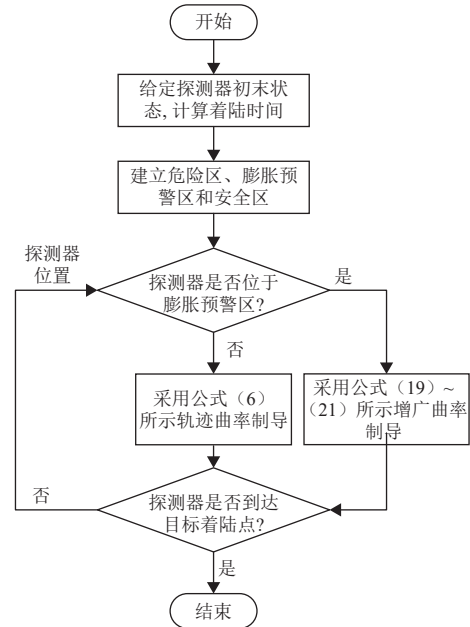


图7 本文所提制导律流程图

Fig. 7 Flowchart of the proposed guidance law

3 数值仿真

本文以火星为目标天体进行最终避障着陆仿真

验,以验证复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法的可行性和有效性。火星的加速度为 $\mathbf{g}_M = 3.72 \text{ m/s}^2$,着陆器制导系统仿真参数如表1所示,障碍和膨胀预警区信息如表2所示。分别采用基本曲率制导方法和本文所提增广曲率制导方法在表2所示障碍地形中进行三维仿真实验。仿真结果如图8~11所示。

表1 仿真参数

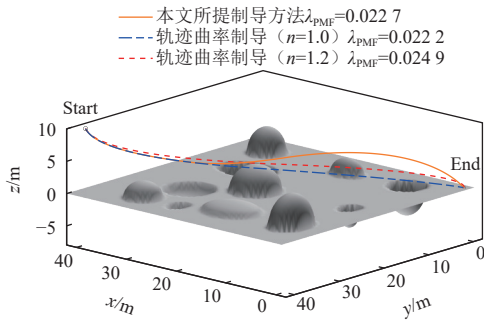
Table 1 Simulation parameters

参数类型	参数值
初始位置/m	$[40,40,10]^T$
初始速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	$[-1,-1,-3]^T$
终止位置/m	$[0,0,0]^T$
终止速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	$[0,0,0]^T$
初始质量/kg	1 729
发动机比冲/s	200
$[k_x, k_y, k_z]^T$	$[0.4,0.4,5]^T$

表2 障碍和膨胀预警区信息

Table 2 Information on hazards and anti-collision zone information

序号	类型	位置	障碍高度/深度	障碍半径	膨胀预警区高度和半径
1	石头	(35,5)	4	3	[5,5]
2	石头	(32,36)	2.5	3	[3,5]
3	弹坑	(25,36)	1.5	1.5	[2,4]
4	石头	(5,33)	5	1	[6,3]
5	弹坑	(30,28)	2	4	[3,6]
6	石头	(22,22)	4	5	[5,10]
7	弹坑	(7,5)	4	3	[6,5]
8	弹坑	(5,20)	3	2	[4,4]
9	弹坑	(31,14)	4	3	[5,5]
10	石头	(18,6)	2.5	2	[3,4]
11	石头	(17,33)	1.5	4	[2,5]

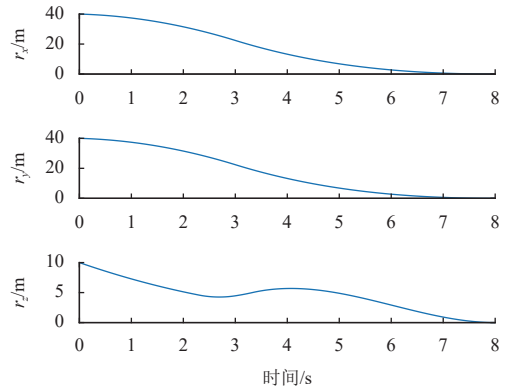
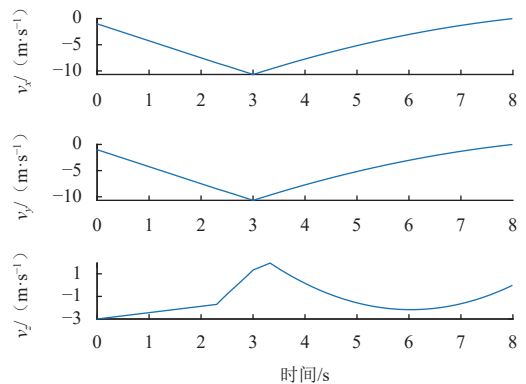
图8 三维着陆轨迹
Fig. 8 Three-dimensional landing trajectory

其中,图8为着陆器的三维着陆轨迹,轨迹曲率制导常加速度时间 $t_c = 3 \text{ s}$,加速度系数分别为 $n = 1$ 和 $n = 1.2$ 。仿真结果表明,在 $n = 1$ 的标准轨迹曲率制导律作用下,着陆器燃料为 $\lambda_{\text{PMF}} = 0.0222$,由于着陆器

轨迹提升高度较低,着陆器未实现成功避障;在 $n = 1.2$ 的轨迹曲率制导律作用下,着陆器着陆轨迹高度得到进一步提升,实现成功避障,燃料为 $\lambda_{\text{PMF}} = 0.0249$;

本文所提方法与轨迹曲率制导相比,对着陆器轨迹高度的提升更加显著,增加了着陆器的避障能力,保证了着陆任务的安全性。同时本文所提方法燃料为 $\lambda_{\text{PMF}} = 0.0227$,接近于 $n = 1$ 的标准轨迹曲率制导律作用下的能耗,这是因为规避增广加速度 \mathbf{a}_{com} 只在膨胀预警区作用且作用时间只有1 s,相对于整个着陆过程时间很短,与增加加速度系数 n 以追求更高的安全性的方法相比,更加节省燃料资源。

图9~11分别表示在本文所提制导方法作用下,着陆器位置、速度、加速度的时间曲线图。仿真结果表明,着陆器成功精准到达预设目标位置,同时三轴速度收敛到0,满足定点软着陆条件。

图9 着陆器三轴位置曲线
Fig. 9 Spacecraft position in three axes图10 着陆器三轴速度曲线
Fig. 10 Spacecraft velocity in three axes

由图8~11可知,当着陆器遇到障碍后,其在竖直方向的提升较大的高度,有效实现障碍规避。在离开障碍后,着陆器的相对高度较高且轨迹保持凸轨迹形状运动,具有更高的安全性。

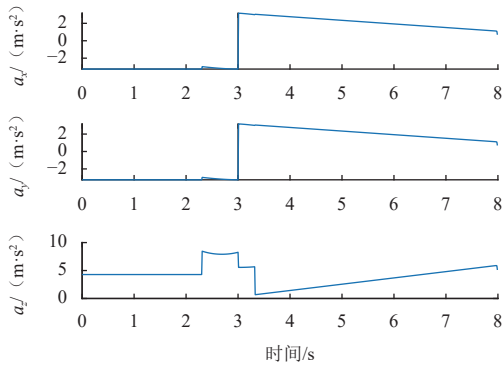


图 11 着陆器三轴加速度曲线

Fig. 11 Spacecraft acceleration in three axes

4 结 论

本文在障碍附近着陆器易发生碰撞的区域推导解析连续的障碍规避制导律,对基本曲率制导律进行增广,获得具有解析形式的复杂行星表面着陆避障增广曲率制导方法。当着陆器位于易与障碍发生碰撞的区域时,该方法能够快速提升着陆器轨迹高度,促使着陆器远离障碍。仿真结果显示增广曲率制导方法具有良好的灵活性和可靠性,满足定点软着陆需求和障碍规避需求。

参 考 文 献

- [1] 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.
- [2] 崔平远,袁旭,朱圣英,等.小天体自主附着技术研究进展[J]. *宇航学报*, 2016, 37(7): 759-767.
CUI P Y, YUAN X, ZHU S Y, et al. Research progress of small body autonomous landing techniques[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(7): 759-767.
- [3] WU W R, LIU W W, QIAO D, et al. Investigation on the development of deep space exploration[J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(4): 1086-1091.
- [4] 张荣桥,黄江川,赫荣伟,等.小行星探测发展综述[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(5): 417-423.
ZHANG R Q, HUANG J C, HE R W, et al. The development overview of asteroid exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(5): 417-423.
- [5] CUI P Y, GE D T, JIA H, et al. Prudent small celestial body landing strategy with risk precautions[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 165: 259-267.
- [6] LIU X, LI S, XIN M. Comparison of powered descent guidance laws for planetary pin-point landing[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 167: 101-114.
- [7] ZHAO D J, SONG Z Y. Reentry trajectory optimization with waypoint and no-fly zone constraints using multiphase convex programming[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 137: 60-69.
- [8] PINSON R M, LU P. Trajectory design employing convex optimization

for landing on irregularly shaped asteroids[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2018, 41(6): 1243-1256.

- [9] 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.
- [10] KLUMPP A R. Apollo lunar descent guidance[J]. *Automatica*, 1974, 10(2): 133-146.
- [11] ZHANG Y, GUO Y N, MA G F, et al. Collision avoidance ZEM/ZEV optimal feedback guidance for powered descent phase of landing on Mars[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(6): 1514-1525.
- [12] WANG P Y, GUO Y N, MA G F, et al. Two-phase zero-effort-miss/zero-effort-velocity guidance for Mars landing[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, 44(1): 75-87.
- [13] CAO L, QIAO D, XU J W. Suboptimal artificial potential function sliding mode control for spacecraft rendezvous with obstacle avoidance[J]. *Acta Astronaut*, 2018, 143: 133-146.
- [14] MCLNNES C R. Path shaping guidance for terminal lunar descent[J]. *Acta Astronaut*, 1995, 36(7): 367-377.
- [15] YUAN X, YU Z S, CUI P Y, et al. Probability-based hazard avoidance guidance for planetary landing[J]. *Acta Astronaut*, 2018, 144: 12-22.
- [16] ZHU S Y, YANG H, CUI P Y, et al. Anti-collision zone division based hazard avoidance guidance for asteroid landing with constant thrust[J]. *Acta Astronaut*, 2022, 190: 377-387.
- [17] 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.
- [18] ZHAO D Y, ZHU S Y, CUI P Y. Self-tuning trajectory control of small body landing mission based on risk prediction[C]//Proceedings of 71st International Astronautical Congress (IAC), [S. l.]: IAC, 2020.
- [19] LONG J T, CUI P Y, ZHU S Y. Vector trajectory method for obstacle avoidance constrained planetary landing trajectory optimization[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 58(4): 2996-3010.
- [20] CUI P Y, ZHANG C Y, LIANG Z X. Closed-loop guidance for asteroid landing using stability-related control and three-dimensional convex curvature constraints[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 59(3): 2807-2822.
- [21] CUI P Y, ZHAO D Y, ZHU S Y. Obstacle avoidance guidance for planetary landing using convex trajectory and adaptive curvature regulation[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 199: 313-326.
- [22] D'SOUZA C N. An optimal guidance law for planetary landing[C]//Proceedings of Navigation, and Control Conference. New Orleans, LA, USA: [s. n.], 1997.

作者简介:

杨贺(1997-),男,博士研究生,主要研究方向:行星探测自主导航、制导与控制。

通信地址: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)

E-mail: yanghe@bit.edu.cn

朱圣英(1982-),男,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,北京理工大学宇航学院(100081)

电话:(010)68913550

E-mail: zhushy@bit.edu.cn

Hazard Avoidance for Complex Planetary Surface Landing Using Augmented Curvature Guidance Method

YANG He^{1,2}, YUAN Xu^{1,3}, GE Dantong^{1,2}, ZHU Shengying^{1,2}

(1. School of Aerospace Engineering, 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. Yangtze Delta Region Academy of Beijing Institute of Technology, Jiaxing 314000, China)

Abstract: A hazard avoidance strategy based on augmented curvature guidance was presented for complex planetary surface landing. Based on the basic curvature guidance law, a hazard avoidance augmentation term was introduced. The idea of spacecraft landing space division was used and an anti-collision zone was defined in the collision prone zone near the hazards. The continuous analytical hazard avoidance guidance law was derived based on anti-collision zone. While meeting the geometric convex trajectory state constraints, the hazard avoidance guidance law evaluated the relative position relationship between spacecraft and hazards, which can quickly steer the spacecraft away from hazards and increase landing safety. Simulation results reveal that the validity of avoiding terrain hazards on the complex planet surface and achieving pinpoint soft landing is enhanced, with good flexibility and reliability.

Keywords: planetary surface landing; hazard avoidance augmentation term; anti-collision zone; augmented curvature guidance method

Highlights:

- The characteristics of basic curvature guidance are analyzed.
- Based on the basic curvature guidance law, the hazard avoidance augmentation term is introduced and the augmented curvature guidance method is designed.
- The spacecraft landing space is divided and an anti-collision zone is defined in the collision prone zone near the hazards.
- The continuous analytical hazard avoidance guidance law is derived based on anti-collision zone.
- The new algorithm law can effectively avoid terrain hazards on the complex planet surface and achieve pinpoint soft landing.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]