

基于 Lyapunov 函数的小天体软着陆 障碍规避控制方法

胡海静^{1,2}, 朱圣英^{1,2}, 崔平远^{1,2}

(1. 北京理工大学 深空探测技术研究所, 北京 100081;
2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要:针对姿轨耦合型探测器控制方法存在工程实现难、计算效率低的问题,提出一种基于 Lyapunov 函数的小天体自主软着陆障碍规避控制方法。首先,建立了小天体着陆过程姿态和轨道的动力学模型;其次,考虑探测器当前的势能与障碍地形对探测器的威胁选取 Lyapunov 函数,并根据 Lyapunov 稳定性原理推导了推力器的开关控制逻辑,能够实现到达目标着陆点的同时进行障碍规避,且该过程不需事先设计参考模型。同时,该控制逻辑具有解析形式,能够实现实时障碍规避。仿真结果表明,该方法能够有效实现规避障碍且满足姿态稳定的要求。

关键词: 小天体; Lyapunov; 障碍规避; 姿轨耦合; 跟踪控制

中图分类号: V447.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-7777(2015)02-0149-06

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.02.008

0 引言

随着行星际探测任务的日益增多,探测器在天体表面的安全软着陆已经成为未来深空科学探测的重要任务和课题。为了对有科学价值的区域进行研究和取样,希望探测器能够在危险(岩石、弹坑和陡坡)的区域进行安全着陆。

探测器自主障碍规避是在获取着陆区地形信息前提下,规划满足探测器机动性能的运动轨迹,通过姿、轨控制系统完成推力器开关控制,达到跟踪运动轨迹与稳定姿态的目的。对此,JPL 实验室与约翰逊空间中心联合开发了一套基于激光扫描雷达的障碍规避控制算法,用于实现火星表面着陆的障碍规避^[1]。另外,为了实现障碍规避过程中探测器 6 个自由度控制,JPL 实验室也做了大量研究^[2]。以上过程均利用探测器当前状态和着陆点信息设计多项式轨迹,该方式计算简单,然而,无法避免探测器规避过程中与障碍发生碰撞。采用势函数的制导方法有望解决上述问题,根据探测器当前的势能与障碍地形对探测器的威胁选取 Lyapunov 函数,并通过 Lyapunov 稳定性原理推导稳定制导律,因而能够保证探测器到达目标点的同时有效降低碰撞的概

率^[3]。在实际工程中,障碍规避技术也在我国的“嫦娥 3 号”探月任务中得到应用,实现避障精度优于 5 m^[4]。

大行星着陆器往往采用反推发动机和姿态推力喷嘴的构型,而小天体引力较弱,无需采用反推发动机进行减速。在小天体实际任务中采用喷嘴进行姿态和轨道控制能够满足着陆器减速和平稳到达目标点的要求,“隼鸟号”任务中,由于探测器的姿态控制喷嘴出现部分故障,最终同时依靠电推力和喷嘴完成了附着过程的姿态和轨道控制。采用喷嘴实现附着过程的轨道控制和姿态稳定要求探测器具备姿、轨耦合控制能力。然而,目前,姿、轨耦合探测器软着陆障碍规避控制方法积分等效方法存在执行效率低等问题,难以满足实时性要求。另外,文献[5]提出一种姿轨耦合推力器的开关选择方法,能够完成航天器交会对接过程的姿轨控制,然而该方法依赖事先设计的参考模型。

针对上述问题,本文提出一种基于 Lyapunov 的小天体自主软着陆障碍规避控制方法。首先,建立了小天体着陆过程姿态和轨道的动力学模型;另外,考虑探测器当前的势能与障碍地形对探测器的威胁选取 Lyapunov 函数,并根据 Lyapunov 稳定性

收稿日期:2014-10-14 修回日期:2014-12-30

基金项目:国家重点基础研究发展计划(973 计划)资助(2012CB720000);国家自然科学基金资助(60874094);高等学校博士学科点专项科研基金资助(20111101110001);北京理工大学创新团队

原理推导了推力器的开关控制逻辑,能够实现到达目标着陆点的同时进行障碍规避,且该过程不需事先设计参考模型。同时,该控制逻辑具有解析形式,能够满足障碍规避过程实时性要求。

1 动力学模型

1.1 坐标系定义

小天体着陆的姿态和轨道参考坐标系如图 1 所示^[6]。

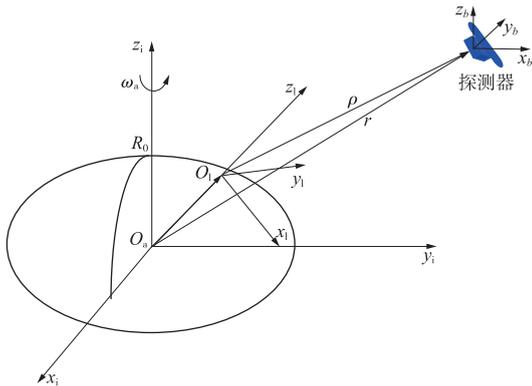


图 1 参考坐标系定义

Fig. 1 Definition of reference system

着陆器本体坐标系为 $\sum_b: o_b - x_b y_b z_b$, 该坐标系原点 o_b 在探测器的质心处, $o_b x_b$ 轴、 $o_b y_b$ 轴及 $o_b z_b$ 轴分别与探测器的体轴重合。该坐标系可用来反映着陆过程中探测器的空间姿态。

着陆点固连坐标系为 $\sum_l: o_l - x_l y_l z_l$, 该坐标系原点 o_l 位于预定的着陆点, $o_l x_l$ 沿经线的切线指南极方向, $o_l z_l$ 和从小行星质心指向着陆点的矢量 $o_a o_l$ 方向一致, $o_l y_l$ 与 $o_l x_l$ 、 $o_l z_l$ 之间满足右手系法则。着陆器本体坐标系到着陆点固连坐标系的转换矩阵记作 ${}^L R_B$ 。

1.2 姿轨动力学

采用修正罗德里格参数(MRPs)作为姿态表达式,便于将姿态动力学方程写为一般形式的二阶非线性微分方程。着陆器姿态采用MRPs描述,其中,姿态角 $\sigma \in \mathbf{R}^3$, 角速度 $\omega \in \mathbf{R}^3$, 则MRPs参数描述的运动学方程为

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} C(\sigma) \omega \quad (1)$$

其中

$$C(\sigma) = (1 - \sigma^T \sigma) I_{3 \times 3} + 2[\tilde{\sigma}] + 2\sigma \sigma^T \quad (2)$$

其中: $[\tilde{s}]$ 中的上标表示一般向量 $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]$ 的叉乘形式

$$[\tilde{s}] = \begin{bmatrix} 0 & -s_3 & s_2 \\ s_3 & 0 & -s_1 \\ -s_2 & s_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

刚体的姿态动力学方程为

$$\dot{\omega} = J^{-1}([\tilde{\omega}]J\omega + M) \quad (4)$$

其中: $J = \text{diag}(J_1 \ J_2 \ J_3)$ 转动惯量的对角矩阵; M 是着陆器本体坐标系中的控制力矩向量。

通过转化,可以将姿态动力学写成二阶非线性微分方程的形式

$$\ddot{\sigma} = f(\sigma, \dot{\sigma}) + G(\sigma)M \quad (5)$$

其中: $G(\sigma) = \frac{1}{4} C(\sigma) J^{-1}$ 。

考虑小天体障碍规避过程距离小天体表面很近,目标天体的自旋角速度对探测器的影响较小,着陆点坐标系下着陆器的动力学方程可以近似表示为如下形式

$$\ddot{\rho} = \frac{1}{m} \cdot {}^L R_S \cdot {}^S F_b - g_p \quad (6)$$

其中: ${}^S F_b$ 为探测器本体坐标系下三轴的控制加速度; ${}^L R_S$ 为本体系到着陆点坐标系的转换矩阵; g_p 为目标天体产生的引力加速度。

令 $e_\rho = [\rho \ \dot{\rho}]^T$, $e_\sigma = [\sigma \ \dot{\sigma}]^T$, 则姿态和轨道动力学方程可以表达为如下形式

$$\dot{e}_\rho = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -K_2 & -K_1 \end{bmatrix} e_\rho + \begin{bmatrix} 0 \\ v_{\rho\alpha} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\dot{e}_\sigma = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -K_4 & -K_3 \end{bmatrix} e_\sigma + \begin{bmatrix} 0 \\ v_{\sigma\alpha} \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中: K_1, K_2, K_3, K_4 为 3×3 对称的正定矩阵; $v_{\rho\alpha} = \frac{1}{m} \cdot {}^L R_S \cdot {}^S F_b - g_p + K_1 \dot{\rho} + K_2 \rho$, $v_{\sigma\alpha} = f(\sigma, \dot{\sigma}) + G(\sigma)M + K_3 \dot{\sigma} + K_4 \sigma$ 。

令 $e = [e_\rho \ e_\sigma]^T$, 则姿轨动力学方程可以表示为

$$\dot{e} = A_m e + B(\sigma)(Hu - \omega) \quad (9)$$

其中:

$$A_m = \begin{bmatrix} A_{1m} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & A_{2m} \end{bmatrix}$$

$$A_{1m} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -K_2 & -K_1 \end{bmatrix}$$

$$A_{2m} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -K_4 & -K_3 \end{bmatrix}, \quad B(\sigma) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ \frac{1}{m} {}^L R_S & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & G(\sigma) \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} m^L \mathbf{R}_S \boldsymbol{v}_\alpha \\ \mathbf{G}^{-1}(\boldsymbol{\sigma}) \boldsymbol{v}_\alpha \end{bmatrix}$$

1.3 探测器构型

为了实现小天体障碍规避过程的平动和转动运动,探测器需要能够同时生成控制力和控制力矩。图 2 为一种工程中常见的推力器分布构型,在本体坐标系下,其控制力和力矩可以表示为

$$\begin{bmatrix} {}^S \mathbf{F}_b \\ {}^S \mathbf{M}_b \end{bmatrix} = u_a \begin{bmatrix} \mathbf{H}_F \\ \mathbf{H}_M \end{bmatrix} \boldsymbol{u} = u_a \mathbf{H} \boldsymbol{u} \quad (10)$$

$$\mathbf{H}_F = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H}_M = \begin{bmatrix} 0 & d_z & -d_y & 0 & d_z & -d_y & 0 & -d_z & d_y & 0 & -d_z & d_y \\ d_z & 0 & -d_x & -d_z & 0 & d_x & d_z & 0 & -d_x & -d_z & 0 & d_x \\ -d_y & d_x & 0 & d_y & -d_x & 0 & d_y & -d_x & 0 & -d_y & d_x & 0 \end{bmatrix}$$

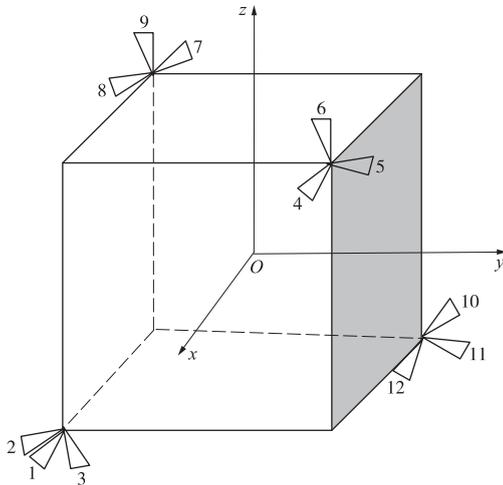


图 2 推力器分布结构
Fig. 2 Thrusters' configuration of the lander

2 基于 Lyapunov 函数的障碍规避姿态控制方法

障碍规避控制系统利用获取的着陆区地形信息,结合导航系统给出的着陆器的位置、速度等信息,产生的控制信号驱动发动机来完成着陆器自主障碍规避。由于未来的科学考察需要,使得着陆区地形复杂,分布着各种障碍,因此在着陆器进行障碍规避时要注意避免与这些障碍发生碰撞。同时,由于星载机运算能力有限,要求障碍规避控制算法简单、可靠,这使得障碍规避控制算法要具有解析表达式。本节给出一种基于 Lyapunov 函数的障碍规避控制方法,选取的正定 Lyapunov 函数由状态函数

其中: u_a 推力的大小; \mathbf{H} 为推力器分布构型决定的控制力和力矩的分配矩阵; $\boldsymbol{u} = [u_1 \ u_2 \ \cdots \ u_{12}]^T$ 为推力器的开关状态

$$u_i = \begin{cases} 0 & \text{第 } i \text{ 个推力器关闭} \\ 1 & \text{第 } i \text{ 个推力器打开} \end{cases}, i = 1, 2, \dots, 12 \quad (11)$$

令 d_x 、 d_y 和 d_z 表示推力器的力矩,则分配矩阵 \mathbf{H}_F 和 \mathbf{H}_M 可表示为

与危险地形势函数两部分组成,通过采用 Lyapunov 稳定性原理推导了其推力器开关控制方法,能够保证实现障碍规避的同时稳定姿态。

选取正定状态函数为

$$\Phi_P(\boldsymbol{\rho}, \dot{\boldsymbol{\rho}}, \boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\sigma}}) = [\boldsymbol{\rho} \ \dot{\boldsymbol{\rho}} \ \boldsymbol{\sigma} \ \dot{\boldsymbol{\sigma}}] \mathbf{P} [\boldsymbol{\rho} \ \dot{\boldsymbol{\rho}} \ \boldsymbol{\sigma} \ \dot{\boldsymbol{\sigma}}]^T \quad (12)$$

$$\text{其中: } \mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_1 & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{P}_2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{P}_1 = \begin{bmatrix} p_1 & & \\ 0 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \\ 0 & & \end{bmatrix}, \mathbf{P}_2 = \begin{bmatrix} p_4 & & \\ 0 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \\ 0 & & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{\rho}$ 为着陆器在着陆点坐标系三轴上的当前位置; $\boldsymbol{\sigma}$ 为姿态信息; $\boldsymbol{\rho}_0$ 为安全着陆点的位置; $\dot{\boldsymbol{\rho}}$ 为着陆器当前速度。以上信息均由导航系统提供, p_1 、 p_2 、 p_3 、 p_4 、 p_5 、 p_6 是正的常数。该函数包含着着陆器当前位置信息和姿态信息,主要代表了着陆器当前状态到目标状态所需的能量。

选取危险地形势函数为

$$\Phi_S(x, y) = \sum_{i=1}^n k_i |z_i| e^{-\frac{(\rho_1 - x_i)^2 + (\rho_2 - y_i)^2}{\sigma_1^2}} \quad (13)$$

其中: x_i 、 y_i 代表了障碍的位置; z_i 代表了障碍的高度或深度; k_i 、 σ_1 是正数; i 是障碍的编码。该函数代表了当前所处位置障碍对着陆器的威胁,该函数越大代表当前所处地势越危险,反之越安全。

选取 Lyapunov 函数

$$\Phi = \Phi_P + \Phi_S \quad (14)$$

Φ_P 和 Φ_S 均为正定,因此

$$\Phi > 0$$

并且 Φ 具有连续的一阶偏导数, 由 Lyapunov 第二定理, 可知若 $\Phi < 0$, 则系统将在状态空间平衡点处是一致渐进稳定的, 该平衡点即为 Lyapunov 函数的极小点。

$$\frac{d\Phi}{dt} = \mathbf{e}^T (\mathbf{A}_m \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m^T) \mathbf{e} + 2\Delta \quad (15)$$

其中: $\Delta = \Delta_\rho + \Delta_\sigma + \delta_s$

$$\Delta_\rho = \boldsymbol{\gamma}_\rho^T (\mathbf{H}_F \mathbf{u} - \boldsymbol{\omega}_F), \Delta_\sigma = \boldsymbol{\gamma}_\sigma^T (\mathbf{H}_M \mathbf{u} - \boldsymbol{\omega}_M),$$

$$\delta_s = - \sum_{i=1}^n k_1 |z_i| e^{-\frac{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2}{\sigma^2}} \times \left(\frac{x-x_i}{\sigma^2} x + \frac{y-y_i}{\sigma^2} y \right)$$

$$\text{令 } \boldsymbol{\beta}_\rho^T = u_a \boldsymbol{\gamma}_\rho^T \mathbf{H}_F, \delta_F = \boldsymbol{\gamma}_\rho^T \boldsymbol{\omega}_F, \boldsymbol{\gamma}_\rho^T = \frac{1}{m} \mathbf{e}_\rho^T \mathbf{K}^T \mathbf{L} \mathbf{R},$$

$(\boldsymbol{\sigma}), \boldsymbol{\gamma}_\sigma^T = \mathbf{e}_\sigma^T \mathbf{K}_\sigma^T \mathbf{G}(\boldsymbol{\sigma}),$ 则

$$\Delta_\rho = \boldsymbol{\beta}_\rho^T \mathbf{u} - \delta_F, \Delta_\sigma = \boldsymbol{\beta}_\sigma^T \mathbf{u} - \delta_M$$

从而, 可以得出

$$\Delta = \boldsymbol{\beta}_\rho^T \mathbf{u} - \delta_F + \boldsymbol{\beta}_\sigma^T \mathbf{u} - \delta_M + \delta_s \quad (16)$$

如果 $\Delta < 0$, 则系统将在状态空间平衡点处是一致渐进稳定的。

对于任意一个正定矩阵 \mathbf{Q} , 矩阵 \mathbf{P} 是 Lyapunov 方程的特解

$$\mathbf{A}_m \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m^T = -\mathbf{Q} \quad (17)$$

根据 Lyapunov 原理, 如果 $2\mathbf{e}^T \mathbf{P} \mathbf{B}(\boldsymbol{\sigma}) (\mathbf{H} \mathbf{u} - \boldsymbol{\omega}) \leq 0$, 则误差方程渐近稳定。

选择 $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_1 & 0_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & \mathbf{Q}_2 \end{bmatrix}$, 其中, $\mathbf{Q}_1 = \mathbf{Q}_1^T > 0, \mathbf{Q}_2 = \mathbf{Q}_2^T > 0$

则可求得

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_\rho & 0_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & \mathbf{P}_\sigma \end{bmatrix}$$

其中

$$\mathbf{P}_\rho = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\rho 1} & \mathbf{P}_{\rho 2} \\ \mathbf{P}_{\rho 2} & \mathbf{P}_{\rho 3} \end{bmatrix}, \mathbf{P}_\sigma = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\sigma 1} & \mathbf{P}_{\sigma 2} \\ \mathbf{P}_{\sigma 2} & \mathbf{P}_{\sigma 3} \end{bmatrix}$$

则式(15)可以写成如下形式

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = -\mathbf{e}_\rho^T \mathbf{Q}_1 \mathbf{e}_\rho - \mathbf{e}_\sigma^T \mathbf{Q}_2 \mathbf{e}_\sigma + 2\Delta \quad (18)$$

由于 $-\mathbf{e}_\rho^T \mathbf{Q}_1 \mathbf{e}_\rho - \mathbf{e}_\sigma^T \mathbf{Q}_2 \mathbf{e}_\sigma < 0$, 则 $\Delta \leq 0$ 能保证误差动力学渐近稳定。

在当前制导周期, 如果 $-\delta_F - \delta_M + \delta_s \leq 0$, 则不需要打开任何推力器就能保证 $\Delta \leq 0$ 。

当 $-\delta_F - \delta_M + \delta_s > 0$ 时, 则需要确定推力器的开关状态让其小于等于零。首先, 定义如下函数

变量

$$\begin{bmatrix} \varphi_1 \\ \varphi_2 \\ \varphi_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_a & 0 & 0 \\ 0 & u_a & 0 \\ 0 & 0 & u_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{\rho 1} \\ \gamma_{\rho 2} \\ \gamma_{\rho 3} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} \pi_1 \\ \pi_2 \\ \pi_3 \\ \pi_4 \\ \pi_5 \\ \pi_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -u_a d_z & u_a d_y \\ u_a d_z & 0 & -u_a d_x \\ -u_a d_y & u_a d_x & 0 \\ 0 & u_a d_z & u_a d_y \\ u_a d_z & 0 & u_a d_x \\ u_a d_y & u_a d_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{\sigma 1} \\ \gamma_{\sigma 2} \\ \gamma_{\sigma 3} \end{bmatrix} \quad (20)$$

然后, $\boldsymbol{\beta}_\rho$ 和 $\boldsymbol{\beta}_\sigma$ 能够写成 $\boldsymbol{\varphi}$ 和 $\boldsymbol{\pi}$ 的函数

$$\boldsymbol{\beta}_\rho = b_\rho(\boldsymbol{\varphi}), \boldsymbol{\beta}_\sigma = b_\sigma(\boldsymbol{\pi}) \quad (21)$$

向量 $\boldsymbol{\beta}_\rho$ 和 $\boldsymbol{\beta}_\sigma$ 中的元素如表 1 所示。

表 1 向量 $\boldsymbol{\beta}_\rho$ 和 $\boldsymbol{\beta}_\sigma$ 中的元素

Table 1 Elements in the vectors $\boldsymbol{\beta}_\rho$ and $\boldsymbol{\beta}_\sigma$

序号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
β_ρ^T	$-\varphi_1$	φ_2	φ_3	$-\varphi_1$	$-\varphi_2$	$-\varphi_3$	φ_1	φ_2	$-\varphi_3$	φ_1	$-\varphi_2$	φ_3
β_σ^T	$-\pi_1$	π_5	$-\pi_6$	π_1	π_2	π_3	π_4	$-\pi_5$	$-\pi_3$	$-\pi_4$	$-\pi_2$	π_6

当 $-\delta_F - \delta_M + \delta_s < 0$ 时, 需要考虑以下三种情况:

情况 1: 如果 $-\delta_F - \delta_s < 0$ 而且 $\delta_M \geq 0$, 则

1) 初始化向量 $\hat{\boldsymbol{\varphi}} = 0$ 和 $\tilde{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{\varphi}$;

2) 令 φ_i 为向量 $\tilde{\boldsymbol{\varphi}}$ 中绝对值的最大值, 然后, 令 $\hat{\varphi}_i = \varphi_i, \tilde{\varphi}_i = 0$;

3) 计算 $\hat{\boldsymbol{\beta}}_\rho = b_\rho(\hat{\boldsymbol{\varphi}})$;

4) 计算 $\hat{\mathbf{u}} = u_a [S(\hat{\beta}_{\rho 1}) \quad S(\hat{\beta}_{\rho 2}) \quad \cdots \quad S(\hat{\beta}_{\rho 12})]^T$

5) 如果 $\Delta < 0$, 则停止计算, $\hat{\mathbf{u}}$ 即为推力器的开关状态; 否则返回 2) 重新开始循环。

情况 2: 如果 $-\delta_F + \delta_s \geq 0$ 而且 $\delta_M < 0$, 则

1) 初始化向量 $\hat{\boldsymbol{\pi}} = 0, \tilde{\boldsymbol{\pi}} = \boldsymbol{\pi}$;

2) 令 π_i 为向量 $\tilde{\boldsymbol{\pi}}$ 中绝对值的最大值, 然后, 令 $\hat{\pi}_i = \pi_i, \tilde{\pi}_i = 0$;

3) 计算 $\hat{\boldsymbol{\beta}}_\sigma = b_\sigma(\hat{\boldsymbol{\pi}})$;

4) 计算

$$\hat{\mathbf{u}} = u_a [S(\hat{\beta}_{\sigma 1}) \quad S(\hat{\beta}_{\sigma 2}) \quad \cdots \quad S(\hat{\beta}_{\sigma 12})]^T;$$

5) 如果 $\Delta < 0$, 则停止计算, $\hat{\mathbf{u}}$ 即为推力器的开关状态; 否则返回 2) 重新开始循环。

情况 3: 如果 $-\delta_F + \delta_s \geq 0$ 而且 $\delta_M \geq 0$, 则

1) 初始化向量 $\hat{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{0}, \tilde{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{0}$;

2) 找到 $\boldsymbol{\beta}_\rho$ 和 $\boldsymbol{\beta}_\sigma$ 中的元素, 同时满足 $\beta_{ik} < 0$ 和 $\beta_{ok} < 0$, 则计算 $\tilde{\beta}_k = \beta_{ik} + \beta_{ok}$;

3) 令 h 为向量 $\tilde{\boldsymbol{\beta}}$ 中的绝对值的最大值, 令 $\hat{\beta}_h =$

$$\bar{\beta}_h, \hat{\beta}_h = 0;$$

$$4) \text{ 计算 } \hat{u} = u_a [S(\hat{\beta}_1) \ S(\hat{\beta}_2) \ \cdots \ S(\hat{\beta}_{12})]^T;$$

5) 如果 $\Delta < 0$, 则停止计算, \hat{u} 即为推力器的开关状态; 否则返回 2) 重新开始循环。

3 仿真结果与分析

为了验证上述算法和公式推导的可行性和可靠性, 本文针对小天体障碍规避为例进行了数学仿真。在障碍规避算法中, 采用的状态函数的加权系数取值 p_1, p_2, p_3 取 0.002, p_4, p_5, p_6 取 0.02, 地势加权 k_1 为 0.2, 形状系数 σ_1 取值 2, 函数下降系数 $k_x = k_y = k_z = 0.2$ 。从初始位置处进行障碍规避, 这些障碍信息如表 2 中所示, 选取的目标着陆点为 $r_f = [0, 0, 0]m$, 初始位置为 $[35, 80, 50]m$, 初始速度为 $[0.5, -0.5, -0.8] m/s$, 小天体引力 $[0, 0, 0.001] m/s^2$, 推力大小 $u_a = 15 N, m = 200 kg$ 。

表 2 障碍信息

Table 2 Hazards information

序号	高度/m	位置/m
1	20	(10, 50)
2	35	(40, 25)
3	25	(45, 50)
4	20	(30, 15)

图 3 为着陆器的三维位置曲线, 从中可以看出着陆器的位置逐渐逼近目标点。图 4 为着陆器障碍规避过程的速度曲线, 能够达到在小天体表面软着陆的速度要求。另外, 着陆区障碍对着陆器位置和速度曲线的曲率有较大影响, 在障碍地形区的着陆轨迹如图 5 所示, 从中可以看出, 着陆器能够实现规避障碍的目标。由于障碍规避过程没有涉及姿态机

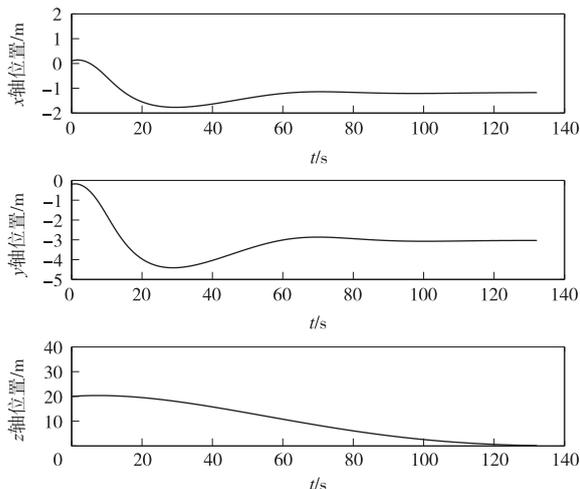


图 3 三轴位置

Fig. 3 Position of the lander

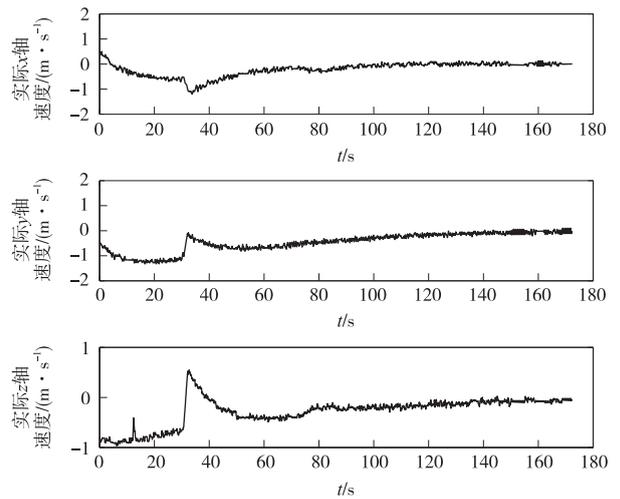


图 4 三轴速度

Fig. 4 Velocity of the lander

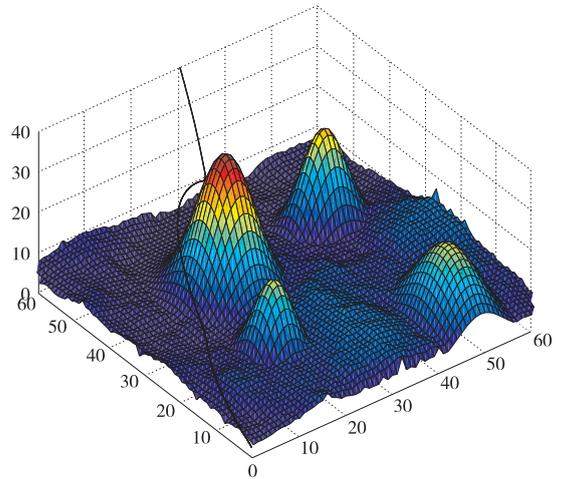


图 5 障碍规避轨迹

Fig. 5 Hazard avoidance trajectory

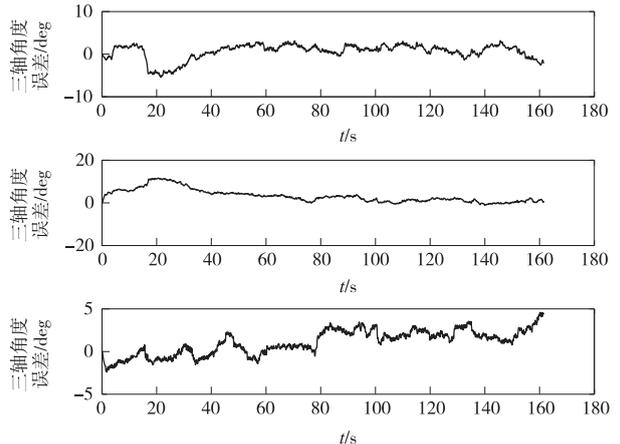


图 6 姿态稳定误差

Fig. 6 Attitude errors

动, 在整个过程中姿态稳定误差如图 6 所示, 可以看

出在整个障碍规避过程中着陆器姿态保持平稳。以上仿真表明,本文提出的姿轨耦合控制方法能够完成障碍规避的同时实现着陆器姿态稳定,使探测器安全、平稳下降到目标着陆点。另外,由于该推力器开关控制过程具有解析的表达式,因而具有计算效率高的优点。

4 结 论

针对姿轨耦合型探测器控制方法存在工程实现难、计算效率低的问题,本文提出了一种基于 Lyapunov 函数的小天体自主软着陆障碍规避控制方法。该方法考虑探测器当前的势能与障碍地形对探测器的威胁选取势函数,并根据 Lyapunov 稳定性原理推导了推力器的开关控制逻辑,能够实现到达目标着陆点的同时进行障碍规避,而且,该过程不依赖参考模型,能够实现自主运行。同时,该控制逻辑具有解析形式,能够满足障碍规避过程实时性要求。

参 考 文 献

- [1] Johnson A E, Klumpp A R, Collier J B, et al. Lidar-based hazard avoidance for safe landing on Mars[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25 (6): 1091 - 1099.
- [2] Wong E C, Singh G. Guidance and control design for hazard avoidance and safe landing on Mars[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(2): 378 - 384.
- [3] Zhu S Y, Cui P Y, Hu H J. Hazard detection and avoidance for planetary landing based on Lyapunov control method[C] // *Intelligent Control and Automation*. Beijing: [s. n.], 2012.
- [4] 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(6): 559 - 568. [Zhang H H, Liang J, Huang X Y, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing[J]. *Sci. China*, 2014, 44(6): 559 - 568.]
- [5] Curti F, Romano M, Bevilacqua R. Lyapunov-based thrusters' selection for spacecraft control: analysis and experimentation [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2010, 33(4): 1143 - 1160.
- [6] 朱圣英, 崔平远, 崔祜涛, 等. 基于路标观测角的星际着陆器自主位姿确定技术[J]. *航空学报*, 2010, 31(2): 318 - 326. [Zhu S Y, Cui P Y, Cui H T, et al. Autonomous position and attitude determination for interplanetary landers based on landmark observation angles [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 318 - 326.]

作者简介:

胡海静(1986—),男,博士生,主要研究方向:行星着陆导航制导与控制。

通信地址:北京理工大学宇航学院 22 信箱(100081)

电话:(010)68918921

E-mail:bithuhaijing@163.com

Lyapunov-Based Hazard Avoidance Control Method for Landing on Small Celestial Bodies

HU Haijing^{1,2}, ZHU Shengying^{1,2}, CUI Pingyuan^{1,2}

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

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

Abstract: Aiming at the difficulty in designing the coupled attitude and orbit control lander, the lyapunov-based hazard avoidance control method for landing on small celestial bodies is presented. Firstly, the dynamic model is given, and the is selected based on the current potential of the lander and the threat from the hazards. Then, the on-off logic of the thrusters is derived according to the Lyapunov theory. This guarantees that the lander can arrive at the landing site and avoid the hazards, and this process . Since the control logic is analytical, this control method can meet the real-time requirement of hazard avoidance and is easy to be applied in the engineering. The simulation results show that this method can avoid the hazards effectively and stabilize the attitude.

Key words: small celestial bodies; Lyapunov; hazard avoidance; coupled attitude and orbit system; tracking control

[责任编辑:宋宏]