

月球精确定点软着陆轨道设计及初始点选取

单永正, 段广仁, 张 烽

(哈尔滨工业大学控制理论与制导技术研究中心, 哈尔滨 150001)

摘 要: 研究了一种应用参数化控制求解月球探测器精确定点软着陆最优控制问题的方法。首先用约束变换技术将不等式约束进行了近似处理, 而后利用若干个分段的常数去逼近最优解, 再根据强化技术通过时间轴上的变换, 将每一段参数的持续时间转变为一组新的参数, 于是最优控制问题被转化为一组参数优化问题。最后应用经典的参数优化方法即可求得最优控制函数的一个近似解, 通过增加参数个数, 重复优化得到逼近连续最优解的参数化解。同时在优化过程中考虑了制动初始点的选取对结果的影响。仿真结果表明了所提设计方法是简单、有效的。

关键词: 月球探测器; 定点软着陆; 最优控制; 参数化控制

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)06-2099-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.008

0 引言

探测器经过环月轨道的着陆方式因其具有较长的软着陆准备时间、对着陆位置的限制比较小以及减少着陆舱部分的燃料消耗等优点故而被广泛采用。该方式的关键环节就是从距离月面 15 km 的近月点至月面的动力下降过程。

目前诸多学者^[1-7]已经对该方式软着陆问题做出了较多研究工作, 并且取得了较好的成果, 不过上述文献都是忽略月球自转, 没有考虑侧向运动, 假设登月器在一个固定的铅垂面内运动来进行研究, 而事实上由于月球自传等因素的存在, 登月器难以保持在一个固定的铅垂面内运动, 因此研究三维空间的精确定点软着陆则更据有工程意义。国内这方面的研究相对较少, 仅有文献[8]在考虑月球自转并且假定制动火箭推力为恒值的情况下研究了三维空间内月球探测器软着陆的精确建模, 依据庞特里亚金极大值原理运用传统的打靶法设计了最优轨道, 不过这种方法需要猜测不具有物理意义的协状态的初值, 并且协状态方程对初始猜测值很敏感, 给出较为准确的初始值相当困难。本文同样考虑了月球自转, 针对三维空间内精确定点软着陆问题利用参数化控制解决了变推力软着陆最优控制问题, 此外还针对仅知制动初始点到月心距离而具体位置未知的情况, 对初始点的选取进行了研究。该方法无需估

计不具备物理意义的变量初值, 并且收敛速度快。

1 动力学模型建立与控制律设计

探月飞行器首先进行霍曼变轨, 从圆形环月轨道进入一条近月点高度为 15 km 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, 最终以很小的相对速度(小于 6 m/s)^[9] 降落到月面指定位置。

如图 1 所示, 定义惯性坐标系 $oxyz$, 原点在月心, 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 轴指向月球自转角速度方向, oz 轴按右手坐标系确定。再定义月固坐标系 $ox_Ly_Lz_L$, 以月球赤道面为参考平面, ox_L 轴指向赤道面与起始子午面的交线方向, oy_L 指向月球自转角速度方向, oz_L 轴按右手坐标系确定。 $Ax_1y_1z_1$ 为原点在探测器质心的轨道坐标系, 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 Ax_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 为月球自转而产生的月固坐标系相对惯性坐标系的转角, 不妨假设初始时刻月固坐标系与惯性坐标系重合。

收稿日期: 2008-12-18; 修回日期: 2009-01-19

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(60535010); 教育部博士点基金(20060213037)以及长江学者创新团队发展计划

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

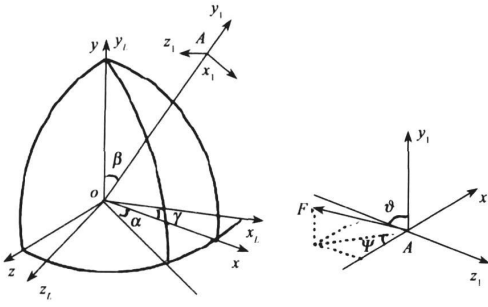


图 1 坐标系示意图

Fig. 1 Coordinate systems

显然有轨道坐标系到惯性坐标系转换矩阵

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

惯性坐标系到月固坐标系的转换矩阵为

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

根据牛顿第二定律, 结合科氏定律整理可以得到探测器在月固坐标系中的运动方程^[8]为

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_L \\ \ddot{y}_L \\ \ddot{z}_L \end{bmatrix} = T_2 T_1 \begin{bmatrix} \frac{F}{m} \sin \vartheta \cos \Psi \\ \frac{F}{m} \cos \vartheta \\ \frac{F}{m} \sin \vartheta \sin \Psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} g_{xL} \\ g_{yL} \\ g_{zL} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 2\omega_L V_{zL} \\ 0 \\ -2\omega_L V_{xL} \end{bmatrix}$$

其中 V_{xL} , V_{yL} 和 V_{zL} 为探测器速度矢量在月固坐标系各轴上的投影, F 为发动机推力, m 为探测器质量, g_{xL} , g_{yL} 和 g_{zL} 为该高度月球重力加速度在月固坐标系各轴上的投影, ω_L 为月球自转角速度。

因此, 在月固坐标系中探测器的运动方程可表示如下

$$\begin{cases} \dot{x}_L = V_{xL} \\ \dot{y}_L = V_{yL} \\ \dot{z}_L = V_{zL} \\ \ddot{x}_L = OF/m - g_{xL} + 2\omega_L V_{zL} \\ \ddot{y}_L = PF/m - g_{yL} \\ \ddot{z}_L = QF/m - g_{zL} + 2\omega_L V_{xL} \\ m\ddot{r} = -F/C \end{cases} \quad (1)$$

其中

$$O = (\cos \alpha \cos \beta \cos \gamma - \sin \alpha \sin \gamma) \sin \vartheta \cos \Psi - (\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \cos \alpha \sin \gamma) \sin \vartheta \sin \Psi + \sin \beta \cos \gamma \cos \vartheta$$

$$P = -\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta \cos \Psi + \cos \beta \cos \vartheta + \sin \alpha \sin \beta \sin \vartheta \sin \Psi$$

$$Q = (\cos \alpha \cos \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \gamma) \sin \vartheta \cos \Psi - (\sin \alpha \cos \beta \sin \gamma - \cos \alpha \cos \gamma) \sin \vartheta \sin \Psi + \sin \beta \sin \gamma \cos \vartheta$$

$$g_{xL} = \frac{G_M}{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2} \cdot \frac{x_L}{\sqrt{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2}}$$

$$g_{yL} = \frac{G_M}{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2} \cdot \frac{y_L}{\sqrt{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2}}$$

$$g_{zL} = \frac{G_M}{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2} \cdot \frac{z_L}{\sqrt{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2}}$$

G_M 为月球引力常数, C 为制动火箭的比冲, 是一个常值。

取 $x = [x_L \ y_L \ z_L \ V_{xL} \ V_{yL} \ V_{zL} \ m]^T$ 为系统状态变量, $u = [\vartheta \ \Psi \ F]^T$ 为控制变量, 则式(1)可以简记为

$$\dot{x} = f(x, u, t)$$

按照耗燃最优的要求, 取性能指标为

$$J_0 = m(0) - m(t_f) = - \int_0^{t_f} m \dot{r} dt = C^{-1} \int_0^{t_f} F dt$$

在实际情况下, 通常没必要令探测器着陆速度严格等于零, 只要能保证探测器以很小的相对速度降落到月面就是可以接受的。因此, 考虑到这一点, 本文将软着陆的末速度要求以惩罚因子的形式加入到指标中如下式所示, 主要目的是降低最优控制问题求解的复杂度, 该惩罚因子可以通过反复的数值仿真运算, 按经验设定。

$$J = k \sqrt{V_{xL}^2(t_f) + V_{yL}^2(t_f) + V_{zL}^2(t_f)} + C^{-1} \int_0^{t_f} F dt \quad (2)$$

此外, 显然有约束条件

$$G = \begin{cases} g_1 = x_L(t_f) - x_{if} = 0, \\ g_2 = y_L(t_f) - y_{if} = 0, \\ g_3 = z_L(t_f) - z_{if} = 0, \\ g_4 = \sqrt{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2} - r_f \geq 0 \end{cases} \quad (3)$$

其中 x_{if} , y_{if} , z_{if} 为预定着陆点在月固坐标系中的坐标; $r_f = \sqrt{x_{if}^2 + y_{if}^2 + z_{if}^2}$ 为着陆点到月心距离, 即月球半径。

对于含有形如 \hat{g}_4 这类关于状态变量在连续时间上都要满足的不等式约束最优化问题, 至今还是最优化领域的一个难点。文献[10]中给出一种约束变换技术, 使得该类问题得到解决。

显然 $g_4 \geq 0$ 等价于

$$L(g_4) = \int_0^T \min\{g_4, 0\} dt = 0 \quad (4)$$

但上式显然在 $g_4 = 0$ 时不可微, 因此用如下不等式去近似上式

$$\int_0^T G_\varepsilon(g_4) dt + \tau \geq 0 \quad (5)$$

其中

$$G_\varepsilon(g_4) = \begin{cases} g_4, & \text{if } g_4 \geq \varepsilon \\ (g_4 - \varepsilon)^2 / 4\varepsilon, & \text{if } -\varepsilon < g_4 < \varepsilon \\ 0, & \text{if } g_4 \leq -\varepsilon \end{cases}$$

$\varepsilon > 0, \tau > 0$ 是调节参数。文献[10]证明了当 ε 足够小的时候, 存在 $\tau(\varepsilon) > 0$, 使得对任何满足 $0 < \tau < \tau(\varepsilon)$ 的 τ 能够令(5)对(4)达到满足要求的近似。不妨记 G 为用(5)式替换 $g_4 \geq 0$ 后得到的新的约束函数。

因此本文所讨论的软着陆耗燃最优问题转化为:

问题1 在系统(1)满足约束函数 G 的情况下, 求取适当的控制变量 u 使指标函数(2)达到最小。

2 参数化控制求解耗燃最优问题

假定初始时刻为 0, 终端时刻 t_f 为待定参数。

选取满足 $0 = t_0^p < \dots < t_{i-1}^p < t_i^p < \dots < t_{n_p}^p = t_f$ 的序列 $\{t_i^p\}_{i=0}^{n_p}$ 和三组参数 $\sigma_{\vartheta,i}^p, \sigma_{\Psi,i}^p, \sigma_{F,i}^p, i = 0, 1, \dots, n_p$, 构造形如

$$\begin{cases} \vartheta^p(t) = \sum_{i=0}^{n_p} \sigma_{\vartheta,i}^p X_{[t_{i-1}^p, t_i^p)}(t) \\ \Psi^p(t) = \sum_{i=0}^{n_p} \sigma_{\Psi,i}^p X_{[t_{i-1}^p, t_i^p)}(t) \\ F^p(t) = \sum_{i=0}^{n_p} \sigma_{F,i}^p X_{[t_{i-1}^p, t_i^p)}(t) \end{cases}$$

的参数化分段常数控制器。其中

$$X_{[t_{i-1}^p, t_i^p)}(t) = \begin{cases} 1, & t \in [t_{i-1}^p, t_i^p) \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases}$$

用控制器 $u^p = [\vartheta^p \quad \Psi^p \quad F^p]^T$ 替换系统(1)中的 $u = [\vartheta \quad \Psi \quad F]^T$, 则问题1转变为:

问题2 寻找三组参数 $\{\sigma_{\vartheta,i}^p\}_{i=0}^{n_p}, \{\sigma_{\Psi,i}^p\}_{i=0}^{n_p}, \{\sigma_{F,i}^p\}_{i=0}^{n_p}$, 来最小化指标函数(2), 并且满足约束函数 G 。

显然, 对于每个给定的 p , 这都是一个有限维的参数优化问题。文献[11]中第六章已经证明了当 $p \rightarrow +\infty$ 时, 问题2的最优解收敛于问题1的最优解。不过文献[12]已经证明了在数值计算中, 求解问题2的参数梯度时难度很大甚至求不出真实解, 因而本文引入强化技术来解决这一问题。

从 $s \in [0, 1]$ 到 $t \in [0, t_f]$ 构造如下变换

$$t(s) = \sum_{j=1}^{i-1} \delta^p (\xi_j - \xi_{j-1}) + \delta_i^p (s - \xi_{i-1})$$

上式中 $\delta^p > 0, s \in [\xi_{i-1}, \xi_i], i = 0, 1, \dots, n_p$, 序列 $\{\xi_i\}_{i=0}^{n_p}$ 为 $[0, 1]$ 区间上预先给定的分段点, 并且满足 $0 = \xi_0 < \dots < \xi_{i-1} < \xi_i < \dots < \xi_{n_p} = 1$ 。

将上式两边对 s 求导可得

$$dt(s)/ds = v^p(s)$$

其中

$$v^p(s) = \sum_{i=1}^{n_p} \delta_i^p X_{[\xi_{i-1}, \xi_i)}(s)$$

$$X_{[\xi_{i-1}, \xi_i)}(s) = \begin{cases} 1, & s \in [\xi_{i-1}, \xi_i) \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases}$$

不妨令

$$\hat{x}(s) = \begin{bmatrix} x(t(s)) \\ t(s) \end{bmatrix}, \quad \hat{u}(s) = \begin{bmatrix} u^p(t(s)) \\ v^p(s) \end{bmatrix}$$

则得到如下增广系统

$$\frac{d\hat{x}}{ds} = \begin{bmatrix} v^p(s)f(x(t(s)), u^p(t(s)), t(s)) \\ v^p(s) \end{bmatrix}$$

即

$$\begin{cases} d\hat{x}_L/ds = v^p \hat{V}_{xL} \\ d\hat{y}_L/ds = v^p \hat{V}_{yL} \\ d\hat{z}_L/ds = v^p \hat{V}_{zL} \\ d\hat{V}_{xL}/ds = v^p (\hat{O}\hat{F}^p/A\hat{m} - \hat{g}_{xL} + 2\omega_L \hat{V}_{zL}) \\ d\hat{V}_{yL}/ds = v^p (\hat{P}\hat{F}^p/\hat{m} - \hat{g}_{yL}) \\ d\hat{V}_{zL}/ds = v^p (\hat{Q}\hat{F}^p/\hat{m} - \hat{g}_{zL} + 2\omega_L \hat{V}_{xL}) \\ d\hat{m}/ds = -v^p \hat{F}^p/C \\ dt/ds = v^p \end{cases} \quad (6)$$

其中 $\hat{O}, \hat{P}, \hat{Q}$ 与 $\hat{g}_{xL}, \hat{g}_{yL}, \hat{g}_{zL}$ 分别为 O, P, Q 与 g_{xL}, g_{yL}, g_{zL} 经过变换后的形式, $\hat{x}_L = x_L(t(s)), \hat{y}_L = y_L(t(s)), \hat{z}_L = z_L(t(s)), \hat{V}_{xL} = V_{xL}(t(s)), \hat{V}_{yL} = V_{yL}(t(s)), \hat{V}_{zL} = V_{zL}(t(s)), \hat{m} = m(t(s))$ 。

指标函数变为

$$\hat{J} = k \sqrt{\hat{V}_{xL}^2(1) + \hat{V}_{yL}^2(1) + \hat{V}_{zL}^2(1)} + C^{-1} \int_0^1 v^p \hat{F} dt \quad (7)$$

约束条件变为

$$\hat{G} = \begin{cases} \hat{g}_1 = \hat{x}_L(1) - x_{Lf} = 0, \\ \hat{g}_2 = \hat{y}_L(1) - y_{Lf} = 0, \\ \hat{g}_3 = \hat{z}_L(1) - z_{Lf} = 0, \\ \hat{g}_4 = \int_0^1 v^p \hat{G}_\varepsilon ds + \tau \geq 0, \\ \hat{g}_5 = t(1) - t_f = 0 \end{cases} \quad (8)$$

其中 $\hat{G}_\varepsilon = G_\varepsilon(g_4(t(s)))$ 。

由于仅仅已知探测器在软着陆起始点到月心的距离 r_0 和探测器的初始速度以及初始质量 m_0 ，而软着陆起始点另两个空间位置信息 α 角与 β 角的初始值 α_0 与 β_0 未知，因而令 α_0 与 β_0 为系统待定参数，则系统初始状况可以表示为

$$\begin{cases} \hat{x}_L(0) = r_0 \cos \alpha_0 \sin \beta_0, \\ \hat{y}_L(0) = r_0 \cos \beta_0, \\ \hat{z}_L(0) = r_0 \sin \alpha_0 \sin \beta_0, \\ \hat{V}_{xL}(0) = V_{xL0}, \\ \hat{V}_{yL}(0) = V_{yL0}, \\ \hat{V}_{zL}(0) = V_{zL0}, \\ \hat{m}(0) = m_0 \end{cases} \quad (9)$$

那么问题 2 转化为如下问题：

问题 3 在系统(6) 满足约束并且初始条件如式(9)的情况下，求取适当的控制变量 $\hat{u}(s)$ 使指标函数(7)达到最小。

再由

$$\hat{u}(s) = \begin{bmatrix} \hat{\vartheta}^p(s) = \vartheta^p(t(s)) \\ \hat{\Psi}^p(s) = \Psi^p(t(s)) \\ \hat{F}^p(s) = F^p(t(s)) \\ v^p(s) = \sum_{i=1}^n \alpha_i X_i \vartheta_{i-1}^p, \vartheta_i^p(s) \end{bmatrix}$$

可知，问题 3 将最初的探月飞行器软着陆最优控制问题转化成了优化静态控制参数 $\{\alpha_{\vartheta,i}\}_{i=1}^n$ ， $\{\alpha_{\Psi,i}\}_{i=1}^n$ ， $\{\alpha_{F,i}\}_{i=1}^n$ 和 $\{\alpha_i\}_{i=1}^n$ 以及系统参数 α_0 ， β_0 ， t_f 的问题，利用经典的参数优化算法即可求出登月飞行器的软着陆最优控制的一组逼近解和软着陆最优初值点位置以及终端时刻。利用此算法，增加时间的分段点个数可以重新优化，经过多次优化后即可得到满意精度的参数化解。

此外，假如令系统(1) 中的推力 F 为已知的恒定推力，令控制变量 $u = [\vartheta \quad \Psi]^T$ ，则本文问题变为恒定推力下软着陆最优控制问题，依然可以利用

本文方法解决，而依据极大值原理结合传统的打靶法则只能解决恒定推力的情况，因而相比之下本文方法适用性更广。

3 数值仿真

设探测器初始质量 $m_0 = 600 \text{ kg}$ ；制动发动机最大推力 $F_{\max} = 1500 \text{ N}$ ，比冲 $C = 300 \times 9.8 \text{ m/s}$ ；初始速度 $V_{xL0} = 1115 \text{ m/s}$ ， $V_{yL0} = -981.8 \text{ m/s}$ ， $V_{zL0} = 816 \text{ m/s}$ ；月球自转角速度 $\omega = 2.6617 \times 10^{-6} \text{ rad/s}$ ；月球引力常数 $G_M = 4902.8 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ；近月点距月心距离 $r_0 = 1753 \text{ km}$ ，月球半径 $r_f = 1738 \text{ km}$ 。登月点选择月面上的雨海，位置为北纬 38.3° ，西经 35° 。

利用最优控制软件 miser3.2，通过计算机仿真运算，令 $\varepsilon = 0.01$ ， $\tau = 0.0025$ ， $n_p = 30$ 即可得到符合精度的最优解，最终利用本文的参数化控制得到软着陆末时刻 $t_f = 538.2 \text{ s}$ ，末时刻探测器质量 325.41 kg ，燃料消耗为 274.59 kg ，最后探测器以 3.9811 m/s 的对月速度精确降落到指定登月点。此外可得 $\alpha_0 = 34.986^\circ$ ， $\beta_0 = 35.681^\circ$ ，从而有最优初始点坐标 $x_{L0} = 837.71 \text{ km}$ ， $y_{L0} = 1423.9 \text{ km}$ ， $z_{L0} = 586.26 \text{ km}$ 。

若不考虑对初始点位置的优化，文献[8] 利用打靶法最终得到着陆时探测器质量为 323.43 kg ，着陆位置距预定着陆点 1.627 km ，相比之下本文方法在燃料消耗上节省了 1.98 kg ，同时落点精确，没有偏差。

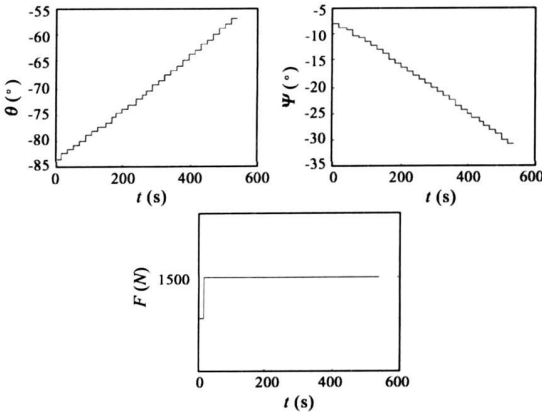


图 2 软着陆最优控制律
Fig.2 Optimal control law of soft lading

图 2 为利用本文方法得出的最优控制律，由于最优控制律是分段常值函数因而为阶梯图；图 3 为三个方向上的软着陆速度曲线，可以看出探测器着陆时相对月面速度足够小，软着陆成功实现；图 4 为软着陆最优轨线，显示了 α 角与 β 角以及探测器距

月心的距离 $r = \sqrt{x_L^2 + y_L^2 + z_L^2}$ 随时间变化的曲线; 图5是探测器质量变化曲线。

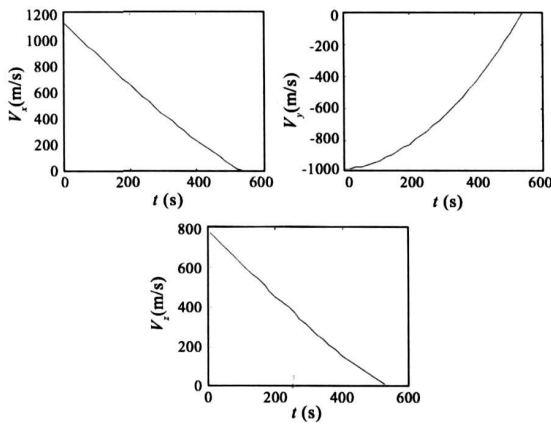


图3 软着陆速度曲线

Fig.3 Velocity curve of soft lading

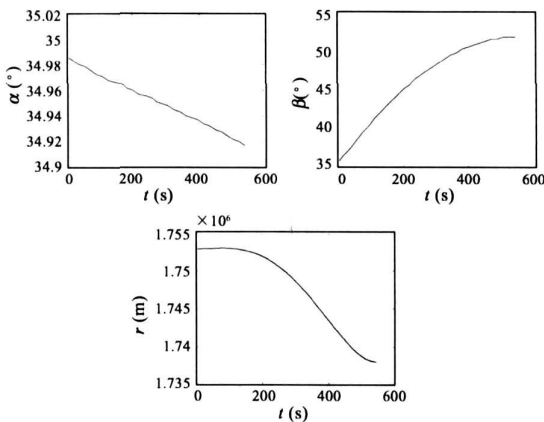


图4 软着陆最优轨线

Fig.4 Optimal trajectory of soft lading

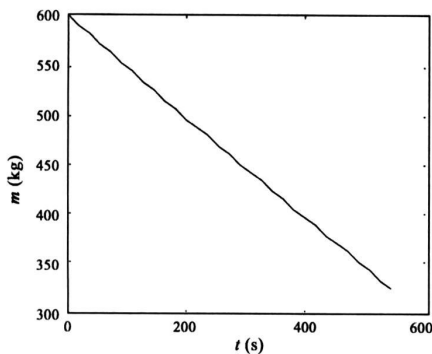


图5 质量变化曲线

Fig.5 The mass curve

4 结论

本文在考虑月球自转及制动发动机推力可变频前提下, 针对月球探测器在三维空间内精确定点软着陆的实际问题, 基于燃耗最优的原则, 利用参数化控制将动态最优控制问题转化为静态参数最优化问题, 通过数值计算, 设计了软着陆最优控制律, 进而得到了探测器软着陆的最优轨线, 并给出了最终的燃料消耗值, 此外还得到了最优制动初始点的坐标。相比较传统的打靶法而言, 本文方法无需猜测毫无物理意义的共轭变量初值, 既可以解决变推力软着陆问题, 又适用于恒定推力的情况, 同时优化速度更快。仿真结果说明所设计的方法简单、实用并且易于工程实现。

参考文献:

- [1] 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-nui. Numerical solution of TPBVP in optimal lunar soft landing[J]. Aerospace Control, 2000, 3: 44-49(in Chinese).]
- [2] 王, 崔乃刚, 刘瞰. 定常推力登月飞行器最优软着陆轨道研究[J]. 高技术通讯, 2003, 13(4): 39-42. [WANG Jie, CUI Nai-gang, LIU Dun, LI Jun-feng. Study on soft-landing trajectories of constant-thrust-amplitude lunar probe[J]. High Technology Letters, 2003, 13(4): 39-42(in Chinese).]
- [3] 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 Jie, LI Jun-feng, CUI Nai-gang, LIU Dun. Genetic algorithm optimization of lunar probe soft-landing trajectories[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2003, 43(8): 1056-1059(in Chinese).]
- [4] 朱建丰, 徐世杰. 基于自适应模拟退火遗传算法的月球软着陆轨道优化[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 806-812. [ZHU Jian-feng, XU Shi-jie. Optimization of lunar soft landing trajectory based on adaptive simulated annealing genetic algorithm[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 28(4): 806-812(in Chinese).]
- [5] 段佳佳, 徐世杰, 朱建丰. 基于蚁群算法的月球软着陆轨迹优化[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 476-481. [DUAN Jia-jia, XU Shi-jie, ZHU Jian-feng. Optimization of lunar soft landing trajectory based on ant colony algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 476-481(in Chinese).]
- [6] 孙军伟, 乔栋, 崔平远. 基于SQP方法的定常推力月球软着陆轨道优化方法[J]. 宇航学报, 2006, 27(1): 99-103. [SUN Jun-wei, QIAO Dong, CUI Ping-yuan. Study on the optimal trajectories of lunar soft-landing with fixed thrust using SQP method[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(1): 99-103(in Chinese).]
- [7] 王明光, 裴昕国, 袁建平. 基于伪光谱方法月球软着陆轨道

- 快速优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(5): 27–32.
[WANG Ming-guang, PEI Ting-guo, YUAN Jian-ping. Legendre pseudospectral method for rapid lunar soft-landing trajectory optimization[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(5): 27–32(in Chinese).]
- [8] 周净扬, 周荻. 月球探测器软着陆精确建模及最优轨道设计[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1462–1466. [ZHOU Jing-yang, ZHOU Di. Precise modeling and optimal orbit design of lunar modules soft landing[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1462–1466(in Chinese).]
- [9] 郝晓宁, 曾国强, 任萱, 赵汉元. 月球探测器轨道设计[M]. 国防工业出版社, 2001: 160–163. [XI Xiao-ning, ZENG Guo-qiang, REN Xuan, ZHAO Han-yuan. Orbit Design of Lunar Probe[M]. National Defense Industry Press, 2001: 160–163.]
- [10] Teo K L, Rehbock V, Jennings L S. A new computational algorithm for functional inequality constrained optimization problems[J]. Automatica, 1993, 29: 789–792.
- [11] Teo K L, Goh C J, Wong K H. A Unified Computational Approach to Optimal Control Problems [M]. England: Longman Scientific and Technical, 1991.
- [12] Lee H W J, Teo K L, Jennings L S. Control parametrization enhancing technique for time optimal control problem[J]. Dynamical Syst, 1997, 6: 243–261.

作者简介: 单永正(1978–), 男, 博士研究生, 主要研究方向最优控制在航天领域中的应用。

通信地址: 哈尔滨工业大学 11 公寓 426–1(150001)

电话: 15045115264

E-mail: supersyz@163.com

Orbit Design of Lunar Precise Fixed-point Soft Landing and Selection of Initial Point

SHAN Yong-zheng, DUAN Guang-ren, ZHANG Feng

(Center for Control Theory and Guidance Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A method of applying parametric control and enhancing technique in order to solve optimal control problem of lunar probe precise Fixed-point soft landing is studied. Firstly the inequality constraint is approximated by using constraint transformation technique. Secondly the piece-wise constant value is used to approach the optimal solution. Based on enhancing technique, each period of duration of parameters is transformed into a term of new parameters. So the optimal control problem is transformed into the parameter selection problem which can be solved by the classical parameter optimization method. By means of increasing the number of parameters and the iteration of optimization, the parametric solution which approaches the continuous optimal solution is derived. In the optimization process, the selection of the initial point is also studied. The result of the simulation demonstrates the proposed design scheme is simple and effective.

Key words: Lunar probe; Fixed-point soft landing; Optimal control; Parametric control

(上接第 2076 页)

A MDO Platform Resolution for Launch Vehicle System Design

WU Kui¹, HUA Nan², GONG Chuan-jin², LUO Jun²

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Institute of Space Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: A MDO platform resolution used to launch vehicle system design is presented. Based on requirements and functions analysis, the platform top-view framework is structured, personnel roles and system design actions flow are planned. The platform contains technologies of tools integration, information integration and design flow customization. Coordinated work and design optimization are supported.

Key words: Launch vehicle system design; MDO; Platform resolution