一种行星安全着陆点综合评估方法

崔平远1,2, 葛丹桐1,2

(1. 深空自主导航与控制工信部重点实验室,北京100081; 2. 北京理工大学 深空探测技术研究所,北京100081)

摘 要:随着精确着陆技术的发展,探测器在行星表面可到达的地区形貌状况越来越复杂。为了保障着陆的安全性, 在下降过程中探测器需要结合敏感器信息对视野范围内的着陆区形貌进行评估分析,从而选取出最适宜着陆的地区。针对 这一问题,本文提出一种行星安全着陆点选取思路,并设计出着陆点选取的参考指标,通过对形貌以及燃耗的评估,实时 选取安全着陆点。MATLAB仿真结果表明,针对快速选取过程和遍历选取过程,该方法均能够在两种过程中有效选取出满 足要求的着陆点,从而提高了任务的成功率与安全性。

关键词:行星形貌;燃耗;着陆点选取;安全着陆;评估方法

中图分类号: V448.224 文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2016)04-0363-7

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2016.04.008

引用格式: 崔平远, 葛丹桐. 一种行星安全着陆点综合评估方法[J]. 深空探测学报, 2016, 3(4): 363-369.

Reference format: Cui P Y, Ge D T. An integrated evaluation of planetary safe landing site [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3 (4) : 363-369.

0 引 言

未来行星着陆任务要求探测器安全精确着陆在更 为复杂的行星表面,这不仅对导航制导控制系统提出 了极大的挑战,也对着陆区提出了更高的要求。由于 地面获取的行星表面信息精度有限,较小尺寸的障碍 往往在距离表面较近时才能被检测到,并且在着陆过 程中着陆器的实际状态可能与预定状态产生较大的偏 离^[1],从而导致着陆器无法到达预定着陆点或者预定着 陆点周围地形复杂不利于着陆等情况的发生。为了解 决这一问题,需要在下降过程中实时在线选取着陆 点,使得探测器在远离对其构成威胁障碍物的同时, 利用有限的燃料安全平稳地着陆在行星表面。

着陆点选取是每个行星着陆任务都需要面临的重 要难题。在任务规划阶段,需要根据已有的形貌、光 照、通信等情况对着陆区进行粗选取;当探测器接近 目标天体后,可以获知更为精确的形貌信息,此时需 要对着陆区进行进一步的精选取。目前,有关安全着 陆的研究主要集中于针对诸如岩石、斜坡、弹坑等地 形障碍的检测与规避^[23],最终选择出来适宜着陆的区 域大多平坦且远离障碍物。然而为了实现安全着陆, 仅仅考虑地形安全性是不够的。对于不同的目标天 体,着陆点选取过程中侧重的因素也稍有不同。例 如,以火星为代表的主要天体引力大且分布相对均 匀,着陆过程相对更加快速,加上与地球通讯的时延 问题,目前只能依靠星上自主系统对有限范围内的着 陆区域进行快速的评估^[4],因此要求着陆点选择算法简 单快捷;与之不同的是,小行星与彗星尺寸更小、形 状不规则,产生的引力小且分布不均,着陆在这类天 体上通常要经历更长的时间,因此探测器有充足的时 间对行星表面进行分析,从而选取出适宜着陆的安全 区域。为了完善统一行星着陆区的评估方法,需要提 出一种综合考虑多方因素的指标来适应不同任务,从 而当着陆对象改变时,仍能较好完成着陆区的选取评 估工作,有效选取出最佳着陆点。

本文通过提出一种考虑多种因素的行星安全着陆 点综合评估方法,使探测器能够有效避开危险区域, 以较少的燃耗顺利降落在安全的地区。与此同时,为 了适应不同任务特点给出了两种选取策略,即快速选 取过程和遍历选取过程,并通过仿真验证了每种选取 策略的有效性。整个评估过程可以描述为:在下降过 程中,星载计算机根据敏感器获取的形貌数据进行计 算与判断,综合燃耗估计,选取最安全的着陆点,再 通过制导控制系统实时生成着陆轨迹,将着陆器转移 至更新后的目标着陆点,保证整个着陆任务的顺利完 成^[5],从而提高行星着陆任务的安全性与可靠性,为未

基金项目:国家重点基础研究发展计划"973"项目(2012CB720000);国家自然科学基金(61374216,61304226,61304248)

收稿日期: 2016-07-28; 修回日期: 2016-08-10

来行星着陆任务提供技术支持和参考。

1 考虑因素

一般来说,影响着陆点选取的因素可分为工程约 束与科学价值两大类^[6]。考虑到在下降过程中探测器的 转移范围以及相机视野范围有限,本文中待评估区域 的科学价值视为基本一致,仅从安全角度出发,提出 一种综合评估着陆点的方法。

为了保证探测器顺利降落在行星表面,需要首先 对着陆过程中可能遇到的风险进行估计,这些风险包 括地表起伏、岩石及陨石坑等障碍对探测器构成的威 胁,携带的燃料不足使得探测器无法到达安全着陆点 等等。此外,地表的光照情况、尘土厚度、热惯量情 况等以及探测器自身的系统误差以及外界的环境干扰 均会对着陆的安全性构成威胁^[7]。在实际任务中,导致 着陆失败的原因十分繁杂,以下主要针对地形安全性 以及燃耗两方面对着陆安全性以及安全着陆点选择的 影响进行详细的分析。

关于着陆安全性,首先需要考虑的是地形的安全 性要求。地形的安全性要求主要包括着陆区内的障碍 物尺寸必须在着陆器可容忍范围之内,以及着陆区必 须足够大以满足着陆器的最大着陆偏差两个方面。随 着探测器与天体表面的距离不断缩小,敏感器通过检 测能够获取的地形特征也越来越具体。在选择适宜着 陆的区域时,应尽可能远离陡坡和岩石密集的地区, 这样的地区不仅对着陆的安全性提出挑战,同时还影 响了后续科学操作的开展。在分析地形安全性时,主 要考察的两个指标为坡度和表面粗糙度,其计算公式 如下

$$\varphi = \cos^{-1} \left(\frac{|\mathbf{n}^{\mathrm{T}} \cdot \mathbf{b}|}{\|\mathbf{n}\| \cdot \|\mathbf{b}\|} \right) = \cos^{-1} \left(\frac{|c|}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \right)$$
(1)
$$d = \frac{|ax + by + cz - 1|}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}}$$
(2)

其中: 坡度 φ 为当地拟合平面法向量n与重力方向 $b = [0,0,1]^{T}$ 的夹角;表面粗糙度d为实际地表到拟合 平面的距离。对地形障碍的定义取决于探测器的尺寸 大小以及采用的着陆方式,如"好奇号"任务要求着陆 点附近坡度小于15°,岩石高度不超过0.55 m^[8],而在 我国"嫦娥3号"任务中,要求着陆点附近坡度小于8°, 凸起及凹坑小于0.2 m等等。

因此在得到地形信息后,首先计算各点的局部坡 度以及粗糙度大小,结合工程约束对可见范围内的障 碍进行识别,将对着陆器构成威胁的区域所在的像素 点标记为危险像素点,其余标记为安全像素点,并通 过螺旋搜索法得到每个像素点的安全半径R^[9]。由于安 全半径指的是当前位置与最近障碍之间的距离,其很 好地体现了待评估区域内每一点的安全程度,因此被 选作表征地形安全性的指标。

在确保了地形安全后,还应考虑着陆器自身的机 动能力,即燃耗限制。由于探测器搭载的有效载荷有 限,对于深空探测任务来说,获取燃耗最优解显得尤 为重要^[10]。从安全角度出发,探测器在有限燃料范围 内能够到达的地区都可以作为备选着陆点,但如果任 务同时要求探测器储备一部分燃料用于紧急制动或转 移,则下降段所消耗的燃料越少越好。整个动力下降 段的燃耗用燃料质量比(propellant mass fraction, PMF) 表征^[1],当全部燃料都消耗完时PMF取到最大值

$$PMF = \frac{\int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt}{m_0} = 1 - e^{-\frac{\sum_{i=1}^{N} ||a_i||\Delta t}{l_{spge}}}$$
(3)

式中: m_0 为探测器初始质量; \dot{m} 为质量流率; a_i 为 $[t_i, t_i + \Delta t]$ 时间段内的加速度; I_{sp} 为推力器比冲; g_e 为 地球重力加速度。

燃耗约束可以通过寻找评估范围内PMF值最小的 点或将评估范围缩小到探测器在有限燃料下可以到达 的区域加入到安全着陆点的选取过程中,本文采用前 者,并将PMF作为表征燃耗大小的指标。实际任务中 燃料消耗的多少不仅取决于采用的制导律,还与探测 器的初始状态以及着陆点位置紧密相关,下降过程中 着陆轨迹越笔直PMF越小,轨迹越弯曲PMF越大。

2 着陆点选取方法

在确定着陆区评估内容后,需要建立相应数学模型,得到综合的着陆点选取指标,并根据指标的计算结果得到最适宜探测器着陆的地方。这里,假设着陆点选取指标取值越小,该区域就越安全。由于上节选出的三种因素取值各异,量纲不同,本文采用如下min-max归一化方法对其形式进行统一

$$F(x) = \frac{x - x_{\min}}{x_{\max} - x_{\min}}$$
(4)

这种归一化方式保留了原始数据的分布特征,得 到的无量纲结果在[0,1]之间连续变化,因此经过变 换的表达式可直接通过加权得到最后的着陆点选择指 标。加权方式根据各项指标对任务成败的重要程度来 决定,若认为所选指标对任务影响相近不分上下,可 将各部分权重均设为相同值;若某一项或某几项指标 对任务成败影响更大,则可通过加大其权重,增加该 指标在分析结果中所占的分量。

为了体现每一项指标对着陆点选择的影响,结合 工程实际,综合考虑地形安全性、燃耗以及着陆速 度,得到如下着陆点选取指标(landing site selection index, LSSI):

$$LSSI = \tau_1 \frac{R_{\max} - R}{R_{\max} - R_{\min}} + \tau_2 \frac{PMF - PMF_{\min}}{PMF_{\max} - PMF_{\min}} \quad (5)$$

其中: *τ_i*(*i* = 1,2) 为各项的权重,决定式中每部分对结 果的影响大小。可以看出,该着陆点选择指标的第一 项为地形因素,即当前实际任务的处理选择方式,第 二项在原有基础上增加了对燃耗的考量,是今后月球 或火星任务在自主避障能力上的拓展。如此,每一个 着陆点选取指标的全局最小值所在的位置即当选为新 的安全着陆点。

在应用该方法到实际任务中时,还应根据探索的 目标天体而进行相应的调整。如第一节所述,在小行 星、火星及月球着陆任务中,由于天体本身的特性差 异,在着陆点选择问题上处理方式稍有不同。小行星 着陆过程由于距离更远、速度更小、历时更长而有充 足的时间完成对地形的检测和着陆区安全性的评估工 作,因此式(5)可直接应用于这一过程中,从而在一 片较大的区域中选取出最适宜着陆的安全着陆点。与 之不同的是,火星或月球着陆过程距离有限目速度 大、时间短。以火星为例,探测器对表面地形障碍的 检测开始于伞降段防热罩分离之后[11],由于时间紧 迫,要实现对整个视野范围内的地区进行地形安全性 和燃耗的综合评估难度较大,因此对于这类任务使用 式(5)时需要适当调整策略。首先根据式(1)、 (2) 计算预定着陆点处是否安全,若安全,计算其安 全半径及预计所需的燃耗,若均在可接受范围内,则 不改变着陆点,探测器仍向着预定着陆点运动;若不 安全,或者安全半径或燃耗二者其一不满足要求,则 需要重新在原着陆点附近小范围内根据式(5)另选安 全着陆点,具体的选取范围大小视实际星载计算机运 算能力和敏感器识别能力而定。

因此,根据不同着陆过程的历时长短特点,在应 用着陆点评估方式时形成了如上所述两种不同的安全 着陆点选取策略——快速选取过程与遍历选取过程。 快速选取过程旨在在原着陆点附近快速挑选出适宜着 陆的地点,用最短的时间和很小的计算量得到理想的 结果,适用于着陆时间较短或星载计算机计算效率较 低的情况。而遍历选取过程则致力于在更大范围的地 形中挑选出安全着陆点,因此探测器可能需要在下降 过程中转移更远的距离,这种选取策略往往需要花费 的时间以及占用的内存更大,适用于着陆时间充裕或 星载计算机能够实现在线高效计算的情况。以下分别 针对两种不同的选择策略进行仿真,对行星安全着陆 点综合评估方法的实际应用进行进一步的说明。

3 应用实例

为了便于分析比较安全着陆点选取结果,本节结合"嫦娥3号"的着陆参数和月面地形对两种不同的着陆 场景进行了仿真分析,所采用的仿真参数、地表模型 如表1与图1所示。在给定的400 m×400 m范围内分别 应用第三节提出的着陆点选取指标对安全着陆点进行 筛选,假定原始着陆点位于原点(0,0),得到仿真 结果如下。

表 1 仿真参数 Table 1 Simulation parameters

| fuble f Simulation parameters | | |
|--------------------------------|---------------------|--|
| 参数 | 参数值 | |
| 探测器初始质量/kg | 1 200 | |
| 月球表面重力加速度/(m·s ⁻²) | $[0, 0, -1.63]^{T}$ | |
| 地球表面重力加速度/(m·s ⁻²) | $[0, 0, -9.8]^{T}$ | |
| 推力发动机比冲/s | 308 | |
| 初始高度/m | 2 500 | |
| 初始垂向速度/(m·s ⁻¹) | -37 | |
| 坡度/(°) | <8 | |
| 表面粗糙度/m | <0.2 | |



图 1 仿真所用地形 Fig. 1 Simulated terrain model

3.1 快速选取过程策略

首先根据所建立的地表模型高程数据计算预定着 陆点(0,0)附近的局部拟合平面,进而得到该点的 坡度和表面粗糙度信息。根据计算结果,尽管预定着 陆点处的坡度满足要求,但其表面粗糙度0.3447m超 过了给定的工程约束0.2m,因此被认定为危险,不适 于探测器着陆,需要在其附近区域重新选取新的安全 着陆点。 进而对其附近50 m×50 m范围内进行地形安全性评估,计算局部拟合平面,得到各像素点处的坡度和表面粗糙度,其中超过探测器容忍范围(参数见表1)的像素点被视为需要规避的障碍,将该点记为0,反之未超过约束范围的视为安全像素点,记为1,得到的障碍检测结果如图 2所示,黑色的部分表示安全区域,白色的部分表示危险区域。接着计算各点安全半径R的大小。危险像素点的安全半径全部设为0,针对每一个安全像素点,则需要遍历使用螺旋搜索法计算其安全半径大小,即与之最近危险像素点之间的距离,经过归一化后的安全半径计算结果如图 3所示,取值越小的地方,安全半径越大,该地区越安全。



图 2 障碍检测结果(安全=1;不安全=0) Fig. 2 Hazard detection result (safe=1; unsafe=0)



图 3 安全半径归一化计算结果 Fig. 3 Safe radius normalization result

为了在着陆点的选择过程中加入燃耗,需要在以 上得到结果的基础上继续计算着陆在不同地方所消耗 的燃料。多项式制导⁽⁴⁾由于形式简单、计算快捷而广泛 应用于已有的行星着陆任务中,该制导律假设3个方向 的加速度是时间的二次函数

$$a(t) = C_0 + C_1 t + C_2 t^2$$
(6)

通过积分可进一步得到速度及位移关于时间的表达

式。在下降段,探测器的初始及末端状态受到约束

$$\begin{cases} \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_{0}, \mathbf{v}(0) = \mathbf{v}_{0} \\ \mathbf{r}(t_{f}) = \mathbf{r}_{f}, \mathbf{v}(t_{f}) = \mathbf{v}_{f}, a(t_{f}) = \mathbf{a}_{f} \end{cases}$$
(7)

将加速度、速度与位移的表达式代入以上方程组,联 立解得

$$\begin{cases} C_{0} = a_{\rm f} - \frac{6}{t_{\rm go}} \left(v_{\rm f} + v_{0} \right) + \frac{12}{t_{\rm go}^{2}} \left(r_{\rm f} - r_{0} \right) \\ C_{1} = -\frac{6}{t_{\rm go}} a_{\rm f} + \frac{6}{t_{\rm go}^{2}} \left(5v_{\rm f} + 3v_{0} \right) - \frac{48}{t_{\rm go}^{3}} \left(r_{\rm f} - r_{0} \right) \\ C_{2} = \frac{6}{t_{\rm go}^{2}} a_{\rm f} - \frac{12}{t_{\rm go}^{3}} \left(2v_{\rm f} + v_{0} \right) + \frac{36}{t_{\rm go}^{4}} \left(r_{\rm f} - r_{0} \right) \end{cases}$$
(8)

得到制导律表达式后,依次改变探测器末端位置向 量,计算从同一初始状态出发所消耗的燃料大小。全 局PMF值计算完毕后,结合得到的安全半径计算结 果,根据式(9)对着陆区进行评估

$$LSSI = \tau_1 \frac{R_{\max} - R}{R_{\max} - R_{\min}} + \tau_2 \frac{PMF - PMF_{\min}}{PMF_{\max} - PMF_{\min}} \quad (9)$$

此处采用了等权的分配方案,即₇₁=0.5,₇₂=0.5,得到 的仿真图如图 4、5所示,其中图 4为燃耗PMF经过归 一化处理后的结果,图 5为着陆点选取指标LSSI的计 算结果,遍历搜索出全局最小值及其坐标见表2,该点 即为当前指标选取出的最佳着陆点。





Fig. 5 LSSI computation result

| | 表 2 策略1着陆点选择结果 | |
|-----------|----------------------|------------------------------|
| Table 2 | The result of select | ed landing site for method 1 |
| 权重 | 指标最小值 | 着陆点坐标 |
| [0.5 0.5] | 0.485.5 | [12 10 0.755 0] ^T |

图 6标出了在50 m×50 m给定范围内得到的安全着 陆点评估结果,其中位于中间黑色的点为原始着陆点 位置,位于其右边绿色的点为同时考虑地形安全性及 燃耗情况的选取结果。可以看到,快速选取策略能够 在原着陆点被检测出危险的前提下,在其附近的局部 有限范围内快速有效地选取出地形满足工程约束且消 耗燃料较少的地点作为任务的新着陆点,从而提高了 任务的安全性。



图 6 着陆点选择结果与预定着陆点比较 Fig. 6 Comparison of the selected landing site and the original landing site

3.2 遍历选取过程策略

对于时间充足或搭载的星载计算机性能更优的着 陆过程来说,就可对更大范围内的地形进行完整的安 全性评估,因此着陆点选取的范围也更为广阔,所需 的计算量更大,花费的时间也更多。此处针对整个给 定的400 m×400 m范围进行着陆安全性分析。

首先根据所建立的地表模型高程数据计算局部拟 合平面,进而得到各像素点的坡度和表面粗糙度信 息,超过探测器容忍范围的记为0,未超过的记为1, 得到的障碍检测结果如图 7所示。黑色的部分表示安 全区域,白色的部分表示危险区域。接着计算各点安 全半径R的大小。危险像素点的安全半径设为0,每一 个安全像素点使用螺旋搜索法计算其安全半径大小, 再将整个待估区域的安全半径进行归一化,计算结果 如图 8所示。

在下降过程中同样采用3.1节中所述的多项式制导 律,依次改变探测器末端位置向量,计算从同一初始 状态出发所消耗的燃料大小,得到全局PMF,再根据 式(10)对着陆区进行评估



Fig. 8 Safe radius normalization result

$$LSSI_2 = \tau_1 \frac{R_{\max} - R}{R_{\max} - R_{\min}} + \tau_2 \frac{PMF - PMF_{\min}}{PMF_{\max} - PMF_{\min}} \quad (10)$$

此处采用的权重分配方案同样为τ₁=0.5, τ₂=0.5,得到 的仿真图如图 9、10所示,其中图 9为燃耗PMF经过归 一化处理后的结果,图 10为着陆点选取指标LSSI的计 算结果,遍历搜索出全局最小值所在位置即为指标选 取出的最佳着陆点。选取过程中采用的权重、着陆点 处的指标值以及着陆点的三维位置坐标数据见表3,选 出的着陆点与原着陆点之间的位置关系如图 11所示。



图 9 燃耗归一化结果 Fig. 9 Fuel consumption normalization result



图 10 LSSI计算结果 Fig. 10 LSSI computation result

表 3 策略2着陆点选择结果





图 11 着陆点选择结果与预定着陆点比较 Fig. 11 Comparison of the selected landing site and the original landing site

结合策略1和策略2的仿真结果,图 12给出了在整 个400 m×400 m评估范围内两种选择策略得到的安全着 陆点以及原着陆点的位置关系,其中位于中间黑色的 点为原着陆点位置(0,0),位于其附近右侧蓝色的 点为快速选取策略根据选取指标得到的结果, 位于其 左侧较远处绿色的点为遍历选取策略根据选取指标 得到的结果。策略1得到的着陆点1距离原着陆点约 15.6 m, 策略2得到的着陆点2距离原着陆点135 m, 后 者虽然距离预定目标点更远,但从三维地形图上可以 看出,着陆点2附近的地形情况远比原着陆点和着陆点1 附近更加平坦,起伏少,坡度也更小,直观上看更适 宜于着陆。同时,着陆点1处的选取指标取值为0.4588, 着陆点2处的选取指标取值为0.3241,意味着不仅地形 安全性更高,在给定的初始状态下消耗的燃料也更 少。从安全性角度出发,是更适合探测器着陆的地 方。虽然选取结果不如遍历选取策略理想,但考虑到 计算效率,快速选取策略则更适用于实际工程。在以 上的仿真中, 快速选取策略所分析的像素点仅占遍历

选取策略的1.56%,在计算安全半径R时,由于要同时 考虑每个像素点的安全性和与其最近障碍之间的距 离,二者的计算效率会出现显著差异,后者不仅需要 求进行障碍检测的区域面积更广,而且在计算安全半 径时对每个像素点采用螺旋搜索法搜索的范围也可能 变得更大。



Fig. 12 The locations of the three landing sites

值得注意的是,不同因素会对着陆点的选择产生 相应的影响,地形上最为安全的着陆点不一定能带来 最好的着陆效果。通过调整权重,着陆点选取过程中 对地形安全性和燃耗的侧重程度会发生改变,最终选 取出来的着陆点也会有所不同,其中地形的差异可在 地图上直观看出,而燃耗的差异则需要通过下降轨迹 的弯曲程度来体现。在本节的仿真中均考虑的是等权 的情况($\tau_1=0.5$, $\tau_2=0.5$),今后还将结合目标天体特 点,针对不等权的情况开展进一步的研究。同时,考 虑的范围越大,选择出来的着陆点越好,但这一范围 受目标天体和任务约束限制不能盲目扩大,应结合实 际情况进行调整。此外,本文所提出的行星安全着陆 点综合评估方法还可结合工程实际,针对具体涉及到 的每部分因素及其具体形式进行进一步的拓展,以满 足任务需求。

4 结束语

未来行星探测任务要求探测器在着陆前能够综合 考虑多种影响着陆任务成败的因素,结合探测目标特 点与任务需求,对一定范围内的着陆区进行评估,并 通过对结果的选择,得到适宜着陆的区域。本文在分 析讨论影响安全着陆的地形安全性以及燃耗情况的前 提下,提出了一种行星安全着陆点在线选取方法,并 结合实际情况给出了快速选取和遍历选取两种策略, 以实现不同任务在线选取安全着陆点的目的。Matlab 仿真结果表明该方法能够使探测器在避开障碍的同 时,以较小的燃耗着陆在行星表面,从而提高探测任 务的安全性与可靠性,为未来行星着陆任务提供参 考。

参考文献

- Wolf A A, Acikmese B, Cheng Y, et al. Toward improved landing precision on Mars[C]// IEEE Aerospace Conference. [S.I.]: IEEE, 2011: 1-8.
- [2] 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 & Dynamics, 2002, 25 (6) : 1091-1099.
- [3] Huertas A, Johnson A E, Werner R A, et al. Performance evaluation of hazard detection and avoidance algorithms for safe Lunar landings[C]// IEEE Aerospace Conference. [S.1.]: IEEE, 2010: 1-20.
- [4] Wong E C, Singh G, Masciarelli J P. Autonomous guidance and control design for hazard avoidance and safe landing on Mars[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2006, 43 (2) : 378-384.
- [5] Prakash R, Burkhart P D, Chen A, et al. Mars science laboratory entry, descent, and landing system overview[C]// Aerospace Conference. IEEE. [S.I.]: IEEE, 2008: 1-18.
- [6] Steinfeldt B A, Grant M J, Matz D A, et al. Guidance, navigation, and control system performance trades for Mars pinpoint landing[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2010, 47 (1) : 188-198.
- [7] 董捷,王闯,赵洋.基于工程约束的火星着陆区选择 [J]. 深空探测
 学报,2016,3 (2): 134-139.

Dong J, Wang C, Zhao Y. Selection of the martian landing site based on the engineering constraints [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3 (2) : 134-139.

- [8] Grant J A, Golombek M P, Grotzinger J P, et al. The science process for selecting the landing site for the 2011 Mars Science Laboratory[J]. Planetary & Space Science, 2011, 59 (11) : 1114-1127.
- [9] 吴伟仁,于登云."嫦娥3号"月球软着陆工程中的关键技术[J]. 深空 探测学报,2014,1(2):105-109.
 Wu W R, Yu D Y. Key technologies in the Chang'e-3 soft-landing project [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2014,1(2):105-109.
- [10] 郭延宁,马广富,曾添一,等.基于燃料最优解的火星精确着陆制导策略研究[J].深空探测学报,2015,2(1):61-68.
 Guo Y N, Ma G F, Zeng T Y, et al. Mars precision landing guidance strategy based on fuel optimal solutions [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015,2(1):61-68.
- [11] Cheng Y, Goguen J, Johnson A, et al. The Mars exploration rovers descent image motion estimation system[J]. Intelligent Systems IEEE, 2004, 19 (3): 13-21.

作者简介: **崔平远**(1961-),男,教授,博士生导师,主要研究方向:飞行 器自主导航与控制、深空探测器自主技术与轨道设计。 通信地址:北京市海淀区中关村南大街5号,北京理工大学字航学 院(100081) 电话:(010)68918611 E-mail:cuipy@bit.edu.cn **葛丹桐**(1992-),女,博士生,主要研究方向:行星探测制导与 控制、安全着陆与障碍规避。 通信地址:北京市海淀区中关村南大街5号,北京理工大学字航学 院(100081) 电话:(010)68918910 E-mail:gedt@bit.edu.cn

An Integrated Evaluation of Planetary Safe Landing Site

CUI Pingyuan^{1, 2}, GE Dantong^{1, 2}

 Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China;
 Institute of Deep Space Exploration, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: With the development of precise landing technology, the terrain condition of the area that the vehicle can reach will be more and more complex. To ensure landing safety, the vehicle needs to assess the landing area topography in the field of view based on the sensor information and picks out a place suitable for landing. In order to solve this problem, the paper proposes a planetary landing site selection method and designs a referential selection index. The safe landing site is chosen according to the evaluation result of terrain condition and fuel consumption. MATLAB simulation proves the effectiveness of the method in both rapid selection process and traversal selection process, which improves mission success probability and landing safety.

Key words: planetary topography; fuel consumption; landing site selection; safe landing; evaluation method

[责任编辑: 高莎]