

火星软着陆能量最优制导律转移能力分析

秦同, 朱圣英, 崔平远

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要:着陆器在动力下降段的转移能力是影响定点软着陆的重要因素。文章从转移能力的角度出发,研究火星软着陆动力下降段能量最优制导律,分析燃料质量系数、时间权重以及不同初始高度和速度对转移能力的影响。由于能量最优制导律不能保证满足路径约束,因此对于确定的着陆器初始状态,着陆器转移能力不仅与燃料质量系数有关,还受到制导律本身的制约。当转移距离超过一定的界限时,尽管燃料充足,着陆轨迹会进入地表以下,造成任务失败。时间权重是能量最优制导律的关键参数,既影响能耗,也影响着陆轨迹的形状。实际工程任务中,为实现燃料的充分利用,需根据着陆器状态调整制导律中的时间权重。本文给出了最优时间权重的确定方法,实现了一定燃料质量系数下的最大转移能力。

关键词: 动力下降段; 能量最优制导律; 转移能力; 最优时间权重

中图分类号: V44 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-7777(2015)03-0218-06

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2015.03.005

0 引言

动力下降段制导律是实现火星精确软着陆的关键,着陆器抛伞后,需根据某一制导律减速,同时飞往目标着陆点。目前,主要将动力下降段制导律分为重力转弯制导、标称轨迹制导和闭环显式制导三类。重力转弯制导的基本思想是通过着陆器的姿控系统使得发动机的推力方向与着陆器的速度方向保持反向,实施制动减速,实现垂直软着陆^[1-2]。该方法简单易行,对控制系统要求低,工程应用价值大。但重力转弯不能保证能耗最优,也无法实现定点着陆。标称轨迹制导是指预先设计一条标称轨迹,然后将着陆器的位置和速度与标称轨迹进行对比,综合制导控制使着陆器跟踪标称轨迹^[3-4]。若设计一条燃料最优标称轨迹,该制导方法理论上可实现能耗最优。但实际任务中由于存在扰动、噪声及初始偏差,着陆器不一定能完全跟踪标称轨迹,因此难以实现最优。显式制导方法是根据着陆器的运动状态,按照泛函的显函表达式实时计算控制量的制导方法^[5-6]。该方法对噪声和干扰的鲁棒性较强,但对GNC计算机的速度和容量要求较高。

“好奇号”之前的火星着陆任务在动力下降段以减速为主要目的,因此均采用重力转弯制导律,导

致较大的着陆误差^[5]。“好奇号”在动力下降段采用了多项式标称轨迹制导律,将着陆器的加速度设为时间的二次函数,得到一条标称轨迹,再通过一定的跟踪控制律去跟踪标称轨迹^[7]。多项式制导律可实现定点软着陆,但仍未考虑能耗性能。凸规划制导是动力下降段制导律的代表性成果之一^[4],该制导律以能耗为性能指标,并综合考虑了终端状态、控制力幅值等约束,虽然将非凸约束凸化后大大提高了优化效率,但其本质仍为标称轨迹制导。D'Souza提出了动力下降段经典的能量最优制导律。该制导律将加速度平方和的积分加上时间权重作为性能指标,根据变分法推导出了控制量的显式表示式。但由于制导律设计过程中没有考虑过程状态约束,在采用该制导律时,着陆器高度可能小于零,意味着着陆器在到达目标着陆点前会与火星表面相撞。能量最优制导律的这一特点大大限制了着陆器的水平转移能力。若目标点距离抛伞点水平距离较远,即使着陆器携带足够的燃料,也不一定能够安全达到着陆点。

本文从转移能力的角度对能量最优制导律作了分析。首先分析了燃料质量系数(propellant mass fraction, PMF)、着陆器初始状态及时间权重对转移能力的影响。增大时间权重可以使着陆轨迹变得

更加平直,以此方式可以避免着陆器与火星表面相撞,提高着陆的安全性。然而增大时间权重会影响制导律的燃耗性能,过大的时间权重使得燃耗性能降低,限制了一定燃料质量系数下的转移能力。综合两方面因素,本文给出了最优权重系数的确定方法,实现了燃耗的充分利用,可获得一定燃料质量系数下的最大转移能力。

1 能量最优制导律

考虑动力下降段速度较小,可忽略气动力,只考虑重力和发动机推力的作用,简化的动力学模型可由式(1)和式(2)表示

$$\dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{a} + \mathbf{g} \quad (2)$$

其中: \mathbf{a} 为控制加速度; \mathbf{g} 为火星当地重力加速度,此处假定 \mathbf{g} 为常矢量。

动力下降段理想的制导律应具备燃料最优的特点,而且计算量要小,可在星载计算机上应用。然而,根据文献[7],燃料最优的制导律通常得不到解析解,需要离线优化,计算量大,不适用于在线实时制导。考虑如下性能指标

$$J = \Gamma t_f + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} \mathbf{a}^T \mathbf{a} dt \quad (3)$$

其中: \mathbf{a} 为发动机推力产生的控制加速度; t_f 为着陆所需时间; Γ 为时间权重,同时受到动力学方程及如下状态约束

$$\mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0, \mathbf{r}(t_f) = \mathbf{r}_f, \mathbf{v}(t_0) = \mathbf{v}_0, \mathbf{v}(t_f) = \mathbf{v}_f \quad (4)$$

根据变分法,可以得到控制加速度表达式如式(5)所示

$$\mathbf{a} = -\frac{4\mathbf{v} - \mathbf{v}_f}{t_{go}} - \frac{6\mathbf{r} - \mathbf{r}_f}{t_{go}^2} - \mathbf{g} \quad (5)$$

式中 $t_{go} = t_f - t$,称为剩余时间。对于火星定点软着陆,着陆器在着陆坐标系下的终端位置和速度都为零,因此火星软着陆的能量最优制导律为

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

由式(6)可知,控制加速度是着陆器当前状态和剩余时间的函数。剩余时间为如下方程的正实根

$$(\Gamma + \frac{\mathbf{g}^2}{2})t_{go}^4 - (2\mathbf{v}^T \mathbf{v})t_{go}^2 - (12\mathbf{v}^T \mathbf{r})t_{go} - 18\mathbf{r}^T \mathbf{r} = 0 \quad (7)$$

根据着陆器当前状态求得剩余时间,代入式(6),便得到了控制加速度的显式表达式。

能量最优制导律具有解析解,且燃耗性能与燃

料最优制导律接近,可用作在线闭环实时制导^[8]。然而在设计该制导律时未考虑过程状态约束,即未限制着陆器的高度大于零。当着陆器距离目标着陆点的水平距离较大时,根据能量最优制导律飞出的轨迹会到火星表面以下,不能满足工程需求。能量最优制导律这一特点限制了着陆器的转移能力。本文将通过选取最优时间权重,实现燃耗的充分利用,获得最大转移能力。

2 着陆器转移能力分析

抛伞后,着陆器能够转移的最大水平距离为着陆器的转移能力,是着陆制导律的关键性能参数。若转移能力较小,着陆器则有可能无法到达目标着陆点。本节首先分析了 $\Gamma=0$ 时着陆器转移能力与燃料质量系数的关系;随后,根据转移着陆制导律存在的缺陷,分析了转移能力与高度和竖直速度的关系。

2.1 燃料质量系数对转移能力的影响

在动力下降段的初始时刻,着陆器具有一定的水平速度,沿此速度方向的转移能力必然大于逆此速度方向的转移能力,在分析燃耗质量系数对转移能力影响时,忽略水平速度的影响,即假设着陆器速度竖直向下。制导律中的时间权重取为0,其余参数参考火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL)动力下降段数据^[9],如表1所示。

表1 MSL动力下降段着陆器参数

Table 1 Lander parameters of the MSL powered descent phase

参数	数值
高度/m	1 620
初始速度/(m·s ⁻¹)	125
初始质量/kg	1 729
比冲/s	200

转移能力随燃料质量系数的变化如图1所示。显然,燃料质量系数越大,着陆器的转移能力越大。以MSL为例,其总共携带了380 kg的燃料,且绝大部分用于动力下降段,因此燃料质量系数约为0.21。不考虑其他限制,着陆器的转移能力为3.75 km。实际上,着陆器的转移能力并不一定能达到3.75 km,因为转移能力还与着陆器初始高度和速度相关,而着陆器的高度和速度具有较大的不确定性,在2.2节中会对此作进一步的分析。此外,需注意,在燃料质量系数相同的前提下,着陆器初始

总质量和燃料质量并不影响转移能力。图 2 给出了初始质量为 550 kg“凤凰号”着陆器的质量时,着陆器的转移能力。与图 1 对比可以看出,相同燃料质量系数下,着陆器的转移能力相同。

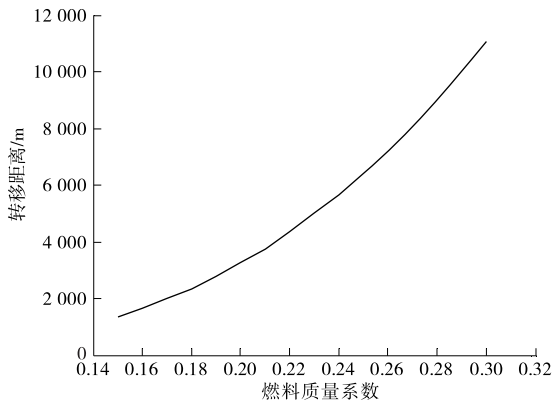


图 1 $m_0=1729$ kg 时转移能力与燃料质量系数的关系

Fig. 1 The divert capability change with respect to PMF when $m_0=1729$ kg

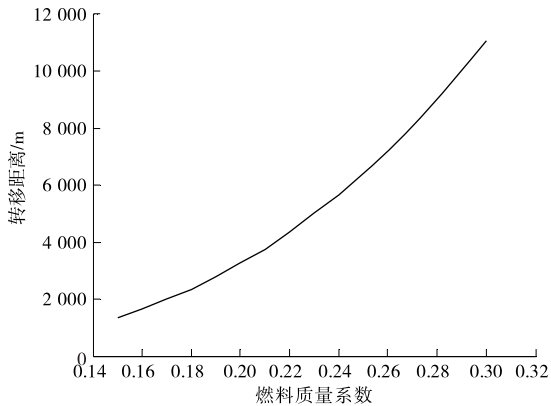


图 2 $m_0=550$ kg 时转移能力与燃料质量系数的关系

Fig. 2 The divert capability change with respect PMF when $m_0=550$ kg

2.2 初始高度和速度对转移能力的影响

着陆器转移能力除与燃料质量系数相关外,还受着陆器初始高度和速度的影响。取 $\Gamma=0$,图 3 给出了燃料质量系数为 0.2 时,不同高度和速度下对应的转移能力。从图 3 可以看出,在相同的初始高度下,初始速度越大,着陆器转移能力越小。当初始速度相同时,初始高度增大,转移能力也会略微增加。实际任务中,由于着陆器的状态在抛伞后就有较大的不确定性,从安全性角度出发,应根据着陆器可能出现的最小高度和最大速度评估其转移能力。

在计算图 3 中所示的转移能力时,只考虑了燃料质量系数的限制,即认为只要着陆所需的燃料小于总燃料,着陆器就能实现安全着陆。实际上,由于

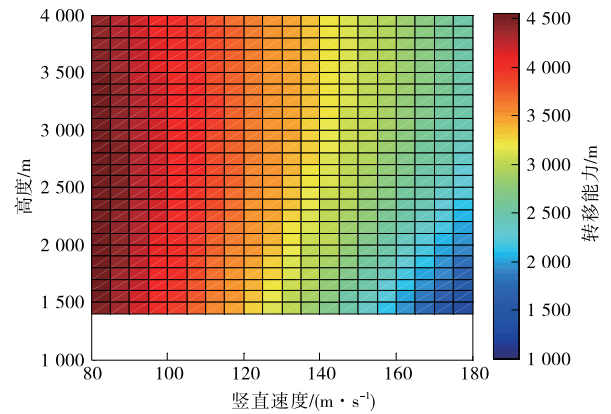


图 3 PMF=0.2 时转移能力与初始高度及速度的关系

Fig. 3 The divert capability change with respect to initial height and velocity when PMF=0.2

制导律未考虑状态约束,当目标点距离抛伞点的水平距离较大时,着陆轨迹会进入地表以下,这意味着着陆过程中,着陆器将与地面发生碰撞,无法实现安全着陆,如图 4 所示。

图 4 中,4 条着陆轨迹的初始高度均为 1 620 m,速度为 125 m/s,根据图 3 的结果,当 PMF=0.2 时,此初始条件下着陆器的转移能力约为 3 300 m。但由图 4 可以看出,当转移距离为 1 500 m 和 2 000 m 时,着陆轨迹均有一部分位于地表之下,在实际任务中显然不允许出现此类情况。因此受制导律本身的限制,即便着陆器的燃料质量系数为 0.2 或者更大,其转移能力也无法突破制导律所限制的最大距离。根据文献[10],着陆轨迹始终位于地表之上的条件为

$$t_f < -3 \frac{z_0}{\omega_0} \quad (8)$$

当初始高度和竖直速度一定时,着陆时间随着水平距离的增大而增大,定义 $t_f = -3 \frac{z_0}{\omega_0}$ 时,着陆器距目标点的水平距离为极限转移距离。若转移距离超出了极限转移距离,着陆器将与火星表面发生碰撞。图 5 给出了着陆器燃料质量系数为 0.2 时,不同初始高度和速度下,着陆器的极限转移距离(此时极限转移距离与转移能力相等),以及着陆器实现极限距离转移所需的能耗。

图 5 和图 6 中,左上方空白区域表示转移极限距离所需燃料质量系数大于 0.2;右下方区域表示着陆所需燃料质量系数小于 0.2;交界线则表示着陆所需燃料质量系数等于 0.2。可以看出,在右下方区域内,即使着陆器携带了足够的燃料(PMF=

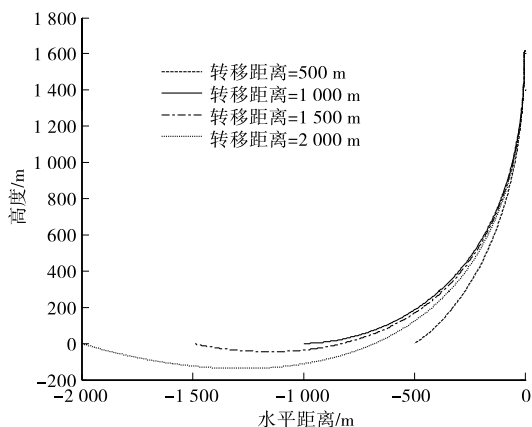


图 4 不同转移距离的着陆轨迹

Fig. 4 The landing trajectories with various divert distance

图 3 中的转移能力。图 6 中, $PMF = 0.2$ 的区域只有边界处, 而边界上的极限转移距离与图 3 中同一状态对应的转移能力相等。因此只有当着陆器具有边界线上对应的初始状态时, 才能既充分利用其携带的燃料, 又不受制导律的限制, 获得最大的转移能力。

3 最优时间权重

为了在动力下降段充分利用着陆器的燃料, 获得最大转移能力, 需要调整制导律中的时间权重 Γ 。 Γ 增大, 意味着性能指标中着陆时间的权重变大, 最优着陆时间会减小。图 7 给出了不同时间权重下的着陆轨迹。

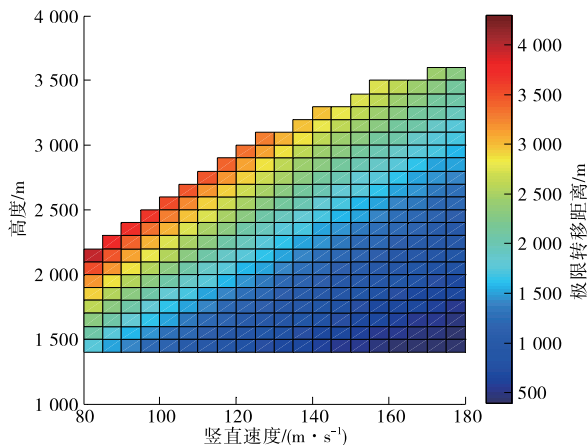


图 5 不同初始高度和速度下的极限转移能力

Fig. 5 The divert capability with various initial height and velocity

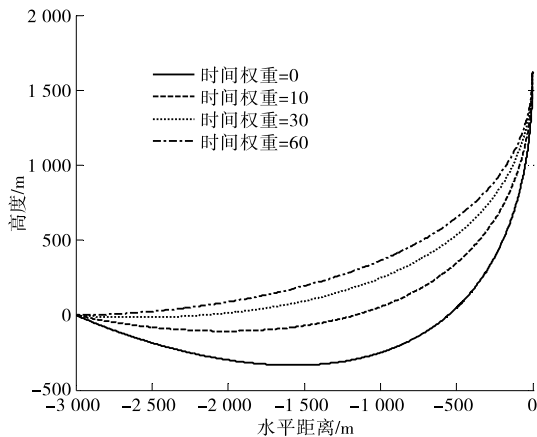


图 7 时间权重对着陆轨迹的影响

Fig. 7 The influence of the time weight on landing trajectory

从图 7 中可以看出, 时间权重增大后, 着陆轨迹变得更平缓, 当 $\Gamma = 60$ 时, 着陆轨迹始终位于地表之上, 满足了安全着陆的要求。因此, 增加时间权重 Γ 可以增大极限转移距离。然而, Γ 增大又必然会影响到制导律的燃料性能, 当 Γ 增大到一定程度时, 着陆器实现极限距离转移所需的燃料恰好等于其携带的燃料, 此时, Γ 达到最优值, 着陆器的转移能力达到最大值, 并等于其极限转移距离。假定目标点位于坐标原点, 最优时间权重问题归结如下: 性能指标

$$D = \sqrt{\Delta x_0^2 + \Delta y_0^2} \rightarrow \max \quad (9)$$

动力下降段控制指令由能量最优制导律生成, 着陆器运动受动力学约束, 转移着陆所需的燃料质量系数需小于动力下降初始时刻的燃料质量系数。此外, 为确保着陆轨迹位于地表之上, 需对着陆时间做出约束。综上, 该优化问题除受式 (1)、(2)、(4)、

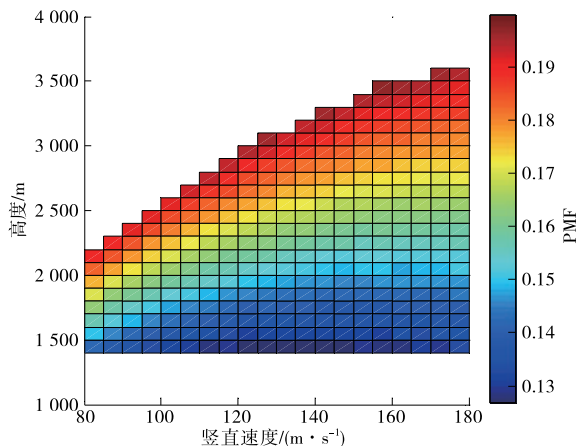


图 6 极限距离转移所需燃料质量系数

Fig. 6 The required PMF to achieve the limited divert distance

0. 2), 由于受制导律的限制, 着陆器也无法将其充分利用, 因此转移能力受到限制。与图 3 相比也可发现, 在此区域内, 图 5 中的极限转移距离均小于

(6)、(7)约束外,还受到如下的约束

$$PMF_r \leq P_0, t_f \leq -3 \frac{z_0}{\omega_0} \quad (10)$$

其中: PMF_r 为着陆所需要的燃料质量系数; P_0 为着陆器初始时刻的燃料质量系数; 优化参数为 Γ , 着陆器的初始状态均为已知。选取 $P_0 = 0.2$, 不同初始状态下的最优时间权重及着陆器的转移能力如图 8 和图 9 所示。

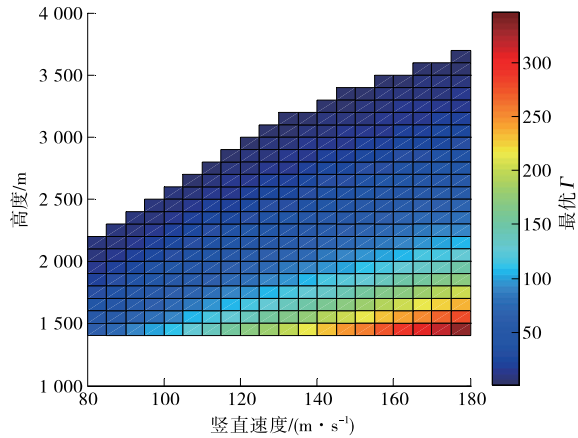


图 8 不同初始状态下的最优时间权重

Fig. 8 The optimal time weight under various initial conditions

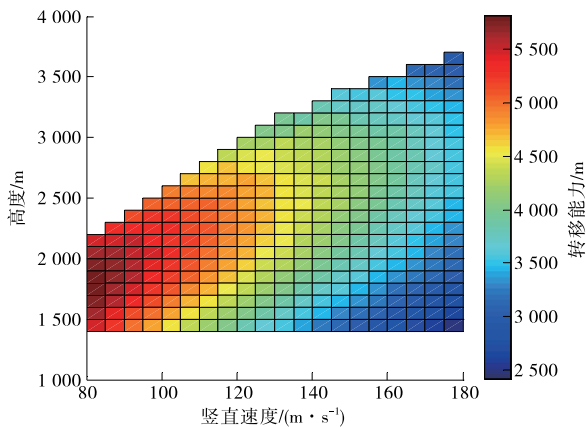


图 9 Γ 取最优值时不同状态下的转移能力

Fig. 9 The divert capability under various initial conditions with the optimal time weight

图中左上方空白区域表示着陆器实现极限距离转移所需的燃料质量系数大于 0.2, 此时, 着陆器的转移能力要小于极限转移距离。 Γ 取最优值时, 转移能力随初始速度的增大而减小。对于同一初始速度, 相比 $\Gamma = 0$ 时(如图 5 所示), 着陆器在高度较低的区域, 其转移能力大大提高, 但在高度较大的区域, 由于时间权重较小, 着陆器的转移能力并没有大幅度的提升, 与图 5 显示的结果相近。因此, 选取最

优时间权重对抛伞点高度较低的着陆器具有重要意义。当着陆器的初始状态位于左上方空白区域时, 其转移能力要小于极限转移距离, 燃料质量系数是限制转移能力的主要因素。此时时间权重可取为零, 可通过图 3 确定着陆器转移能力。需注意的是, 尽管着陆器在低海拔区域的转移能力大大提高, 但在海拔最低处, 其转移能力依然最小。

4 结 论

本文研究了能量最优制导律的转移能力。转移能力与燃料质量系数、初始高度和竖直速度以及时间权重有关。当时间权重固定时, 受制导律本身的限制, 对于一定的初始高度和速度, 存在一个极限转移距离, 且初始高度越大, 极限转移距离越大, 初始速度越大, 极限转移距离越小。极限转移距离的存在使得着陆器在绝大多数情况下不能充分利用其携带的燃料, 限制了转移能力。本文通过对时间权重的优化选取, 避免了制导律对转移能力的限制, 使得着陆器在不同的初始条件下都能实现燃料的充分利用, 获得最大转移距离。

参 考 文 献

- [1] Citron S J, Dunn S E, Meissinger H F. A terminal guidance technique for lunar landing [J]. AIAA Journal, 1964, 24 (11): 503-509.
- [2] McInnes C R. Nonlinear transformation methods for gravity-turn descent [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(1): 247-248.
- [3] Shen H J, Seywald H, Powell R W. Desensitizing the minimum-fuel powered descent for mars pinpoint landing [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33: 108-115.
- [4] Acikmese B, Ploen S R. Convex programming approach to powered descent guidance for mars landing [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30: 1353-1366.
- [5] D'Souza C. An optimal guidance law for planetary landing [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. USA: AIAA, 1997: 97-3709.
- [6] Azimov D. Enhanced Apollo-Class Real-Time targeting and guidance for powered descent and precision landing [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Boston, AIAA, 2013: 1-24.
- [7] Polen S R, Acikmese B, Wolf, A. A comparison of powered descent laws for mars pinpoint landing [C]// Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Colorado: AIAA, 2006: 1-16.
- [8] Steinfeldt B A, Braun R D. Guidance, navigation, and

- control technology system trades for mars pinpoint landing [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1): 188-198.
- [9] Prakash R, Burkhart P D, Chen A, et al. Mars science laboratory entry, descent, and landing system overview[C] // Proceedings of Aerospace Conference. Big Sky, Montana: IEEE, 2008:1-18.
- [10] Guo Y, Hawkins M, Wie B. Waypoint-optimized zero-effort-miss/zero-effort velocity feedback guidance for mars landing [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3):799-809.
- 作者简介:
秦同(1989—),男,博士研究生,主要研究方向:火星精确软着陆自主导航与制导技术。
通信地址:北京理工大学宇航学院 22 信箱(100081)
电话:(010)68918910
E-mail:phd.qintong@gmail.com

Divert Capability Analysis of the Energy Optimal Guidance Law for Mars Soft Landing

QIN Tong, ZHU Shengying, CUI Pingyuan

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: This paper investigates the optimal energy guidance law in Mars soft landing descent phase and analyzes the influence of the propellant mass coefficient, time weight and various initial conditions on divert capability. For certain initial states, the divert capability has something to do with not only the fuel but also the nature of the guidance law. In a real engineering mission, to make the best use of fuel, the time weight should be adjusted according to the Mars lander states. The optimal time weight is determined and the divert capability is maximized with a certain propellant mass coefficient.

Key words: dynamic descent phase; energy optimal guidance law; divert capability; optimal time weight

[责任编辑:杨晓燕]