

星际软着陆机动能力评估方法研究

冯军华, 崔平远, 崔祐涛

(哈尔滨工业大学 深空探测研究中心, 哈尔滨 150080, deepspace@hit.edu.cn)

摘要: 针对软着陆过程中自主选取安全着陆点的需要, 研究了探测器机动能力的评估方法. 首先根据软着陆制导律, 建立加速度模型积分结果与剩余燃料可生成速度增量之间的数学关系, 推导出探测器机动能力的数值计算方法; 其次, 将软着陆过程中抵消重力作用与位置机动看作两个独立的过程, 并假设位置机动过程为理想两脉冲机动, 推导出解析的软着陆机动能力表达式; 最后, 通过数值仿真表明两种分析方法能够得到相近的结果, 解析的机动能力分析方法可以实时的对探测器可能着陆区域进行预测, 能够为探测器自主的选定着陆点提供重要依据.

关键词: 软着陆; 制导律; 机动能力; 障碍规避; 两脉冲机动

中图分类号: V412.4

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)01-0001-04

Maneuver capability evaluation in planetary soft landing

FENG Jun-hua, CUI Ping-yuan, CUI Hu-tao

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, deepspace@hit.edu.cn)

Abstract: Analysis methods for evaluating the maneuver capability in planetary terminal soft landing are researched based on the request of autonomous landing point redesignation. Firstly, to find out the relationship between acceleration model integral result and available velocity increment, a numerical method of maneuver capability analysis is deduced. Secondly, based on the assumption that counteracting the gravity effect and the position maneuver are two independent processes and the position maneuver is an ideal two-impulse maneuver, an analytic expression of maneuver capability analysis is proposed. Simulation result shows that the two methods can get similar results, and the analytic method can predict the potential landing point in real time, which plays an essential role in landing point redesignation.

Key words: soft landing; guidance law; maneuver capability; hazard avoidance; two-impulse maneuver

深空探测任务的不断发展, 对星际软着陆提出了更高的技术要求. 为满足更多科学考察任务的需要, 着陆器需要在科学考察目标区域进行定点软着陆. 这要求探测器不仅要具有高精度的制导控制能力, 还要具备自主的选定最佳着陆点并有效躲避障碍的能力. 在即将实施的深空探测任务中, NASA 和 JAXA 分别对美国新一代火星着陆器 Mars Science Laboratory (MSL) 及日本正在研制的月球着陆器 SELENE-B 提出了自主障碍检测

并有效规避的要求^[1-2].

在软着陆末端, 障碍规避系统通过获取的着陆区地形信息提取出障碍物, 并实时的规划出运动轨迹将探测器机动到选定的安全区域内^[3-7]. 着陆区的选取除了要考虑着陆地形的安全性, 还必须考虑当前可用燃料的多少, 在探测器机动能力之内综合着陆地形安全性、科学考察价值等因素选择出最佳的着陆位置^[6].

本文针对星际软着陆末端自主选定安全着陆点的需要, 研究了软着陆终端机动能力的评估方法. 首先通过分析机动过程加速度模型积分结果与剩余燃料可生成速度增量的关系, 给出探测器机动能力的搜索方法. 此外, 为减少计算量, 以获得实时的机动能力分析方法, 假设软着陆过程中

收稿日期: 2008-11-17.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60874094).

作者简介: 冯军华(1982—), 男, 博士研究生;

崔平远(1961—), 男, 教授, 博士生导师;

崔祐涛(1970—), 男, 教授, 博士生导师.

抵消重力作用与位置机动是两个独立的过程,并假设位置机动过程为理想两脉冲机动,推导出解析的机动能力表达式.最后通过数值仿真对文中所给出的软着陆终端机动能力分析进行了验证分析.

1 基于制导律的机动能力分析

星载障碍检测系统一旦重新选定着陆点,GNC系统将根据选定的着陆位置自主的规划出新的运动轨迹,其运动模型可表示为关于着陆位置的函数^[7-10].探测器障碍规避过程在水平面内的几何关系如图1所示.在目标天体表面固连坐标系内,将探测器可能着陆点 o_1 与名义着陆点 o_n 的位置关系表示成关于参数 ρ 和 γ 的极坐标形式,那么探测器机动制导的加速度模型即可表示为参数 ρ 和 γ 的函数,其积分结果即为机动到新位置所需要消耗的速度增量.给定 γ 角,当加速度模型积分结果等于探测器可用燃料所能提供的速度增量时,此时的 ρ 值便是对应 γ 角方向探测器相对名义着陆点所能机动的最大距离.

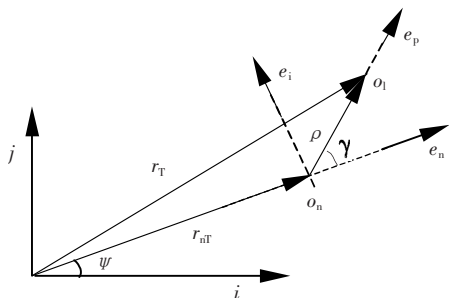


图1 探测器机动过程在水平面内的几何关系

在此以障碍规避常用的多项式制导律为例,对探测器机动能力的数值计算方法进行说明.首先规划探测器运动模型

$$\mathbf{a}(t) = \mathbf{c}_0 + \mathbf{c}_1 t + \mathbf{c}_2 t^2,$$

$$\mathbf{v}(t) = \mathbf{c}_0 t + \frac{1}{2} \mathbf{c}_1 t^2 + \frac{1}{3} \mathbf{c}_2 t^3 + \mathbf{v}_0,$$

$$\mathbf{r}(t) = \frac{1}{2} \mathbf{c}_0 t^2 + \frac{1}{6} \mathbf{c}_1 t^3 + \frac{1}{12} \mathbf{c}_2 t^4 + \mathbf{v}_0 t + \mathbf{r}_0.$$

式中: $\mathbf{c}_0$ 、 $\mathbf{c}_1$ 和 $\mathbf{c}_2$ 为待求的制导参数.

由探测器终端位置、速度和加速度约束 $\mathbf{r}(t_f) = \mathbf{r}_f$ 、 $\mathbf{v}(t_f) = \mathbf{v}_f$ 、 $\mathbf{a}(t_f) = \mathbf{a}_f$ 直接求解制导参数:

$$\mathbf{c}_0 = \mathbf{a}_f - 6(\mathbf{v}_f + \mathbf{v}_0)/t_f + 12(\mathbf{r}_f - \mathbf{r}_0)/t_f^2,$$

$$\mathbf{c}_1 = -6\mathbf{a}_f/t_f + 6(5\mathbf{v}_f + 3\mathbf{v}_0)/t_f^2 - 48(\mathbf{r}_f - \mathbf{r}_0)/t_f^3,$$

$$\mathbf{c}_2 = 6\mathbf{a}_f/t_f^2 - 12(2\mathbf{v}_f + \mathbf{v}_0)/t_f^3 + 36(\mathbf{r}_f - \mathbf{r}_0)/t_f^4.$$

假设名义着陆点相对表面固连坐标系原点的位置为 $\mathbf{r}_{nf} = (x_n, y_n, 0)$,终端速度 $\mathbf{v}_{nf} = 0$,那么名义着陆轨迹的加速度模型为

$$\mathbf{a}_n(t) = \mathbf{c}_{0n} + \mathbf{c}_{1n}t + \mathbf{c}_{2n}t^2.$$

由上式,探测器从当前位置运动到名义着陆点所需要的速度增量可表示为

$$\Delta V_n = \int_0^{t_f} \sqrt{\mathbf{a}_n(t) \cdot \mathbf{a}_n(t)} dt.$$

如图1所示,通过参数 ρ 、 γ 定义目标着陆点相对表面固连坐标系原点的位置关系

$$\mathbf{r}_f = \mathbf{r}_{nf} + \rho \mathbf{e}_\rho.$$

式中: $\mathbf{e}_\rho = \mathbf{e}_n \cos \gamma + \mathbf{e}_i \sin \gamma$.

基于上面的分析,直接通过制导律进行机动能力分析的步骤如下:

1) 对当前制导时间 $t = t^*$,计算当前可用燃料所能提供的速度增量

$$\Delta V_a(t^*) = \Delta V_a(t=0) - \int_0^{t^*} \sqrt{\mathbf{a}_a(t) \cdot \mathbf{a}_a(t)} dt.$$

式中: ΔV_a 为机动开始时刻燃料所能提供的速度增量.

2) 计算机动到目标位置的制导参数 $\mathbf{c}_{0r}(\rho, \gamma)$ 、 $\mathbf{c}_{1r}(\rho, \gamma)$ 、 $\mathbf{c}_{2r}(\rho, \gamma)$;

3) 构建关于参数 ρ 、 γ 的加速度模型

$$\mathbf{a}_r(t) = \mathbf{c}_{0r}(\rho, \gamma) + \mathbf{c}_{1r}(\rho, \gamma)t + \mathbf{c}_{2r}(\rho, \gamma)t^2.$$

4) 计算机动到目标位置所需要的速度增量

$$\Delta V(\rho, \gamma) = \int_{t^*}^{t_f - t^*} \sqrt{\mathbf{a}_r(t) \cdot \mathbf{a}_r(t)} dt.$$

5) 对0到 π 之间的 γ 值,搜索其对应的 ρ 值,最大机动能力 ρ^* 满足

$$\Delta V(\rho^*, \gamma) = \Delta V_a(t^*).$$

6) 探测器可能着陆区边界点相对于表面固连系原点的位置关系为

$$\mathbf{r}_T = \mathbf{r}_{nf} + \rho^* \cos(\Psi + \gamma) \mathbf{i} + \rho^* \sin(\Psi + \gamma) \mathbf{j}.$$

利用上面给出的步骤即可计算出探测器相对名义着陆点所能机动到达的区域,但是该方法进行可能着陆区的搜索需要进行大量的计算,很难实时的得到分析结果.

2 基于理想两脉冲机动的分析方法

直接通过制导律进行机动能力分析不能得到解析的表达式,大量计算使该方法不能实时的得到分析结果.本节对探测器的机动过程作合理的简化假设,推导一种解析的机动能力表达式.首先假设探测器抵消重力作用与实现位置机动是两个独立的过程,并且将探测器位置机动过程看作理想两脉冲机动.即在机动开始时刻对探测器施加一理想的脉冲推力,使探测器获得足够的速度增量运动到着陆点上方,在撞击地面前的瞬时,对探测器施加第二个脉冲推力,对探测器进行制动,使探测器实现软着陆.简化假设后,探测器机动过程

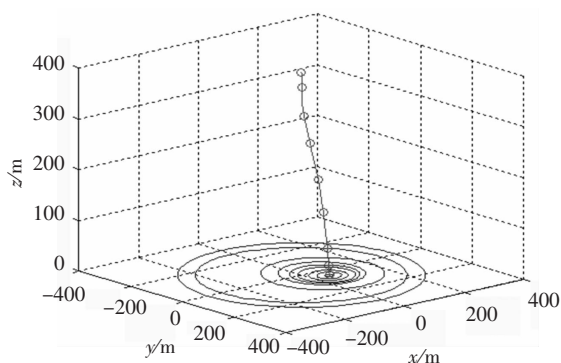


图4 水平机动情况下可能着陆区变化过程

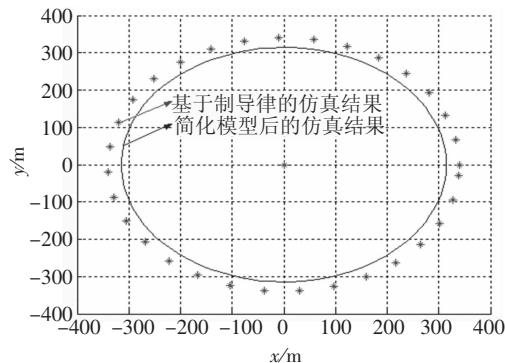


图5 垂直着陆情况下两种算法的仿真结果比较

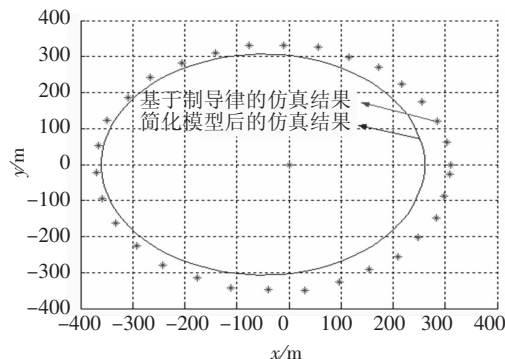


图6 水平速度存在下两种算法仿真结果比较

4 结 论

在直接利用制导律分析探测器在软着陆终端机动能力的基础上,将软着陆过程假设为抵消重力作用和通过理想两脉冲进行位置机动的过程,推导出解析的机动能力表达式. 仿真结果表明进行模型简化后得到的计算结果与真实情况相近,可以在软着陆过程中有效的实时预测探测器所能机动到的区域,为探测器自主的选定安全着陆点提供可靠依据.

参考文献:

- [1] CHU C C, HAYATI S A, Udomkesmalee S. Mars base technology program overview [C]//AIAA Space 2005 Conference and Exposition. Long Beach: AIAA, 2005: 1069 – 1082.
- [2] KOHTARO M, SHUICHI S, YASUHIRO K, *et al.* Probabilistic strategy of obstacle avoidance for safe moon landing [C]//Proceedings of the International Lunar Conference 2003/International Lunar Exploration Working Group. Hawaii: American Astronautical Society and Space Age Publishing Co. 2004: 329 – 338.
- [3] HUERTAS A, CHENG Y, MADISON R. Passive imaging based multi-cue hazard detection for safe landing [C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings. California: IEEE, 2006: 1655 – 1665.
- [4] SKULSKY J E, BAJRACHARYA M, WONG E. Design of a hazard detection and avoidance system for the Mars smart lander [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002: 533 – 542.
- [5] PLOEN S R, KINNEY C E, SERAJI H. Determination of terminal landing footprint for on-board terrain assessment and intelligent hazard avoidance [C]//AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit. Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003: 1206 – 1220.
- [6] COHANIMI B E, COLLINS B K. Real-time Landing Point Redesignation (LPR) algorithm [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008: 793 – 805.
- [7] JOHNSON A E, KLUMPP A, COLLIER J, *et al.* LIDAR-based hazard avoidance for safe landing on Mars [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(6): 1091 – 1099.
- [8] WONG E, SINGH G, MASCIARELLI J P. Autonomous guidance and control design for hazard avoidance and safe landing on Mars [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002: 1124 – 1130.
- [9] WONG E C, MASCIARELLI J P, 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.
- [10] SOSTARIC R R, REA J R. Powered descent guidance methods for the Moon and Mars [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005: 4495 – 4514.

(编辑 张 宏)