

月球软着陆器动力学建模研究

田浩 白争锋 赵阳
(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

摘要 建立准确、实用的月球着陆探测器动力学模型, 是制导、导航和控制系统方案设计中的首要工作, 文中月球软着陆探测器的推进剂贮箱采用横向对称分散布局的形式, 并分析了布局方式对液体推进剂晃动的影响; 将贮箱内液体考虑一阶弹簧质量模型, 应用虚功率原理建立包含液体推进剂晃动的月球软着陆探测器从动力下降段至最终着陆段的动力学模型, 并对动力学下降段进行了数值仿真, 仿真结果可为月球软着陆探测器控制系统设计提供理论参考。

关键词 软着陆 月球探测器 动力学建模 数值仿真

1 引言

空间技术的发展使人类有可能向太阳系的某些星球发射探测器, 并在其表面着陆。到目前为止, 人类已经实现了在月球表面着陆, 并成功地取回月面土壤及岩石样本。月球是研究地球、地-月系和太阳系的起源与演化的关键对象, 月球还具有可供人类开发和利用的独特资源, 也是人类向外层空间发展的理想基地和前哨站^[1-3]。除月球外, 人类还向火星、金星及木星发射了着陆器。所有这些深空探测及研究活动, 无一例外依赖于先进的着陆技术。世界上一些航天大国, 如美国、前苏联等, 在航天着陆器方面已远远超过我国, 甚至连日本、欧洲、印度等国家也后来居上, 在着陆器研究方面呈现出了领先之势, 而我国目前在航天着陆器研究方面仍近空白^[4-5]。

月球探测器能否在月球表面成功实施软着陆是进行月球探测工程的关键, 更是进行航天员登月、建立月球基地必不可少的一个环节。制导、导航和控制(GNC)技术是月球软着陆的关键技术, 而建立准确、实用的月球着陆探测器动力学模型, 是制导、导航和控制系统方案设计中的首要工作, 因为只有在了解探测器动力学特性基础上, 才能进行制导和控制方法的研究。建立合理、实用的探测器动力学模型对于月球着陆探测器系统来说, 有着十分重要的意义^[6-7]。本文月球软着陆探测器的推进剂贮箱采用横向对称分散布局的形式, 并分析了布局方式对液体推进剂晃动的影响; 将贮箱内液体考虑一阶弹簧质量模型, 应用虚功率原理建立包含液体推进剂晃动的月球软着陆探测器从动力下降段至最终着陆段的动力学模型, 并对动力学下降段进行了数值仿真。

2 探测器动力学模型

2.1 贮箱分散布局影响

与传统的推进剂贮箱集中纵向布局不同, 月球软着陆探测器的推进剂贮箱采用横向对称分散布

局形式的 Cassini。因此有必要考虑这种布局方式所带来的对液体推进剂晃动的影响。

假设航天器带有 p 个几何形状和大小完全相同的横向布局贮箱，则可推导得到液体晃动固有频率比为

$$\frac{f_n^1}{f_n^p} = \frac{1}{p^{1/4}} \sqrt{\frac{\tanh(\kappa_n H / R)}{\tanh(p^{1/2} \kappa_n H / R)}}$$

式中 f_n^1 表示所有液体充于一个贮箱时第 n 阶晃动固有频率； f_n^p 表示相同体积的液体充于 p 个相同贮箱时第 n 阶晃动固有频率； H/R 为充液比； κ_n 表示第 1 类 n 阶 Bessel 函数 J_n 一阶导数的第 n 个零点。从此式可以看出，这种布局方式能提高液体晃动固有频率。

同时，晃动液体的质量比为

$$\frac{m_s^p}{m_s^1} = \frac{1}{p^{1/2}} \sqrt{\frac{\tanh p^{1/2} \kappa_n H / R}{\tanh \kappa_n H / R}}$$

式中 m_s^1 表示所有液体充于一个贮箱时的晃动质量； m_s^p 表示相同体积的液体充于 p 个相同贮箱时的晃动质量。从此式可以看出，这种布局方式能减少液体晃动质量。

因此，相对于纵向布局方式，横向布局方式从动力学角度来说是有利的。

2 2 探测器简化模型

在对探测器整个大系统进行动力学建模时，对液体晃动部分的处理若直接采用将晃动方程并入系统，系统动力学方程的求解则几乎是不可能的。根据月球软着陆探测器液体燃料贮箱动力学建模分析，可以将每一阶液体晃动模态看作为一个自由度，将其等效为一个弹簧-质量系统或单摆系统，则问题能得到很好的解决，且具有很好的近似性。

考虑探测器的三维空间运动，液体推进剂晃动采用已建立的等效弹簧-质量力学模型，每个贮箱仅考虑相互正交的基阶晃动模态，其等效模型如图 1 所示，探测器构型如图 2 所示。

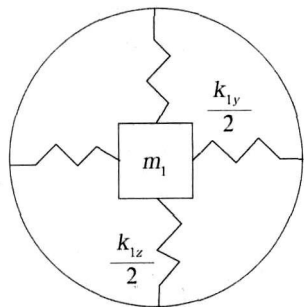


图 1 单个贮箱等效弹簧-质量模型

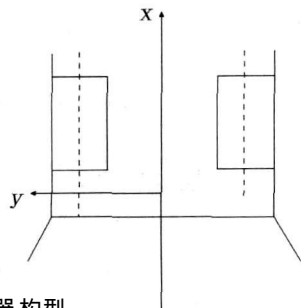
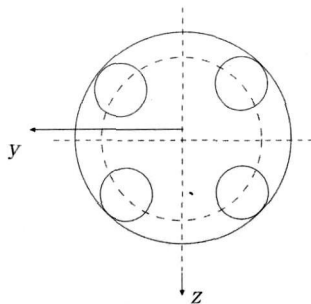


图 2 探测器构型

2 3 坐标系定义

为动力学建模方便，定义如下坐标系(见图 3)：

月球惯性参考坐标系 $O_i-X Y Z$ ：其坐标原点选择探测器动力下降开始点与月心连线在月表的交点。

探测器本体坐标系：坐标系原点取为探测器(不包括液体推进剂)质心， x 轴沿探测器纵轴方向， y 轴指向太阳翼法向； z 轴与 x 轴、 y 轴构成右手坐标系。由探测器对称性易知 O_s-xyz 系为主轴坐标系。

单个贮箱中不参与晃动的液体的质心系 $O_{0i}-xyz$ ，单个贮箱中一阶晃动液体等效弹簧质量块的平衡位置坐标系 $O_{li}-xyz$ ，这些坐标系的坐标轴与探测器本体坐标系坐标轴平行(在图 3 中未注出)。

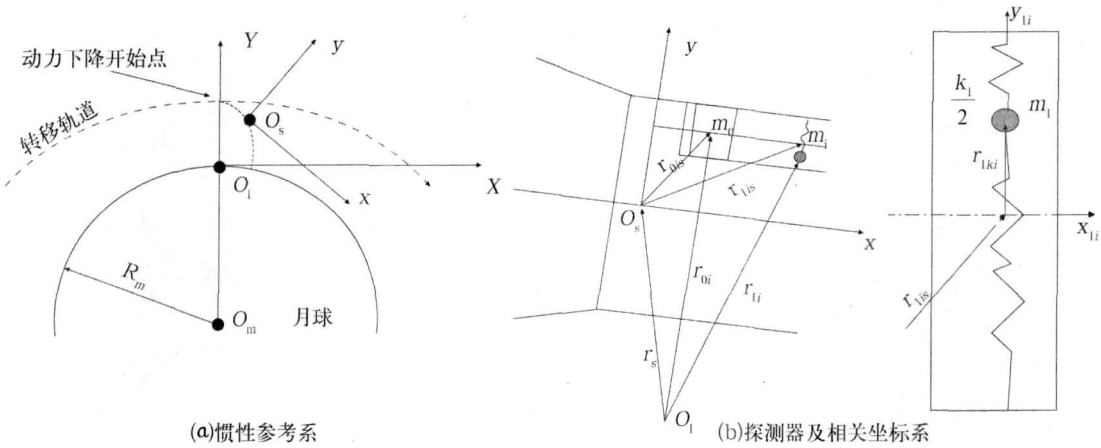


图 3 动力学建模坐标系示意图

探测器相对惯性参考系的姿态采用 $Y(2)-Z(3)-X(1)$ 转动顺序的 Euler 角 φ 、 θ 、 ψ ，其分别为绕本体系 Y 、 Z 、 X 坐标轴旋转的欧拉角大小。由此探测器本体相对于惯性系的方向余弦阵为

$$A_{ls} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\theta & -\sin\psi\cos\theta \\ \sin\varphi\cos\psi - \cos\varphi\cos\psi\sin\theta & \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\psi + \cos\varphi\sin\psi\sin\theta \\ \cos\varphi\sin\psi + \sin\varphi\cos\psi\sin\theta & -\sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\psi - \sin\varphi\sin\psi\sin\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $A_{sl} = A_{ls}^T$ 为从惯性系向探测器本体坐标系变换的姿态矩阵。

探测器姿态运动存在如下关系：

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} & \dot{\psi} & \dot{\theta} \end{bmatrix}^T = B \cdot \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

式中 B 为从角速度到欧拉角速率的变换矩阵。

$$B = \begin{bmatrix} 1 & -\cos\varphi\tan\theta & \sin\varphi\tan\theta \\ 0 & \cos\varphi\sec\theta & -\sin\varphi\sec\theta \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 分别为探测器转动角速度沿本体主轴坐标系三个轴的分量。

2 4 探测器动力学建模

应用虚功率原理建立包含液体推进剂晃动的月球软着陆探测器从动力下降段至最终着陆段的动力学模型^[8]。

取探测器质心位置 r_s 、绕质心转动伪角度 φ 、一阶横向晃动的等效弹性位移 r_{lki} 为系统广义坐标，四个贮液箱编号以 $i = 1, 2, 3, 4$ 表示，并记探测器对探测器质心的转动惯量张量为 J_s ，4 个贮箱中零阶晃动质量块对各自质心的转动惯量张量为 J_{0i} 。

由动力学虚功率原理可知，探测器惯性虚功率(δ_J 表示以 Jourdain 虚功率原理得到的虚功率)

$$\delta_J P_s = - \dot{\mathcal{G}}_s \cdot (m_s \ddot{r}_s) - \delta\omega \cdot [J_s \dot{\omega} + \omega \times (J_s \cdot \omega)] \quad (4)$$

零阶晃动质量块的惯性虚功率

$$\begin{aligned} \delta_J P_{0i} = & - \dot{\mathcal{G}}_{0i} \cdot (m_{0i} \ddot{r}_{0i}) - \delta\omega \cdot [J_{0i} \dot{\omega} + \omega \times (J_{0i} \cdot \omega)] = \\ & - m_{0i} (\dot{\mathcal{G}}_s + \delta\omega \times r_{0i}) \cdot [\ddot{r}_s + \dot{\omega} \times r_{0is} + \omega \times (\omega \times r_{0is})] - \\ & \delta\omega \cdot [J_{0i} \dot{\omega} + \omega \times (J_{0i} \cdot \omega)] \end{aligned} \quad (5)$$

整理式(5)得，第 i 个固定质量块的惯性虚功率为

$$\begin{aligned} \delta_j P_{0i} = & -m_{0i} \delta_j \dot{\mathbf{r}} \cdot [\ddot{\mathbf{r}}_s + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_{0is} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{0is})] - \\ & \delta \boldsymbol{\omega} \cdot \{m_{0i} \mathbf{r}_{0i} \times [\ddot{\mathbf{r}}_s + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_{0is} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{0is})] + [\mathbf{J}_{0i} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}_{0i} \cdot \boldsymbol{\omega})]\} \end{aligned} \quad (6)$$

一阶晃动质量块的虚功率为

$$\delta_j P_{1i} = -\delta \mathbf{r}_{1i} \cdot (m_{1i} \ddot{\mathbf{r}}_{1i}) \quad (7)$$

因此, 第 i 个弹簧质量块的惯性虚功率

$$\begin{aligned} \delta_j P_{1i} = & -\delta \dot{\mathbf{r}}_s \cdot m_{1i} \{ \ddot{\mathbf{r}}_s + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki}) + \boldsymbol{\omega} \times [\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki})] \} \ddot{\mathbf{r}}_{1ki} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \} - \\ & \delta \boldsymbol{\omega} \cdot m_{1i} (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki}) \times \{ \ddot{\mathbf{r}}_s + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki}) + \boldsymbol{\omega} \times [\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki})] \} \ddot{\mathbf{r}}_{1ki} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \} - \\ & \delta \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \cdot m_{1i} \{ \ddot{\mathbf{r}}_s + \dot{\boldsymbol{\omega}} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki}) + \boldsymbol{\omega} \times [\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki})] \} \ddot{\mathbf{r}}_{1ki} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \} \end{aligned} \quad (8)$$

作用在系统上的主动力包括: 轨道推力发动机作用在探测器上的推力 \mathbf{F} , 姿态控制力矩 \mathbf{M} 以及各部分的重力和等效弹簧-质量块的弹性力, 其中弹性力作用在质量块上。

轨道推力发动机的推力及姿控发动机的姿控力矩虚功率

$$\delta_j P_{F, M} = \delta \dot{\mathbf{r}}_s \cdot \mathbf{F}_t + \delta \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{M}_t \quad (9)$$

重力虚功率

$$\begin{aligned} \delta_j P_g = & \delta \dot{\mathbf{r}}_s \cdot (m_s + \sum_{i=1}^4 (m_{0i} + m_{1i})) \mathbf{g} + \\ & \delta \boldsymbol{\omega} \cdot \{ \sum_{i=1}^4 [m_{0i} \mathbf{r}_{0is} + m_{1i} (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki})] \times \mathbf{g} \} + \sum_{i=1}^4 \delta \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \cdot m_{1i} \mathbf{g} \end{aligned} \quad (10)$$

等效弹性力只与等效弹簧质量块的相对虚速度有关, 其虚功率为

$$\delta_j P_{ki} = \delta \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \cdot \mathbf{F}_{1ki} \quad (11)$$

式中 $\mathbf{F}_{1ki} = -k_{1i} \mathbf{r}_{1ki}$, k_{1i} 为等效弹簧刚度系数阵。

由动力学虚功率原理, 上述各虚功率之和为 0, 即

$$\delta_j P_s + \sum_{i=1}^4 (\delta_j P_{0i} + \delta_j P_{1i} + \delta_j P_{ki}) + \delta_j P_{F, M} + \delta_j P_g = 0 \quad (12)$$

将式(4)、(6)、(8)~(11)带入式(12), 根据变分独立性并进一步化简可得

$$\begin{aligned} (m_s + \sum_{i=1}^4 m_{0i}) \ddot{\mathbf{r}}_s - (\sum_{i=1}^4 m_{0i} \mathbf{r}_{0is}) \times \dot{\boldsymbol{\omega}} = \\ \mathbf{F}_t + (m_s + \sum_{i=1}^4 m_{0i}) \mathbf{g} + \sum_{i=1}^4 k_{1i} \mathbf{r}_{1ki} - \sum_{i=1}^4 m_{0i} [\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{0is})] \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} (\sum_{i=1}^4 m_{0i} \mathbf{r}_{0is}) \times \ddot{\mathbf{r}}_s + (\mathbf{J}_s + \sum_{i=1}^4 \mathbf{J}_{0i} - \sum_{i=1}^4 m_{0i} [\mathbf{r}_{0is} \cdot \mathbf{r}_{0is} - (\mathbf{r}_{0is} \cdot \mathbf{r}_{0is}) \mathbf{I}]) \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} = \\ \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times [(\mathbf{J}_s + \sum_{i=1}^4 \mathbf{J}_{0i}) \cdot \boldsymbol{\omega}] - \sum_{i=1}^4 \{ m_{0i} \mathbf{r}_{0is} \times [\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{0is})] \} + \\ \sum_{i=1}^4 [m_{0i} \mathbf{r}_{0is} \times \mathbf{g}] + \sum_{i=1}^4 [\mathbf{r}_{1is} \times (k_{1i} \mathbf{r}_{1ki})] \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} m_{1i} \ddot{\mathbf{r}}_s - m_{1i} (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki}) \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + m_{1i} \{ \boldsymbol{\omega} \times [\boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_{1is} + \mathbf{r}_{1ki})] \} \ddot{\mathbf{r}}_{1ki} + 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_{1ki} \} = \\ m_{1i} \mathbf{g} - k_{1i} \mathbf{r}_{1ki} \quad (i = 1, 2, 3, 4) \end{aligned} \quad (15)$$

式中 \mathbf{I} 表示单位张量。

至此, 式(13)~(15)即为探测器动力下降阶段的矢量形式动力学方程。

2.5 探测器动力学状态方程

将式(13)~(15)转化为易于数值计算的矩阵方程形式

$$\begin{aligned} & (m_s + \sum_{i=1}^4 m_{0i}) \ddot{\tilde{\mathbf{r}}_s} - \mathbf{A}_{1s} (\sum_{i=1}^4 m_{0i} \tilde{\mathbf{r}}_{0is}) \cdot \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} = \\ & \mathbf{A}_{1s} \tilde{\mathbf{E}}_t + (m_s + \sum_{i=1}^4 m_{0i}) \tilde{\mathbf{g}} + \mathbf{A}_{1s} (\sum_{i=1}^4 k_{1i} \tilde{\mathbf{r}}_{1ki}) - \mathbf{A}_{1s} (\tilde{\boldsymbol{\omega}} \tilde{\boldsymbol{\omega}} \sum_{i=1}^4 m_{0i} \tilde{\mathbf{r}}_{0is}) \end{aligned} \tag{16}$$

$$\begin{aligned} & (\sum_{i=1}^4 m_{0i} \tilde{\mathbf{r}}_{0is}) \mathbf{A}_{1s} \ddot{\tilde{\mathbf{r}}_s} + (\mathbf{J}_s + \sum_{i=1}^4 \mathbf{J}_{0i} - \sum_{i=1}^4 m_{0i} [\tilde{\mathbf{r}}_{0is} \tilde{\mathbf{r}}_{0is}^T - \tilde{\mathbf{r}}_{0is}^2 \mathbf{I}]) \cdot \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} = \\ & \tilde{\mathbf{M}}_t + \sum_{i=1}^4 [m_{0i} \tilde{\mathbf{r}}_{0is}] \mathbf{A}_{1s} \tilde{\mathbf{g}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}} [(\mathbf{J}_s + \sum_{i=1}^4 \mathbf{J}_{0i}) \tilde{\boldsymbol{\omega}}] + \tilde{\boldsymbol{\omega}} [\sum_{i=1}^4 (m_{0i} \tilde{\mathbf{r}}_{0is} \tilde{\mathbf{r}}_{0is})] \tilde{\boldsymbol{\omega}} + \sum_{i=1}^4 [\tilde{\mathbf{r}}_{1is} (k_{1i} \tilde{\mathbf{r}}_{1ki})] \end{aligned} \tag{17}$$

$$\begin{aligned} & m_{1i} \mathbf{A}_{1s} \ddot{\tilde{\mathbf{r}}_s} - m_{1i} (\tilde{\mathbf{r}}_{1is} + \tilde{\mathbf{r}}_{1ki}) \cdot \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} + m_{1i} \tilde{\mathbf{r}}_{1ki}'' = \\ & m_{1i} \mathbf{A}_{1s} \tilde{\mathbf{g}} - k_{1i} \tilde{\mathbf{r}}_{1ki} - m_{1i} [\tilde{\boldsymbol{\omega}} \tilde{\boldsymbol{\omega}} (\tilde{\mathbf{r}}_{1is} + \tilde{\mathbf{r}}_{1ki}) + 2 \tilde{\boldsymbol{\omega}} \tilde{\mathbf{r}}_{1ki}'] \quad (i = 1, 2, 3, 4) \end{aligned} \tag{18}$$

上述矩阵形式的方程中， $\tilde{\ast}$ 表示对应向量的斜方阵。

引入探测器系统的状态列阵变量 $\mathbf{Y} = [\tilde{\mathbf{r}}_s^T \quad \tilde{\boldsymbol{\omega}}^T \quad \tilde{\mathbf{r}}_{1k1}^T \quad \tilde{\mathbf{r}}_{1k2}^T \quad \tilde{\mathbf{r}}_{1k3}^T \quad \tilde{\mathbf{r}}_{1k4}^T]^T$ 共计 18 个速度分量，此速度列阵中只有 14 个是独立变量，其中后 4 组为一阶晃动质量块的等效弹簧系统相对其平衡位置的相对速度，其在体连坐标系下 x 方向上的相对速度为 0，相对位置为 0，则上述方程写成矩阵形式有

$$\dot{\mathbf{Y}} = \mathbf{M}^{-1} (\mathbf{F} + \mathbf{F}_k + \mathbf{Q}) \tag{19}$$

式中 \mathbf{M} 为广义质量矩阵； \mathbf{F} 为广义力列矩阵； \mathbf{F}_k 为一阶晃动质量块的等效弹簧力； \mathbf{Q} 为非线性广义力列矩阵。

给定初始条件，即可由式(19)获得动力学过程的数值解。

3 动力下降段数值仿真

3.1 仿真条件

月球着陆探测器动力下降阶段的初始条件及有关参数取为：单个贮箱内的液体晃动仅取一阶晃动模型；探测器质量 $m_s = 1\,560\text{kg}$ ；月球重力加速度 $G = 1.62\text{m/s}^2$ ；探测器质心在星箭对接法兰（底盘）中心之上 1.2m 处；贮箱半径 $R = 526\text{mm}$ ；贮箱高度初始液面高度 $H = 1.1\text{m}$ ，箱底距底盘高度 870mm；月球软着陆探测器采用双组元推进剂，其中氧化剂为四氧化二氮（ $\rho = 1\,446\text{kg/m}^3$ ），燃烧剂为偏二甲肼（ $\rho = 791\text{kg/m}^3$ ）。四个贮箱斜角对称安装。单位时间内，氧化剂和燃烧剂消耗的体积相等，推进剂总的质量随时间变化关系如下。

单个贮箱氧化剂质量随时间变化：

$$m_o(t) = 1\,163.5 - 1.5t \quad (0 \leq t \leq 570)$$

单个贮箱燃烧剂质量随时间变化：

$$m_f(t) = 635.5 - 0.85t \quad (0 \leq t \leq 570)$$

3.2 仿真结果

针对探测器无姿态控制进行了仿真，图 4~ 图 11 是无姿态控制，初始推力方向与月球重力方向夹角为 94° ，探测器有一个大小为 $(-\frac{25}{570})^\circ/\text{s}$ 的初始角速度，探测器轨道推力上附加了幅值大小为 5N 的随机噪声干扰力作用时的仿真结果。

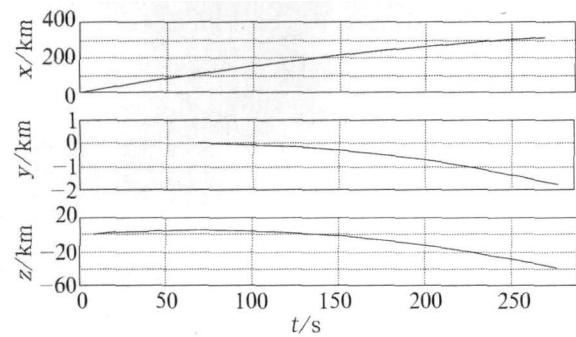


图 4 探测器位置变化

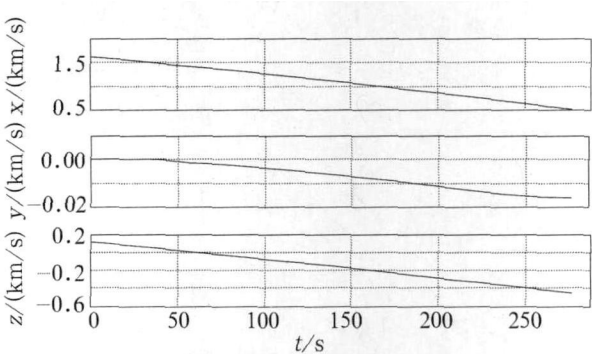


图 5 探测器速度

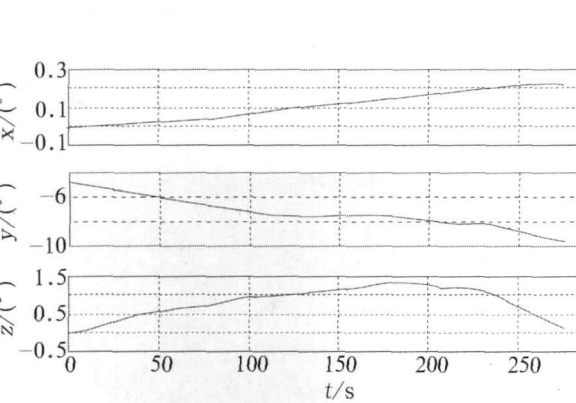


图 6 探测器姿态变化

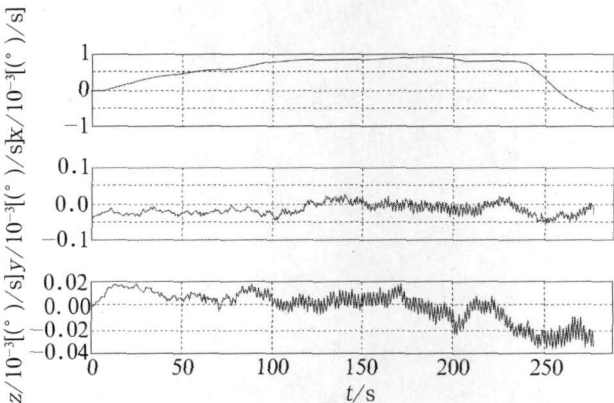


图 7 探测器角速度

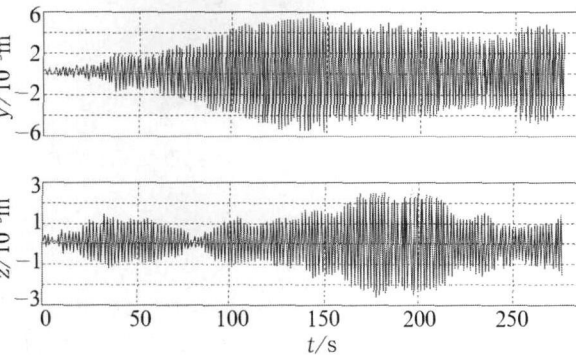


图 8 1 号贮箱等效弹簧质量系统的位移

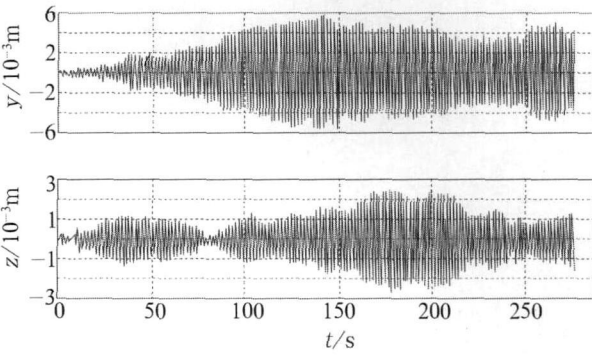


图 9 2 号贮箱等效弹簧质量系统的位移

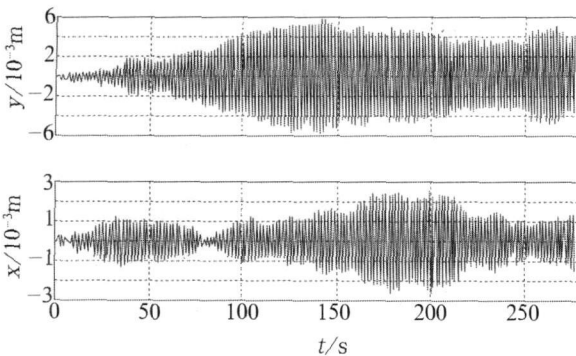


图 10 3 号贮箱等效弹簧质量系统的位移

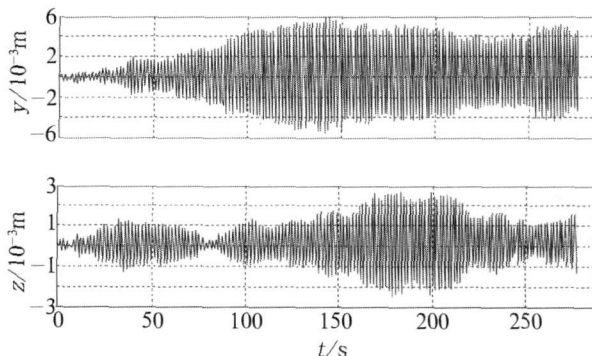


图 11 4 号贮箱等效弹簧质量系统的位移

从仿真结果可以看出，在存在幅值大小为 5 N 的随机噪声干扰力作用时，液体出现小幅晃动，晃动的等效弹簧质量系统出现约 6 mm 的等效位移，同时由于未加姿态控制，探测器的姿态有一定的变化，轨道将偏离原轨道平面。

4 结束语

建立合理、实用的探测器动力学模型，对于月球着陆探测器系统来说，有着十分重要的意义，经过以上讨论，可看出：

- 1) 与传统的推进剂贮箱集中纵向布局不同，月球软着陆探测器的推进剂贮箱采用横向对称分散布局的形式，并分析了这种布局方式对液体推进剂晃动的影响。
- 2) 将贮箱内液体考虑一阶弹簧质量模型，应用虚功率原理建立包含液体推进剂晃动的月球软着陆探测器从动力下降段至最终着陆段的动力学模型，该模型可以准确的描述含液体推进剂晃动的月球软着陆探测器的动力学特性。
- 3) 当有随机扰动时，贮箱内液体发生小幅晃动，对探测器系统产生扰动力，使系统姿态发生偏差，偏离轨道。

参 考 文 献

[1] 张熹，柳忠尧，饶炜. 月球软着陆探测器地面力学实验方法研究[J]. 航天器工程，2007，16 (6)：33- 38.

[2] 叶培建，彭兢. 深空探测与我国深空探测展望[J]. 中国工程科学，2006，8 (10)：13- 18.

[3] MARIEN G J. Engineering design challenges of the lunar lander [R]. AIAA 2004- 5889, Space 2004 Conference and Exhibit, Sept. San Diego, Caloformia, U. S, 2004.

[4] ANTHONY P TAYLOR. Investigation of The Application if Airbag to Provide a Softlanding Capability for Military Heavy Airdrop [R]. AIAA 2001- 2045, 2001.

[5] 邓宗全，王少纯，胡明，等. 微小型航天器着陆器技术初探[J]. 导弹与航天运载技术，2003，(2)：1- 6.

[6] 欧阳自远，李春来，邹永廖，等. 月球探测的进展与我国的月球探测[J]. 中国科学基金，2003，(4)：193- 197.

[7] 李明，齐春子. 月面巡视探测器动力学建模[J]. 中国空间科学技术，2008，28 (1)：1- 8.

[8] 陈闯，王秋生，白争锋. 一类变质心多体系统的建模方法[J]. 机械设计与制造，2007，(7)：152- 154.

作者简介

田 浩 1968 年生，1999 年获哈尔滨工业大学飞行器设计专业硕士学位，哈尔滨工业大学航天工程系副教授，在读博士研究生，主要研究方向为飞行器设计、动力学建模与仿真。

Research on Dynamics Modeling
of the Lunar Soft-Landing Explorer

Tian Hao Bai Zhengfeng Zhao Yang
(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract The propellant tank of the Lunar soft-landing explorer adopts lateral symmetry dispersible layout, and the effects of the layout on the liquid propellant sloshing were analyzed. Liquid in the tank was considered as the first-order spring mass model, and the dynamics model of (下转第 44 页)

为降低其对巡视器探测工作产生的危害，如通信链路损耗、行走状态不稳等，在探月工程中应充分重视月面行走过程中路径规划^[6]，尤其是紧急蔽障、遥操作等工作的研究和分析。

参 考 文 献

[1] ОВАНЬ О В В . 月球土壤的特性及分析方法[M] . 乌克兰: 乌克兰国立科学院、国际宇航通讯社, 1998.

[2] 宁晓琳, 房建成. 一种基于天体观测的月球车位置姿态确定方法[J] . 北京航空航天大学学报, 2006, 32 (7): 756– 757.

[3] 陈俊勇. 月球地形测绘和月球大地测量[J] . 测绘科学, 2004, 29 (2): 1– 6.

[4] 石晓波, 李运泽, 黄勇, 等. 月球表面环境综合模拟系统的设想[J] . 中国工程科学, 2006, 8 (11): 48– 52.

[5] 邓宗全, 胡明, 高海波. 月球探测车的动力学建模与仿真分析[J] . 南京理工大学学报, 2005, 29 (5): 551– 555.

[6] 史美萍, 吴军. 面向月球车路径规划的多约束环境建模方法[J] . 国防科技大学学报, 2006, 28 (5): 104– 108.

作者简介

李清毅 1976 年生, 2002 年获南京航空航天大学飞行器总体设计专业硕士学位, 研究方向为系统仿真平台的研发和相关星上分系统的仿真分析。

Influences Analysis of Moon Surface Terrain
on the Rover Antenna Direction

Li Qingyi

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

Abstract A kind of simulation method was introduced to simulate the moon rover static & mobile measurement and control (TMTC) status including azimuth and elevation. The method covered immobile and locomotive status with and without terrain. Theoretical azimuth and elevation of landing point were given and compared with Satellite tool kit (STK). Considering a kind of virtual moving route, the influence of given terrain on the rover TMTC status was worked out.

Key words Measurement and control Rover Landing point Terrain Lunar exploration

(上接第 38 页)

Lunar soft-landing explorer including propellant shake was established by using virtual power principle and the dynamics model was applicable from the dynamics descending stage to the landing stage. Finally, the dynamics simulation of descending stage was made and the simulation results can provide theory reference for explorer control system design.

Key words Soft-landing Lunar explorer Dynamics model Numerical simulation