

附着小行星的视线制导规律^{*}

崔祐涛 史雪岩 崔平远 李傲霜

(哈尔滨工业大学深空探测基础研究中心 哈尔滨 150001)

摘 要

提出了一种航天器附着(软着陆)小行星的制导与控制规律,为了保证垂直软着陆,事先规划了满足约束的理想视线与视线角轨迹,通过设计滑模变结构控制器跟踪理想轨迹,实现了在小行星表面垂直软着陆;证明了制导与控制规律的鲁棒性;最后通过数学仿真验证了提出的制导与控制规律的可行性.

关键词 小行星—软着陆—制导与控制

1 引言

像小行星或彗星这样的小天体探测将是未来深空探测中最复杂的任务之一,由于较长的时间延迟,在深空任务中利用地面控制将变得不合适了,因此着陆小行星探测器的自主 GNC 技术将变得比以前更加重要. 由于小行星的形状、质量、密度、引力场和自旋等信息由地球上观测得较少,因此要求 GNC 系统具有自主性和对环境的自适应性.

国外的几个主要的深空任务,像 NASA 的 DS-1(Deep Space-1),欧洲空间局的 ROSETTA,日本的 MUSES-C 等都指出自主导航与制导是必需的. 许多学者对着陆小天体的自主制导规律进行了研究, Gipsman 提出了小推力驱动深空任务的最优制导策略^[1],以便导引航天器在给定时间内到达目标. Junichiro 提出了一种用于小行星探测任务的拦截制导规律^{[2],[3]},并以 MUSES-C 为背景进行了数学仿真. Colin 提出了一种下降到小天体的视线制导律^[4],但该制导律为开环控制方式,不能抑制小行星引力场模型误差和扰动的影响. 国内也有一些学者对着陆行星问题进行了研究,郝晓宁等给出了一种登陆月球的轨道设计方法^[5]. 王大铁等提出了一种软着陆月球的燃料次优制导方法^[6].

本文提出了一种微小探测器附着小行星的制导与控制策略,为了保证垂直软着陆,事先规划了满足约束的理想视线与视线角轨迹,并设计滑模变结构控制器跟踪理想轨迹,实现在小行星表面垂直软着陆.

2 探测器动力学模型

定义小行星固连坐标系为:以小行星质心 O 作为坐标系的原点, Oz 轴取小天体的自转轴, Ox 轴沿小天体的最小惯量轴, Oy 轴服从右手系. 将着陆点选在小行星固连坐标系的 y 轴与小行星表面的交点,以着陆点 O 作为坐标原点定义视线坐标系, Ox_s 方向

^{*} 国防科工委民用航天科研计划资助

2001-08-20 收到原稿, 2002-05-12 收到修定稿

从着陆点到航天器, Oz_s 沿视线在空间转动角速度的矢量方向, Oy_s 服从右手法则. 坐标关系如图 1 所示.

在视线坐标系的航天器动力学方程为

$$\ddot{\rho} - \rho\dot{\alpha}^2 - \rho(\omega + \dot{\beta})^2 \cos^2 \alpha = a_\rho + U_\rho + \Delta_\rho, \quad (1)$$

$$\rho\ddot{\beta} + 2\dot{\rho}(\omega + \dot{\beta}) - 2\rho(\omega + \dot{\beta})\dot{\alpha} \tan \alpha = \frac{1}{\cos \alpha}(a_\beta + U_\beta + \Delta_\beta), \quad (2)$$

$$\rho\ddot{\alpha} + 2\dot{\rho}\dot{\alpha} + \frac{1}{2}\rho(\omega + \dot{\beta})^2 \sin 2\alpha = -(a_\alpha + U_\alpha + \Delta_\alpha), \quad (3)$$

$$U_x = -\frac{\mu x}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2}c_{20}(1 - 5\sin^2 L) + 3c_{22}(2 - 5\cos 2\lambda \cos^2 L) \right] \right\}, \quad (4)$$

$$U_y = -\frac{\mu y}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2}c_{20}(1 - 5\sin^2 L) - 3c_{22}(2 + 5\cos 2\lambda \cos^2 L) \right] \right\}, \quad (5)$$

$$U_z = -\frac{\mu z}{r^3} \left\{ 1 - \left(\frac{r_e}{r} \right)^2 \left[\frac{3}{2}c_{20}(3 - 5\sin^2 L) - 15c_{22} \cos 2\lambda \cos^2 L \right] \right\}. \quad (6)$$

式中, $a_\rho, a_\beta, a_\alpha$ 是推进器产生的加速度在视线坐标系的分量, $\Delta_\rho, \Delta_\beta, \Delta_\alpha$ 是模型不确定性. $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, $x = \rho \cos \alpha \cos \beta$, $y = \rho \cos \alpha \sin \beta + h$, $z = -\rho \sin \alpha$, $\sin L = z/r$, $\tan \lambda = y/x$, h 是着陆点在小行星体固连系的坐标, ρ 为相对距离, 而方程 (1) 称为距离运动; α 为视线与轨道平面 Oxy 之间的夹角, 称为偏离角, 所对应的方程 (2) 称为偏离运动; β 为视线在轨道平面内的相位角 (视线角), 方程 (3) 称为相角运动. 若规划航天器由稳定的逆行赤道轨道开始向着陆点下降, 则小行星赤道面为航天器运行的轨道平面.

3 自主视线制导与控制

为了引导航天器在时间 τ 内到达目标天体, 并在其表面垂直软着陆, 提出了一种制导与控制规律. 该制导规律首先规划满足约束的视线与视线角轨迹, 然后设计鲁棒的滑模变结构控制器跟踪理想轨迹, 从而实现垂直软着陆.

3.1 轨迹规划

探测器被约束在视线上并沿视线运动, 为了确保软着陆, 给定一个满足边值约束的斜距曲线 $l(t)$. 考虑一元三次多项式:

$$l(t) = l_0 + l_1 t + l_2 t^2 + l_3 t^3. \quad (7)$$

如果下降时间定为 τ , 且满足两端的约束条件, 有:

$$l(0) = l_0, \quad \dot{l}(0) = \dot{l}_0, \quad l(\tau) = 0, \quad \dot{l}(\tau) = 0.$$

那么, 斜距曲线可以表示为

$$l(t) = l_0 + \dot{l}_0 t - (3l_0 + 2\dot{l}_0 \tau)(t/\tau)^2 + (2l_0 + \dot{l}_0 \tau)(t/\tau)^3. \quad (8)$$

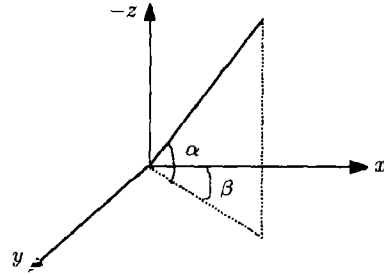


图 1 坐标示意图

Fig.1 Coordinate sketch map

为了保证垂直着陆且水平速度为零, 给定一个满足边值约束的视线角曲线 $q(t)$. 考虑一个一元三次多项式:

$$q(t) = q_0 + q_1 t + q_2 t^2 + q_3 t^3. \quad (9)$$

如果下降时间为 τ , 且满足两端的约束条件:

$$q(0) = q_0, \quad \dot{q}(0) = \dot{q}_0, \quad q(\tau) = \pi/2, \quad \dot{q}(\tau) = 0.$$

那么, 视线角曲线可以表示为

$$q(t) = q_0 + \dot{q}_0 t - \left(\frac{3\pi - 4\dot{q}_0\tau - 6q_0}{2} \right) \left(\frac{t}{\tau} \right)^2 + (2q_0 + \dot{q}_0\tau - \pi) \left(\frac{t}{\tau} \right)^3. \quad (10)$$

3.2 跟踪控制律

利用滑模变结构控制方法, 设计了一种鲁棒跟踪控制器. 假设航天器的星体坐标系已对准视线坐标系, 且三体轴方向有独立的喷气机构. 分别设计 3 个方向的控制规律. 为了控制相对距离, 定义状态变量 $z = [\rho - l \quad \dot{\rho} - \dot{l}] = [z_1 \quad z_2]$, 选取滑动变量:

$$s = c_1 z_1 + z_2, \quad (11)$$

选择 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^2, \quad (12)$$

对时间 t 求一阶导数, 则有:

$$\dot{V} = s\dot{s} = s(c_1\dot{z}_1 + \dot{\rho}\dot{\alpha}^2 + \rho(\omega + \dot{\beta})^2 \cos^2 \alpha - \ddot{l} + a_\rho + U_\rho + \Delta_\rho). \quad (13)$$

$$\text{选择} \quad a_\rho = -c_1\dot{z}_1 - \rho\dot{\alpha}^2 - \rho(\omega + \dot{\beta})^2 \cos^2 \alpha + \ddot{l} - U_\rho - \varepsilon \operatorname{sgn}(s) - ks,$$

则

$$\dot{V} = -ks^2 - \varepsilon|s| + \Delta_\rho s \leq -ks^2 - (\varepsilon - \max|\Delta_\rho|)|s|. \quad (14)$$

可见, 如果取 $\varepsilon > \max|\Delta_\rho|$, 那么 $\dot{V} \leq 0$; 当且仅当 $s = 0$ 时, $\dot{V} = 0$. 因此, 控制系统是鲁棒渐进稳定的.

定义:

$$s_1 = c_2(\beta - q) + (\dot{\beta} - \dot{q}), \quad s_2 = c_3\alpha + \dot{\alpha}.$$

同理, 可以设计另外两个通道的控制器为

$$a_\alpha = -\left(U_\alpha - c_3\dot{\alpha} + 2\dot{\rho}\dot{\alpha} + \frac{1}{2}\rho(\omega + \dot{\beta})^2 \sin 2\alpha - \varepsilon \operatorname{sgn}(s_2) - k_\alpha s_2\right), \quad (15)$$

$$a_\beta = -U_\beta - c_2(\dot{\beta} - \dot{q}) + \cos \alpha (2\dot{\rho}(\omega + \dot{\beta}) - 2\rho(\omega + \dot{\beta})\dot{\alpha} \tan \alpha) - \varepsilon \operatorname{sgn}(s_1) - k_\beta s_1. \quad (16)$$

制导与控制规律中的反馈量可由制导雷达和导航系统给出, 连续的控制量可以利用脉冲调制方法调制成脉冲量. 为了验证本文提出的制导规律的可行性, 下面将以着陆小行星 Eros 433 为例进行数学仿真.

4 数学仿真

以着陆小行星 Eros 为背景进行数学仿真, 给定 Eros 形状范围为 $(33 \pm 3.1) \text{ km} \times (13 \pm 2.3) \text{ km} \times (13 \pm 2.3) \text{ km}$, 自旋周期为 5.27 h, 自转轴指向为 $\lambda = 22^\circ$, $\beta = 9^\circ$, 引力参数

$\mu = 1.012 \times 10^{-3} \text{ km}^3/\text{s}^2$, $c_{20} = -36.3/r_0^2$, $c_{22} = 17.9/r_0^2$, 初始下降点选为 35 km 的逆行赤道轨道与着陆点切线的交点, 速度为该点的回退轨道速度. 令 $\Delta\rho = -0.2U_\rho$, $\Delta\beta = 0.2U_\beta$, $\Delta\alpha = 0.4U_\alpha$, 视线制导规律的仿真结果如图 2 所示.

由图 2 可以看出, 航天器接触小行星表面时, $\beta \approx 90^\circ$, $\alpha = 0^\circ$, 同时 $\dot{\rho} \approx 0$, 即满足无碰撞垂直着陆的要求.

本文还针对不同的初始轨道参数, 以及按不同方式组合 $\mu, \omega, c_{20}, c_{22}$ 存在的不确定性等多种情况, 将小行星引力场模型取到四阶项进行了数学仿真. 仿真结果表明, 本文给出的视线制导律能引导航天器垂直软着陆, 且系统具有一定的鲁棒性, 能适应复杂的环境.

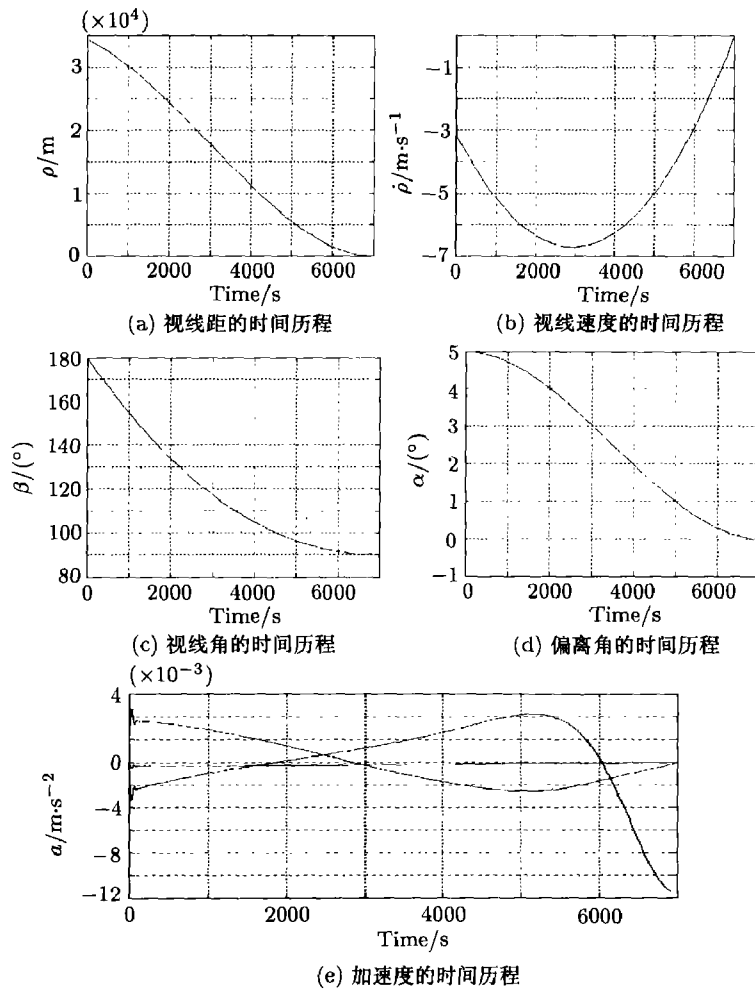


图 2 视线制导数学仿真结果

Fig.2 Simulation result for line-of-sight guidance

5 结论

(1) 规划了视线与相位角的理想轨迹, 轨迹满足垂直软着陆要求.

(2) 给出了一种鲁棒的滑模变结构跟踪控制规律, 实现对理想轨迹的高精度跟踪.

(3) 通过数学仿真, 验证了所提软着陆小行星制导与控制规律的可行性.

本文给出的软着陆小天体的制导与控制策略, 结构简单、易于实现, 但需要合理设计控制参数及理想轨迹. 为了优化着陆时间与燃料消耗, 可以利用最优控制原理, 进一步对理想轨迹规划进行研究.

参 考 文 献

- [1] Gipsman A, Guelman M, Kogan A. Autonomous navigation and guidance for low thrust driven deep space missions. *Acta. Astro.*, 1999, **44**(7):353—364
- [2] Junichiro K, Tatsuaki H, Takashi M, Shujiro S. Autonomous optical guidance and navigation strategy around a small body. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 1997, **20**(5):1010—1017
- [3] Junichiro K, Tatsuaki H, Takashi M, Shujiro S. Autonomous optical guidance and navigation around asteroids. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 1997, **20**(5):1010—1017
- [4] Colin R M, Gianmarco R. Line-of-sight guidance for descent to a minor solar system body. *J. Guid. Cont. Dyn.*, 1996, **19**(3):740—742
- [5] Xi Xiaoning, Zhu Wenyao. Orbital design of vertical hitting moon probe. *Chin. J. Space Sci.*, 1998, **18**(2):161—167. in Chinese (郝晓宁, 朱文耀. 探测器垂直击中月球的轨道设计. 空间科学学报, 1998, **18**(2):161—167)
- [6] Wang Dayi, Li Tieshou, Yan Hui, Ma Xingrui. A sub optimal fuel guidance law for lunar soft landing. *J. Astron.*, 2000, **21**(4):55—63. in Chinese (王大轶, 李铁寿, 严辉, 马兴瑞. 月球软着陆的一种燃料次优制导方法. 宇航学报, 2000, **21**(4):55—63)

LINE-OF-SIGHT GUIDANCE FOR ADHESION ASTEROID

CUI Hutao SHI Xueyan CUI Pingyuan LI Aoshuang

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract

A guidance and control strategy for attaching a vehicle to a small solar system body is presented. In order to ensure soft-landing, a prescribed line of sight and angle of sight profile satisfying restriction are planned, a sliding mode controller is designed to track the prescribed line of sight and angle of sight profile for safely soft-landing on surface of small asteroid. The robust feature of the close-loop guidance scheme is stressed. Finally, numerical simulations are conducted to verify that the given guidance and control strategy is feasible.

Key words The small asteroid, Soft-landing, Guidance and control