

月球探测器软着陆精确建模及最优轨道设计

周净扬, 周 获

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对探测器月面软着陆问题, 在考虑月球自转的基础上建立了月球探测器在三维空间飞行的精确动力学模型。以燃耗最优为指标, 利用 Pontryagin 极大值原理, 得到了发动机推力开关曲线和推力方向角的最优控制律。综合考虑落点位置和速度约束求解两点边值问题, 得到了探测器软着陆的最优轨线。仿真研究表明本文建立的精确动力学模型相对于不考虑月球自转的动力学模型可以有效提高探测器落点位置精度。

关键词: 月球探测器; 软着陆; 精确建模; 最优轨线

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 1009-1328(2007)06-1462-05

0 引言

月球是距离地球最近的天体, 对月球资源和环境进行科学研究和考察, 是人类走出地球, 探索未知世界所必需经历的重要步骤。从 1959 年至今, 美国、前苏联和日本三个国家已成功地对月球的探测。随着航天科技的不断发展, 我国的月球探测计划“嫦娥工程”也已经顺利展开^[1,2]。

由于月球没有大气, 探测器着陆时无法利用大气制动, 只能利用制动发动机来减速, 在很大程度上限制了探测器所能携带有效载荷的质量。探测器在月面着陆可以分为硬着陆和软着陆。硬着陆对月速度不受限制, 探测器撞上月球后设备将损坏, 只能在接近月球的过程中传回月面信息; 软着陆对月速度比较小, 探测器着陆后可继续在月面进行考察, 因此相比于硬着陆, 软着陆更具有实用意义。目前已发表的文献中探测器的动力学模型大多都是采用二维模型, 即假设月球探测器在一个固定的铅锤面内运动, 没有考虑侧向运动, 而且所采用的模型都是在忽略月球自转的基础上得到的^[3-8]。但由于发动机安装偏差、姿控系统误差和月球自转等因素的存在, 探测器难以保证始终在固定的铅锤面内运动。文献[9]虽然考虑了探测器在三维空间的运动, 但所用模型经过了较高度度的简化, 将月球引力场假设为平行定常引力场, 并且没有考虑月球自转对系统的影响。

对于两点边值问题, 除了某些特殊系统外, 通常难以求得最优控制规律的解析表达式。因此, 必须

借助数值计算方法, 利用计算机反复迭代计算, 直到获得满意的结果。目前求解两点边值问题有很多方法可以利用, 例如共轭函数法、补足函数法、扫描法、遗传算法^{[8][10]}等。扫描法又称边值打靶法, 是一种试探性的方法, 因其简单、易于编程, 所以应用比较广泛。本文利用扫描法解两点边值问题。

软着陆的最优终端状态是探测器到达月面时对月速度为零, 同时为了提高制导精度, 在最优终端状态的计算中应该引入着陆点位置约束。本文针对月面软着陆问题, 在考虑月球自转的基础上, 建立了月球探测器在三维空间飞行的精确数学模型, 考虑实际工程问题, 制动发动机采用开关控制的定常推力液体火箭发动机。基于燃耗最优原则, 利用极大值原理求取推力开关曲线和推力方向的最优控制律, 并且在最优轨线计算过程中引入探测器落点位置约束。

1 软着陆动力学模型

探测器从环月轨道开始软着陆时, 可以首先进行霍曼变轨, 进入一条远月点高度约为 110km, 近月点高度约为 15km 的椭圆轨道; 当到达近月点时, 制动发动机点火, 探测器进入动力下降段; 距月面大约 2km 时, 水平速度减为 0, 调整姿态后, 探测器垂直降落至月面。为了简化, 本文研究从近月点至月面的制动方案。

如图 1 所示, 设 $oxyz$ 为原点在月心的惯性坐标系, 参考平面是月球赤道面, ox 轴指向月球赤道相对于白道的升交点, oy 轴指向月球自转方向, oz 轴

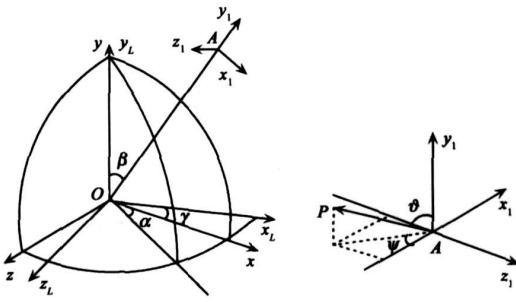


图1 坐标系示意图

Fig. 1 Coordinate systems

按右手坐标系确定。 $ox_Ly_Lz_L$ 为月固坐标系, 参考平面是月球赤道面, ox_L 沿月球赤道面与起始子午面的交线方向, oy_L 沿月球自转轴方向, 该坐标系是右手坐标系。 $Ax_1y_1z_1$ 为原点在探测器的轨道坐标系, Ay_1 指向从月心到着陆器的延伸线方向, Ax_1 垂直 Ay_1 指向运动方向, Az_1 按右手坐标系确定。制动发动机推力 P 的方向与探测器纵轴重合, ϑ 为 P 与 Ay_1 轴正向所成夹角, ψ 为 P 在 x_1Az_1 平面上的投影与 Ax_1 轴负向所成夹角。 β 为 Ay_1 与 oy 所成夹角, α 为 Ax_1 在 xoz 平面上的投影与 ox 轴正向所成夹角。 γ 为月固坐标系相对于惯性坐标系的转角。不失一般性, 假设在软着陆起始时刻, 月球惯性坐标系与月固坐标系重合。

因此, 轨道坐标系到惯性坐标系的转换矩阵可表示为

$$T_1 = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \\ -\cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

惯性坐标系到月固坐标系的转换矩阵可表示为

$$T_2 = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据牛顿第二定律, 可以得到探测器在惯性坐标系中的运动方程为

$$\left[\frac{d\vec{V}_I}{dt} \right]_I = T_1 \cdot \begin{bmatrix} \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \cos \phi \\ \frac{QV_r}{m} \cos \vartheta \\ \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \sin \phi \end{bmatrix} + \frac{\vec{G}_I}{m} \quad (3)$$

其中 \vec{V}_I 为惯性坐标系中探测器的速度矢量, Q 为

探测器发动机的秒耗量, V_r 为它的比冲, m 为探测器质量, \vec{G}_I 为惯性坐标系中月心引力矢量。

定义 \vec{R} 为探测器位置矢量, \vec{V}_L 为探测器在月固坐标系中的速度矢量, ω 为月固坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度。由科氏定律可得

$$\vec{V}_I = \vec{V}_L + \omega \times \vec{R} \quad (4)$$

对式(4)进行求导, 可以得到探测器相对于惯性空间的加速度为

$$\left[\frac{d\vec{V}_I}{dt} \right]_I = \left[\frac{d\vec{V}_L}{dt} \right]_L + \omega \times \left[\frac{d\vec{R}}{dt} \right]_I + \left[\frac{d\omega}{dt} \right]_I \times \vec{R} \quad (5)$$

根据科氏定律有

$$\left[\frac{d\vec{V}_L}{dt} \right]_I = \left[\frac{d\vec{V}_L}{dt} \right]_L + \omega \times \vec{V}_L \quad (6)$$

$$\left[\frac{d\vec{R}}{dt} \right]_I = \vec{V}_L + \omega \times \vec{R} \quad (7)$$

由于月球自转角速度为常值, 所以

$$\left[\frac{d\omega}{dt} \right]_I = 0 \quad (8)$$

将式(6)、(7)和(8)代入式(5) 整理后可得

$$\left[\frac{d\vec{V}_L}{dt} \right]_L = \left[\frac{d\vec{V}_I}{dt} \right]_I - 2\omega \times \vec{V}_L - \omega \times (\omega \times \vec{R}) \quad (9)$$

因此, 探测器在月固坐标系中的运动方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_L \\ \ddot{y}_L \\ \ddot{z}_L \end{bmatrix} = T_2 \cdot T_1 \cdot \begin{bmatrix} \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \cos \phi \\ \frac{QV_r}{m} \cos \vartheta \\ \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \sin \phi \end{bmatrix} + \frac{\vec{G}_{IL}}{m} - 2\omega \times \vec{V}_L - \omega \times (\omega \times \vec{R}) \quad (10)$$

其中 \ddot{x}_L 、 \ddot{y}_L 和 \ddot{z}_L 为探测器在月固坐标系中的相对加速度在月固坐标系各坐标轴上的投影, \vec{G}_{IL} 代表 \vec{G}_I 向月固坐标系中投影。月球重力加速度 \vec{g} 由月心引力加速度与离心加速度组成, 其在月固坐标系中的投影形式记作

$$\vec{g}_L = \frac{\vec{G}_{IL}}{m} - \omega \times (\omega \times \vec{R}) \quad (11)$$

由式(11), 式(10)可以写作

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{xL} \\ \dot{V}_{yL} \\ \dot{V}_{zL} \end{bmatrix} = \vec{T}_2 \cdot \vec{T}_1 \cdot \begin{bmatrix} \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \cos \phi \\ \frac{QV_r}{m} \cos \vartheta \\ \frac{QV_r}{m} \sin \vartheta \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \vec{g}_L - 2\vec{\omega} \times \vec{V}_L \end{bmatrix} \quad (12)$$

2 燃耗最优控制律设计

燃耗最优即软着陆结束后, 探测器剩余质量最大。设 t_f 为软着陆结束时刻, 应用 Pontryagin 极大值原理, 取终端性能指标为

$$J = m(t_f) \quad (13)$$

取系统状态变量为

$$\mathbf{x} = [V_{xL} \ V_{yL} \ V_{zL} \ x_L \ y_L \ z_L \ m]^T$$

x_L 、 y_L 和 z_L 为探测器在月固坐标系中的坐标。则系统状态方程可表示如下

$$\begin{cases} \dot{V}_{xL} = B \frac{QV_r}{m} + g_{xL} - 2\omega_L V_{zL} \\ \dot{V}_{yL} = C \frac{QV_r}{m} + g_{yL} \\ \dot{V}_{zL} = D \frac{QV_r}{m} + g_{zL} + 2\omega_L V_{xL} \\ \dot{x}_L = V_{xL} \\ \dot{y}_L = V_{yL} \\ \dot{z}_L = V_{zL} \\ \dot{m} = -Q \end{cases} \quad (14)$$

其中 g_{xL} 、 g_{yL} 和 g_{zL} 为 g_L 的三个分量, ω_L 为月球自转角速度,

$$B = (\cos \alpha \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma) \sin \vartheta \cos \phi - (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) \sin \vartheta \sin \phi + \sin \beta \cos \gamma \cos \vartheta$$

$$C = -\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta \cos \phi + \cos \beta \cos \vartheta + \sin \alpha \sin \beta \sin \vartheta \sin \phi$$

$$D = (\cos \alpha \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \gamma) \sin \vartheta \cos \phi - (\sin \alpha \cos \beta \sin \gamma - \cos \alpha \cos \gamma) \sin \vartheta \sin \phi + \sin \beta \sin \gamma \cos \vartheta$$

令 $\mathbf{f} = (f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4 \ f_5 \ f_6 \ f_7)^T$

式(14)可以表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}$$

取共轭变量为

$$\boldsymbol{\lambda} = (\lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3 \ \lambda_4 \ \lambda_5 \ \lambda_6 \ \lambda_7)^T$$

构造哈密顿函数

$$\begin{aligned} H &= \boldsymbol{\lambda}^T \cdot \mathbf{f} \\ &= \lambda_1 f_1 + \lambda_2 f_2 + \lambda_3 f_3 + \lambda_4 f_4 + \\ &\quad \lambda_5 f_5 + \lambda_6 f_6 + \lambda_7 f_7 \\ &= H_1(Q, \vartheta, \phi) + H_2 \end{aligned} \quad (15)$$

其中 Q 、 ϑ 和 ϕ 是控制变量, 燃耗最优就是要找出一组容许的控制, 使探测器着陆时剩余质量最大。根据极大值原理, 使 H 最大就是使 H_1 最大。由 H_1 的表达式可以取开关函数为

$$S(t) = \lambda_1 B \frac{V_r}{m} + \lambda_2 C \frac{V_r}{m} + \lambda_3 D \frac{V_r}{m} - \lambda_7 \quad (16)$$

设 ϑ 和 ϕ 取值范围不受限, 可得极值条件

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial H}{\partial \vartheta} & \frac{\partial H}{\partial \phi} \end{bmatrix}^T = 0 \quad (17)$$

因此, 由式(16)和(17)得到最优控制律为

$$\begin{cases} Q_{opt} = \begin{cases} Q_{max}, & S(t) > 0 \\ 0, & S(t) < 0 \end{cases} \\ \vartheta_{opt} = \arctan \frac{E}{\lambda_1 \sin \beta \cos \gamma + \lambda_2 \cos \beta + \lambda_3 \sin \beta \sin \gamma} \\ \phi_{opt} = \arctan \frac{F}{G} \end{cases} \quad (18)$$

其中

$$\begin{aligned} E &= \lambda_1 [(\cos \alpha \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma) \cos \phi - \\ &\quad (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) \sin \phi] - \\ &\quad \lambda_2 (\cos \alpha \sin \beta \cos \phi - \sin \alpha \sin \beta \sin \phi) + \\ &\quad \lambda_3 [(\cos \alpha \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \gamma) \cos \phi - \\ &\quad (\sin \alpha \cos \beta \sin \gamma - \cos \alpha \cos \gamma) \sin \phi] \end{aligned}$$

$$F = -\lambda_1 (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) + \lambda_2 \sin \alpha \sin \beta - \lambda_3 (\sin \alpha \cos \beta \sin \gamma - \cos \alpha \cos \gamma)$$

$$G = \lambda_1 (\cos \alpha \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma) - \lambda_2 \cos \alpha \sin \beta + \lambda_3 (\cos \alpha \cos \beta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \gamma)$$

软着陆最优轨道的初始条件由动力下降的起始点确定, 定义 $t_0 = 0$ 为动力下降起始时刻。终端条件是探测器软着陆至月面, 终端时刻 t_f 自由。初始条件和终端条件可表示如下

$$\mathbf{x}(t_0) = [V_{x0} \ V_{y0} \ V_{z0} \ x_{L0} \ y_{L0} \ z_{L0} \ m_0]^T \quad (19)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} V_{xL}(t_f) - 0 \\ V_{yL}(t_f) - 0 \\ V_{zL}(t_f) - 0 \\ x_L(t_f) - x_{Lr} \\ y_L(t_f) - y_{Lr} \\ z_L(t_f) - z_{Lr} \end{bmatrix} = 0 \quad (20)$$

其中, x_{Lr} 、 y_{Lr} 和 z_{Lr} 为预定着陆点在月固坐标系中的坐标。

共轭方程为

$$\lambda = - \frac{\partial H}{\partial x} \tag{21}$$

横截条件为

$$\lambda(t_f) = \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^T \cdot v \tag{22}$$

其中 v 为拉格朗日乘子。将最优控制律代入状态方程 (14) 和共轭方程 (21), 利用初始条件和终端条件对状态方程和共轭方程进行积分, 即可以得到软着陆最优轨道。此时, 最优轨道的计算就转化成为对两点边值问题的求解。

3 最优控制问题的数值解

选取软着陆时终端指标函数为

$$\Omega = k_1 |V_x(t_f)| + k_2 |V_{yL}(t_f)| + k_3 |V_x(t_f)| + k_4 |x_L(t_f) - x_{Lr}| + k_5 |y_L(t_f) - y_{Lr}| + k_6 |z_L(t_f) - z_{Lr}|$$

$k_i, i = 1, 2, \dots, 6$ 为加权系数。

利用 Matlab 编程, 以共轭变量 $\lambda, i = 1, 2, \dots, 6$ 为参数, 通过优化 λ , 极小化终端指标 Ω , 最终可以得到满足终端约束条件的一组共轭变量初值。

在实际应用中, 用求得的共轭变量初值和系统的状态变量初值, 对式 (14) 和 (21) 实时进行积分计算, 即可以实现软着陆最优制导。

4 仿真结果

设探测器初始质量 $m_0 = 600 \text{ kg}$; 采用开关控制的定常推力液体火箭发动机, 发动机推力 $P = 1500 \text{ N}$, 比冲 $V_r = 300 \times 9.8 \text{ m/s}$; 初始速度 $V_{xL0} = 1150 \text{ m/s}$, $V_{yL0} = -981.82 \text{ m/s}$, $V_{zL0} = 816 \text{ m/s}$; $R(t_0) = 1752.88 \text{ km}$; $\gamma(t_0) = 0^\circ$, $\alpha(t_0) = 36.2^\circ$, $\beta(t_0) = 35.4^\circ$; 登月点选择月面上的雨海, 位置为北纬 38.3° , 西经 35° 。为使结果更准确, 月球重力加速度根据高度实时计算。通过迭代解两点边值问题可以得到共轭变量的初值如表 1 所示。同时可以得到最优轨道的终端参数为

$$V_x(t_f) = 0 \text{ m/s}, \quad V_{yL}(t_f) = -0.2031 \text{ m/s},$$

$$V_x(t_f) = 0 \text{ m/s}, \quad R(t_f) = 1738 \text{ km},$$

$$m(t_f) = 323.43 \text{ kg}, \quad t_f = 542.3 \text{ s}.$$

表 1 共轭变量初值	
Table 1 Initial values of the conjugated variables	
共轭变量	初值
λ_1	- 0.6952466272678459
λ_2	+ 0.6677746715226357
λ_3	- 0.8834728714302125
λ_4	- 3.048774270724643E- 4
λ_5	- 0.003367322462924296
λ_6	- 0.0015983475111200187
λ_7	- 151.9252502783259

图 2- 图 3 为最优软着陆曲线。图 2a、2c 和 2e 分别表示在月固坐标系中探测器的速度变化曲线, 各方向速度随时间单调收敛, 最后探测器以 0.2031 m/s 的对月速度降至月面。图 2b、2d 和 2f 为软着陆最优控制律, 可以看出, 燃耗最优轨道为一条始终制动的轨道, 制动期间, 发动机始终以最大推力进行工作, 推力方向角变化曲线十分平滑, 符合工程实际。图 3a、3c 和 3d 为最优下降轨线, 可以看出, 软着陆开始后探测器的高度是单调下降的, 542.3 s 后, 从距月面 14.88 km 的高度降至月面。在此期间, 质量随发动机工作不断减少, 软着陆后探测器质量为 323.43 kg , 最终登月点为北纬 38.3448° , 西经 35.0295° , 距预定着陆点 1.627 km 。

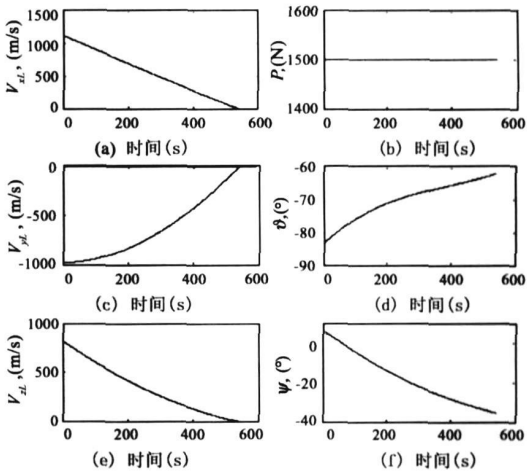


图 2 探测器软着陆速度曲线和最优控制律
Fig. 2 Velocity and optimal control law of soft landing

若在 (23) 式中不考虑落点位置约束, 探测器在飞行 541.8 s 后以 0.1489 m/s 的对月速度着陆, 最终质量为 323.68 kg , 登月点在北纬 38.3716° , 西经 35.1866° , 距指定着陆点 6.061 km 。而在软着陆过程中, 月球自转角度为 0.0827° , 若不考虑月球自转因素, 探测器软着陆后将沿西经方向偏离预定着陆点

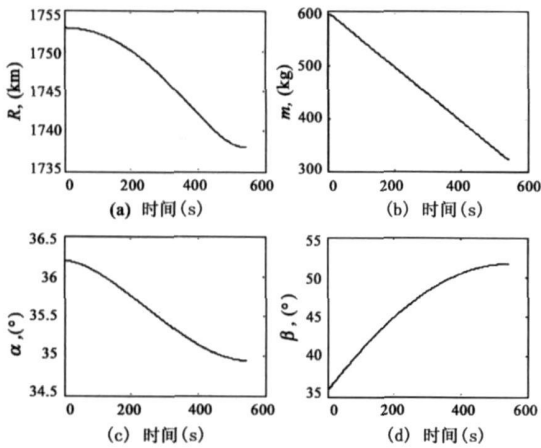


图 3 软着陆最优轨线

Fig. 3 Optimal trajectory of soft landing

2. 0713km。由此可见, 在软着陆过程中综合考虑月球自转因素和落点位置约束可以使探测器的落点位置精度获得显著提高, 进一步确保了登月任务的顺利完成。

5 结论

在月球探测器月面软着陆问题研究中, 考虑月球自转, 建立探测器在三维空间飞行的精确动力学模型可以提高落点精度。利用 Pontryagin 极大值原理, 基于燃耗最优的原则, 设计软着陆最优控制律。在数值计算中, 采用扫描法, 以共轭变量初值为参数, 以软着陆终端状态为优化指标, 综合考虑着陆点位置和速度约束, 通过参数优化, 得到了满足终端约束的一组共轭变量初值, 同时得到了探测器软着陆的最优轨线, 不仅可以实现软着陆, 而且可以有效提高探测器落点精度。

参考文献:

- [1] 欧阳自远, 李春来, 等. 深空探测的进展与我国深空探测的发展战略[J]. 中国航天, 2002(12): 28-32 [OU YANG Zi-yuan, LI Chun-lai, et al. Progress of deep space exploration and the strategy of deep space exploration of China[J]. Aerospace China, 2002(12): 28-32(in Chinese)]
- [2] 欧阳自远. 中国探月行动[J]. 百科知识, 2004(11): 13 [OU YANG Zi-yuan. Lunar exploration of China [J]. Encyclopedic Knowledge, 2004(11): 13(in Chinese)]

- [3] 郝晓宁, 曾国强, 任莹, 赵汉元. 月球探测器轨道设计[M]. 第1版. 北京: 国防工业出版社, 2001: 143-165 [XI Xiao-ning, ZENG Guo-qiang, REN Xuan, ZHAO Han-yuan. Orbit Design of Lunar Probe[M]. First edition. Beijing: National Defence Industry Press, 2001: 143-165(in Chinese)]
- [4] 马克茂, 陈立甲, 王子才. 实用飞行器软着陆控制律设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(2): 39-43 [MA Ke-mao, CHEN Li-jia, WANG Zi-cai. Practical design of control law for flight vehicle soft landing[J]. Missiles and Space Vehicles, 2001(2): 39-43(in Chinese)]
- [5] 阮晓钢. 登月舱软着陆的非线性神经元控制[J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 35-43 [RUAN Xiao-gang. A nonlinear neurocontrol scheme for lunar soft landing[J]. Journal of Astronautics, 1998, 19(1): 35-43(in Chinese)]
- [6] Hebert S R. Soft landing on a planet: a trajectory planning approach for the liouvillian model [C]// Steve Y. Proceedings of American Control Conference, San Diego California: American Automatic Control Council, 1999: 2936-2940
- [7] 王大轶, 李铁寿, 马兴瑞. 月球最优软着陆两点边值问题的数值解法[J]. 航天控制, 2000(3): 44-49 [WANG Da-yi, LI Tie-shou, MA Xing-rui. Numerical solution of TPBVP in optimal lunar soft landing[J]. Aerospace Control, 2000(3): 44-49(in Chinese)]
- [8] 徐敏, 李俊峰. 月球探测器软着陆的最优控制[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2001, 41(8): 87-89 [XU Min, LI Jun-feng. Optimal control of lunar soft landing[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2001, 41(8): 87-89(in Chinese)]
- [9] 王大轶, 李铁寿, 严辉, 马兴瑞. 月球软着陆的一种燃耗次优制导方法[J]. 宇航学报, 2000, 21(4): 55-62 [WANG Da-yi, LI Tie-shou, YAN Hui, MA Xing-rui. A sub-optimal fuel guidance law for lunar soft landing[J]. Journal of Astronautics, 2000, 21(4): 55-62(in Chinese)]
- [10] 王, 李俊峰, 崔乃刚, 刘瞰. 登月飞行器软着陆轨道的遗传算法优化[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(8): 1056-1059 [WANG Zhe, LI Jun-feng, CUI Nai-gang, LIU Tun. Genetic algorithm optimization of lunar probe soft landing trajectories[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2003, 43(8): 1056-1059(in Chinese)]



作者简介: 周净扬(1977-), 男, 博士研究生, 导航制导与控制专业, 主要研究方向为非线性控制、飞行器制导与控制。
通信地址: 哈尔滨工业大学 327 信箱 (150001)
电话: (0451) 86413411-8507
E-mail: zhouhit@gmail.com

(下转第 1471 页)

学出版社, 1993[JIA Pei-ran, CHEN Ke-jun, HE Li. Long-range Rocket Ballistics [M]. Changsha: National University of Defence Technology Publishing Company, 1993(in Chinese)]

- [5] 张立明. 人工神经网络的模型及其应用[M]. 上海: 复旦大学出版社, 1993[ZHANG Li-ming. Model and Application of Artificial Neural Network[M]. Shanghai: Fu dan University Publishing Company, 1993(in Chinese)]



作者简介: 胡正东(1982 年 5 月), 男, 四川达州人, 博士研究生, 飞行器设计专业, 主要从事制导控制、数据处理等方面的研究。

通信地址: 湖南长沙国防科技大学航天与材料工程学院六队(410073)

电话: 13875872513

E-mail: waixitu@ 126. com

A Fast Prediction Algorithm for Controlled Variables and Point of Fall of Manned Spacecraft Emergency Rescue at High Altitude

HU Zheng-dong, LI Peng-kui, ZHANG Shi-feng, CAI Hong

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at the real-time requirement of manned spacecraft emergency rescue at high altitude, a fast prediction algorithm about controlled variables and point of fall is discussed here. At first, the returning orbit characteristics of escape vehicle are described, and on this base the analytical solution of braking speed is deduced. Then, Back-Propagation neural network prediction models for other controlled variables and characteristic parameters of return were established by lots of simulated data. Calculated result shows that the maximum predicted error of spiral flow time, despun time and range is respectively 10 seconds, 2 seconds and 30 kilometers. Finally the fast prediction algorithm for range is improved so that predicted precision can increased by 43.3 percent. By analysis, the fast prediction algorithm is proved to be a practicable and efficient engineering solution.

Key words: Manned spacecraft; Emergency rescue; Fast prediction algorithm; Braking speed; Back-propagation neural network; Controlled variable; Characteristic parameter of return

(上接第 1466 页)

Precise Modeling and Optimal Orbit Design of Lunar Modules Soft Landing

ZHOU Jing-Yang, ZHOU Di

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Precise three dimensional dynamics for lunar soft landing were presented. To realize the minimal fuel strategy, an optimal control law was proposed based on the maximum principle. By solving the two-point boundary value problem with concern of both velocity and position restrictions, the optimal trajectory of lunar soft landing was obtained. Simulation results show that the performance of the proposed precise model excels that of the model without consideration of the moon rotation.

Key words: Lunar module; Soft landing; Precise modeling; Optimal trajectory