

## 月球探测器着陆腿动力学建模与仿真

陈树霖 刘莉 董威利

(北京理工大学宇航学院, 北京, 100081)

**摘要:**在月球探测器多工况着陆仿真分析中,要求所建模型能够满足高效运算的需求。本文改进简化着陆腿有限元建模:分别采用壳单元、梁单元模拟着陆腿内外筒壁,充分考虑结构柔性以及筒壁间作用力;通过连接单元特性来表达缓冲材料的力学性能,减少了计算耗时;并采用隐式算法求解动力学方程,保证了计算精度。其中壳单元模型能够更全面地反映缓冲腿柔性变形对缓冲性能的影响;在考虑着陆腿柔性时,随着摩擦因数的增大,着陆腿缓冲性能随之下降。

**关键词:**飞行器设计;着陆仿真;着陆腿;动力学建模;非线性有限元

**中图分类号:** V415.4; V476.3

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2014)03-0469-06

## Dynamics Modeling and Simulation for Landing Legs of Lunar Lander

Chen Shulin, Liu Li, Dong Weili

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

**Abstract:** A simplified model is presented for cushion legs. Shell elements and beam elements are separately used to simulate the cylinders, taking the flexibility and the friction force of landing legs into consideration. Connector elements are used to present the dynamic performance of crushable material, improving the computational efficiency. Implicit dynamics procedure is introduced to ensure the calculation accuracy. The results show that shell element model can reflect the effect of legs' flexibility on landing performance better, meanwhile, as friction coefficient increasing, the energy absorption capabilities of legs are decreased.

**Key words:** aircraft design; landing simulation; landing legs; dynamics modeling; nonlinear finite element

在月球软着陆任务的末段,月球探测器从约 4 m 处的高度自由下落到月球表面。在着陆冲击过程中,探测器需要经历一个瞬态冲击载荷,探测器携带的电子仪器设备能否经受得住这一力学环境是软着陆能否成功的关键<sup>[1]</sup>,而该冲击载荷是通过探测器着陆腿缓冲传递给探测器主体。因此在探测器软着陆仿真分析过程中,着陆腿模型的正确建立显得尤为重要,它直接关系到后续分析工作的正确与否。

目前已有的软着陆分析建模方式主要分为 3 类。一类是采用多刚体动力学的方法,该方法多用

于软着陆稳定性分析<sup>[2]</sup>,其优点是计算效率高,但将着陆腿内外等效为刚体很难正确反映二者之间的正压力,进而摩擦力计算也是不准确的;另一类是采用柔性多体系统动力学的方法,该方法通过引入结构的模态信息进而考虑结构柔性,但该方法存在数值精度较差的缺陷<sup>[3]</sup>。同时这两种方法,月壤与足垫之间的相互作用都是根据具体工况依赖于半经验公式确定,无法准确考虑材料、边界条件等非线性因素。还有一类是采用非线性有限元分析方法建模,如文献[4],该方法能够很好反映探测器的柔性,同时较全面地考虑系统中几何、材料和接触等非线性

因素,但该方法在分析缓冲材料压溃过程时耗时巨大,对于制定冲击力学环境这类需要考虑多个工况的工程问题,该方法很难满足效率要求。

针对全系统非线性有限元建模分析效率低的问题,本文改进简化了着陆腿的有限元建模,分别采用梁单元、壳单元建立着陆腿内外筒有限元模型,通过连接单元特性来表达缓冲材料的力学性能,其中采用壳单元着陆腿模型能够较好地考虑着陆腿内外筒间的相互作用。

## 1 月球探测器着陆仿真模型

月球探测器为四腿悬臂式探测器。整个探测器模型由着陆器中心体与缓冲机构组成<sup>[5-6]</sup>,用ABAQUS软件对其建立了软着陆动力学仿真模型,如图1所示。其中缓冲机构由着陆腿和足垫组成,着陆腿又分为主缓冲腿和辅缓冲腿,主缓冲腿外筒与辅缓冲腿、主缓冲腿内筒下端与足垫以及着陆腿与着陆器中心体之间都采用球铰连接方式。

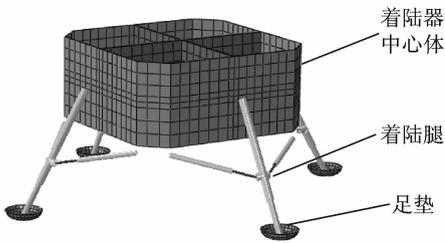


图1 月球探测器模型示意图

Fig. 1 Configuration of lunar lander

月球探测器着陆仿真分析中需要特别关注的两个非线性力学模型分别是着陆腿中的铝蜂窝模型以及月壤模型,下面分别对其进行介绍。

### 1.1 着陆腿模型

着陆腿由主辅缓冲腿构成,采用筒式结构,缓冲腿内嵌入铝蜂窝缓冲器,阿波罗探测器着陆腿即采用此类结构,如图2所示。探测器着陆时,铝蜂窝被压溃,通过产生较大塑性变形吸收着陆时的冲击能量。铝蜂窝缓冲器具有结构简单、工作稳定可靠等诸多优点,单级铝蜂窝压溃载荷行程曲线如图3所示,整个压溃过程可分为弹性段、压溃段和压实段。在实际应用中,通常结合不同强弱铝蜂窝达到多级压溃的台阶式效果。

结合实际工程应用情况,主、辅缓冲腿的载荷行程曲线可以简化成由弹性段和塑性段构成的理想化台阶模式,分别如图4,5所示。其中正值表示压载荷,负值表示拉载荷。

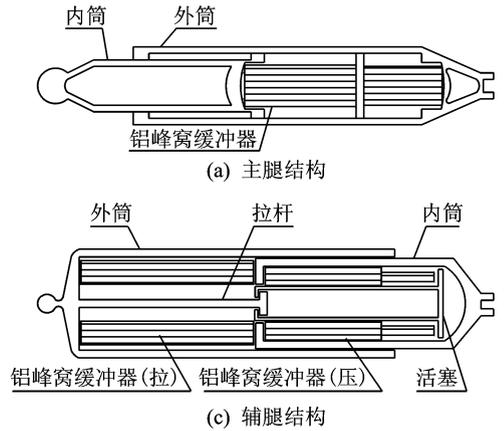


图2 阿波罗探测器着陆腿结构图

Fig. 2 Configuration of cushion legs used in APOLLO lunar module

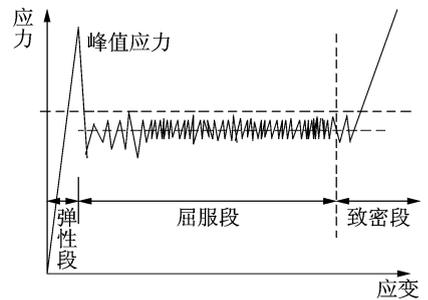


图3 单级铝蜂窝压溃载荷行程曲线

Fig. 3 Single aluminium honeycomb compression load as a function of compression stroke

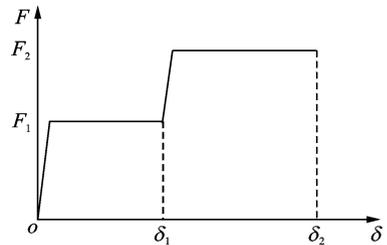


图4 简化的主缓冲腿载荷行程曲线

Fig. 4 Simplified primary-strut compression load as a function of compression stroke

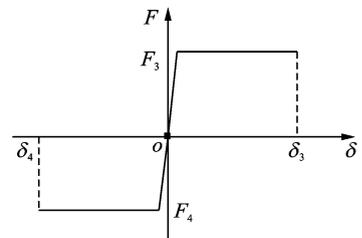


图5 简化的辅缓冲腿载荷行程曲线

Fig. 5 Simplified secondary-strut compression and tension loads as a function of compression stroke

在对着陆腿进行有限元建模时,可将整个机构建成有限元模型,即铝蜂窝采用 Crushable Foam<sup>[7]</sup>等模型模拟。但铝蜂窝压溃是一个塑性极强的过程,实际计算中如果采用隐式算法收敛性很难达到;如果采用显式算法,为到达稳定条件需要控制积分步长  $\Delta t$ ,积分步长  $\Delta t$  与单元最小尺寸  $L_{\min}$  满足关系: $\Delta t \approx L_{\min}/c$ (其中  $c$  为材料的波速),而压溃过程中单元会不断压缩进而影响计算效率;同时,探测器着陆冲击大约耗时 0.4 s,显式算法不能显示其计算的优势。再者,铝蜂窝实体化建模会引入众多接触,模型建立过程更加复杂,计算耗时随之增加。

综合以上因素,为减少计算规模,同时兼顾缓冲腿柔性变形对着陆冲击的影响,本文采用有限元柔性结构模拟缓冲腿内外筒,使用连接单元模拟缓冲腿的载荷行程关系,避免了铝蜂窝实际压溃过程复杂的仿真运算。本文分别使用梁单元与壳单元对缓冲腿内外筒进行建模,描述如下。

梁单元缓冲腿采用两节点线性单元,如图 6 所示。 $A, D$  两点分别位于外筒与内筒的端部,通过球铰与外部其他部件连接。在  $A, D$  之间建立连接单元,其中  $D$  为主控点,在  $D$  点建立随体坐标系,1 轴沿  $AD$  方向即缓冲腿轴线方向; $A$  点为受控点,在随体坐标系中只保留 1 轴方向的自由度;同时建立约束使  $C$  点位于  $AB$  连线上,以保证内外筒的共轴运动。赋予连接单元属性,使得缓冲腿的轴向力与线段  $AD$  的长度满足图 4,5 的要求。缓冲腿间的滑动摩擦力由库伦摩擦定义: $f = \mu F_N$ 。其中  $F_N$  为缓冲腿法向压力,由  $A, D$  两点的正压力  $F_r$ ,  $A$  点受到的弯矩和扭矩三方面引起: $F_N = F_r + F_{\text{bend}} + F_{\text{torq}}$ ,其中  $F_{\text{bend}}$  和  $F_{\text{torq}}$  分别为弯矩和扭矩等效到  $A$  点的力。

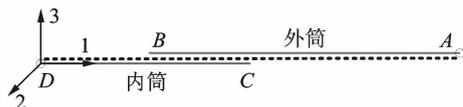


图 6 简化的梁单元缓冲腿模型

Fig. 6 Beam elements model for simplified landing legs

壳单元缓冲腿采用四节点简缩积分单元,如图 7 所示。在外筒与内筒的端部,分别建立参考点  $RA$  和  $RB$ ,  $RA$  和  $RB$  通过多点约束分别与外筒和内筒固连,同时  $RA$  和  $RB$  通过球铰与外部其他部件连接。同时,在  $RA$  与  $RB$  之间建立连接单元,建立方式与梁单元缓冲腿模型相同,其中  $RB$  为主控点,  $RA$  为受控点。同时,在外筒内壁与内筒外

壁之间建立接触,并采用库伦摩擦描述接触面间摩擦的相互作用。

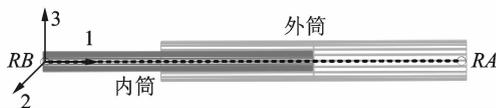


图 7 简化的壳单元缓冲腿模型

Fig. 7 Shell elements model for simplified landing legs

### 1.2 月壤模型

月壤模型的准确建立,同样对探测器缓冲性能的分析影响很大。根据不同的分析目的,目前有 3 种建模方法<sup>[3]</sup>:(1)离散元方法,该方法将月壤离散为众多刚性颗粒,彼此通过弹簧阻尼器连接,随着颗粒的细化该方法能真实反映月壤特性,但计算量巨大,不适宜在探测器着陆仿真分析中应用;(2)基于试验和经验的集中参数化建模,该方法假设月壤为非线性弹簧阻尼模型,主要应用于刚体动力学模型仿真分析中;(3)有限元方法,它采用弹塑性本构模型描述月壤,在有限元分析软件中通过设置相应的材料属性来表征月壤力学性能。

本文采用有限元方法建模,参考文献[7]给出的参数(具体参数见表 1)构造修正的 Drucker-Prager 盖帽模型来模拟月壤性能。将月壤划分网格,并使用八节点线性减缩积分六面体单元。

表 1 模拟月壤材料属性

Tab. 1 Material parameters for Lunar soil

参数	$d/\text{Pa}$	$\beta/(\text{°})$	$R$	$p_0/\text{Pa}$	$r$	$K$
数值	2 252	58.4	0.4	0	0.05	1

表中: $d$  为材料粘性, $\beta$  为材料摩擦角, $R$  为盖帽偏心率, $p_0$  为盖帽初始屈服面位置, $r$  为过渡面半径参数, $K$  为流动应力比。

## 2 非线性有限元动力学理论

按照有限元理论,可将连续结构进行空间离散得到如下代数方程形式

$$M\ddot{u} + I = F \tag{1}$$

式中: $\ddot{u}$  为加速度列阵; $M$  为质量矩阵; $I$  为单元内部节点力列阵; $F$  为外载荷列阵。

本文采用隐式算法求解方程(1)。对于隐式算法: $t + \Delta t$  时刻状态不仅与  $t$  时刻状态有关,而且与  $t + \Delta t$  时刻某些量有关。ABAQUS 隐式算法采用 Hilber-Hughes-Taylor 法进行差分,并使用 Newton-Raphson 方法进行迭代运算。

具体差分格式如下

$$M\ddot{\mathbf{u}}^{i+1} + (1 + \alpha)\mathbf{I}^{i+1} - \alpha\mathbf{I}^i = \mathbf{F}^{i+1} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \mathbf{u}^{i+1} = \mathbf{u}^i + \Delta t\dot{\mathbf{u}}^i + \Delta t^2 [(1/2 - \beta)\ddot{\mathbf{u}}^i + \beta\ddot{\mathbf{u}}^{i+1}] \\ \dot{\mathbf{u}}^{i+1} = \dot{\mathbf{u}}^i + \Delta t [(1 - \gamma)\ddot{\mathbf{u}}^i + \gamma\ddot{\mathbf{u}}^{i+1}] \end{cases} \quad (3)$$

将式(3)代入式(2)中,得到一组非线性代数方程

$$\mathbf{f}(\mathbf{u}^{i+1}, t^{i+1}) = 0 \quad (4)$$

使用 Newton-Raphson 迭代法求解方程,迭代格式为

$$\mathbf{u}_{n+1}^{i+1} = \mathbf{u}_n^{i+1} - \mathbf{K}_n^{-1} \mathbf{f}$$

其中  $\mathbf{K}_n$  为第  $n$  次迭代时的等效切向刚度矩阵

$$\mathbf{K}_n = \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{u}_n^{i+1}, t^{i+1})}{\partial \mathbf{u}_n^{i+1}}$$

比较  $\mathbf{u}_{n+1}^{i+1}$  与  $\mathbf{u}_n^{i+1}$ , 如果满足收敛准则, 则退出牛顿迭代, 进入下一个时间步的计算。

选取特定的  $\beta$  值, 该隐式算法是无条件稳定, 因而在同等精度条件下, 隐式算法可以使用较大的时间积分步长。

### 3 动力学仿真分析

按照上文建立的有限元模型, 采用四腿同时着陆方式, 设置仿真分析工况: 月球重力场下(重力加速度  $1.63 \text{ m/s}^2$ ), 探测器从  $0.1 \text{ m}$  高处以  $3.8 \text{ m/s}$  的速度竖直下落到水平月面上, 月壤材料按 1.2 节参数设置。如图 8 所示, 由于结构对称, 选取着陆器其中一个角点作为测试点, 通过其加速度响应表征着陆器缓冲性能。

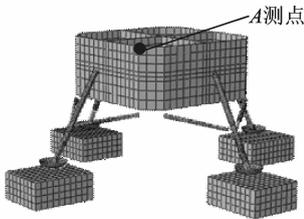


图 8 着陆动力学仿真模型

Fig. 8 Finite element model for dynamic simulation

仿真过程采用 ABAQUS/Standard 隐式动力学程序作为求解器。隐式积分步长取  $1 \text{ ms}$ , 着陆工况仿真  $0.4 \text{ s}$ 。

#### 3.1 加速度响应结果

分别采用梁单元缓冲腿模型和壳单元缓冲腿模型进行仿真计算。由于实际着陆腿间的摩擦机理比较复杂, 且金属间的动摩擦因数也是处于一个变化范围内, 本文计算了不同的摩擦因数下, 两模型的加速度响应。

首先考虑摩擦因数  $\mu=0$  的情形, 测点加速度响应如图 9 所示。

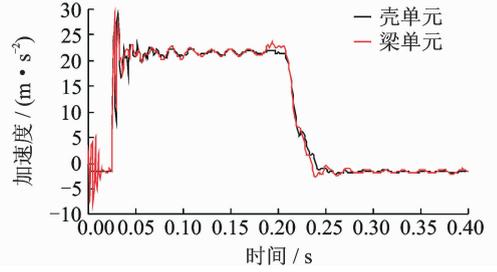


图 9 加速度响应对比图( $\mu=0$ )

Fig. 9 Acceleration response curves of shell element and beam element models ( $\mu=0$ )

由图 9 可知, 在无摩擦时两模型加速度平稳段响应峰值基本相同, 保持在  $21.5 \text{ m/s}^2$  左右振荡, 缓冲时间约为  $0.22 \text{ s}$ , 缓冲性能差别不大。

摩擦因数  $\mu=0.1, \mu=0.4$  的情形, 测点加速度响应分别如图 10, 11 所示。随着摩擦因数的增大, 壳单元模型展示的缓冲性能明显降低。 $\mu=0.1$  时, 壳单元模型加速度平稳段响应峰值与  $\mu=0$  时基本相同, 保持在  $23.3 \text{ m/s}^2$  左右振荡, 缓冲时间约为  $0.2 \text{ s}$ ; 梁单元模型缓冲性能基本不变。 $\mu=0.4$  时, 壳单元模型加速度平稳段响应峰值基本相同保持在  $28.3 \text{ m/s}^2$  左右振荡, 缓冲时间约为  $0.17 \text{ s}$ ; 梁单元模型加速度平稳段响应峰值基本相同保持在  $22.3 \text{ m/s}^2$  左右振荡, 缓冲时间约为  $0.21 \text{ s}$ 。

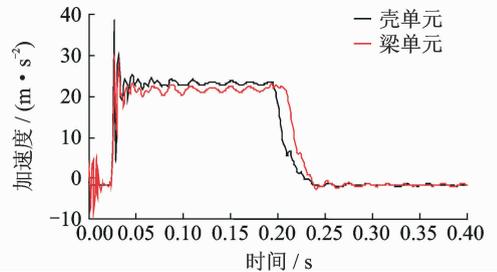


图 10 加速度响应对比图( $\mu=0.1$ )

Fig. 10 Acceleration response curves of shell element and beam element models ( $\mu=0.1$ )

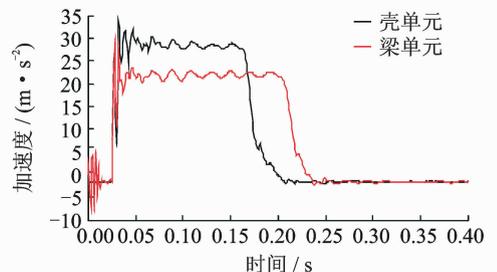


图 11 加速度响应对比图( $\mu=0.4$ )

Fig. 11 Acceleration response curves of shell element and beam element models ( $\mu=0.4$ )

梁单元模型缓冲性能随摩擦因数改变不明显,壳单元模型缓冲性能随摩擦因数增大降低显著,分别如图 12,13 所示。原因在于,采用梁单元模拟时,摩擦力计算仅仅依赖缓冲腿两端所受的力与力矩等效所得的压力,并没有考虑实际两腿间的接触,因而缓冲腿柔性变形对摩擦力的影响考虑不够全面。采用壳单元模拟时,设置了接触,计算摩擦力时充分考虑了各接触面的变形影响,内筒与外筒的柔性变形使得它们的轴线并不总是保持相对平行,当内筒与外筒轴线交角过大时甚至会出现卡死现象,这对缓冲性能影响巨大。在实际结构中采用轴承或加强筒壁刚度、涂抹润滑剂等方式保证缓冲性能、避免卡死。

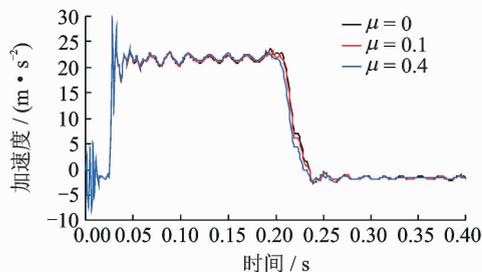


图 12 不同摩擦因数下梁单元模型缓冲性能对比图  
Fig. 12 Acceleration response curves of beam element model with different friction coefficients

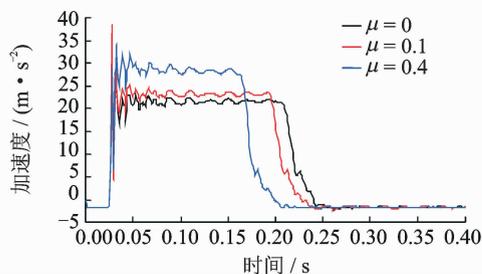


图 13 不同摩擦因数下壳单元模型缓冲性能对比图  
Fig. 13 Acceleration response curves of shell element model with different friction coefficients

### 3.2 冲击响应谱结果

按照文献[1],可以采用冲击响应谱描述探测器着陆冲击力学环境。通过变换得到两模型的冲击响应谱,如图 14,15 所示。与加速度时域结果类似,摩擦因数对壳单元模型响应结果影响显著。

## 4 结 论

本文分别采用梁单元、壳单元建立了着陆缓冲腿简化模型,对月球探测器软着陆过程进行了仿真分析。该仿真模型,较全面考虑了月壤、缓冲器和

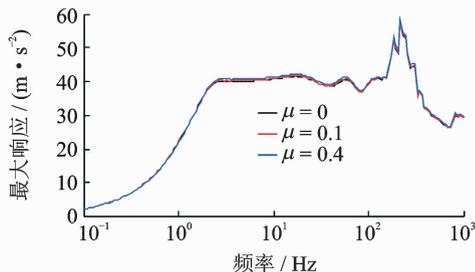


图 14 不同摩擦因数下梁单元冲击响应谱比较  
Fig. 14 Shock response spectrum of beam element model with different friction coefficients

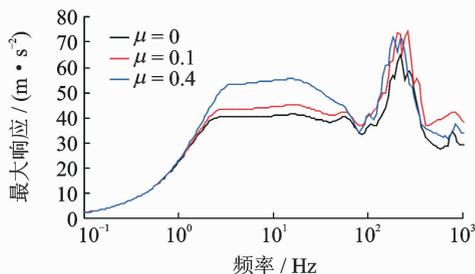


图 15 不同摩擦因数下壳单元冲击响应谱比较  
Fig. 15 Shock response spectrum of shell element model with different friction coefficients

接触等非线性因素。

(1)壳模型能够更全面地反映缓冲腿柔性变形对缓冲性能的影响。摩擦因数较小时,两模型结果相差不大;摩擦因数增大,壳模型缓冲性能改变显著。

(2)随着摩擦因数的增大,着陆缓冲性能随之下降。

(3)实际结构拥有较好润滑,可以采用单元数较少的梁模型进行模拟,以进一步提高计算效率。

### 参考文献:

[1] 赵俊锋,刘莉,周思达,等.月球探测器软着陆冲击力学环境研究[J].振动与冲击,2012,31(3):37-42.  
Zhao Junfeng, Liu Li, Zhou Sida, et al. Dynamic environment research for soft landing for lunar lander [J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(3): 37-42.

[2] 曾福明,杨建中,朱汪,等.月球着陆器着陆缓冲性能研究[J].航天器工程,2010,19(5):43-49.  
Zeng Fuming, Yang Jianzhong, Zhu Wang, et al. Research on landing impact attenuation performance of lunar lander [J]. Spacecraft Engineering, 2010, 19

- (5):43-49.
- [3] 赵俊锋. 月球探测器软着陆动力学分析及力学环境研究[D]. 北京:北京理工大学, 2011.  
Zhao Junfeng. A study on soft-landing dynamics and environment of lunar lander[D]. Beijing:Beijing Institute of Technology, 2011.
- [4] 万峻麟, 聂宏, 陈金宝, 等. 月球着陆器有效载荷着陆冲击响应分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(11):2456-2463.  
Wan Junlin, Nie Hong, Chen Jinbao, et al. Impact response analysis of payloads of lunar lander for lunar landing[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(11): 2456-2463.
- [5] Lavender R. E. Equations for two-dimensional analysis of touchdown dynamics of spacecraft with hinged legs including elastic, damping, and crushing effects [R]. Huntsville: George C Marshall Space Flight Center, N 66 23668, 1963.
- [6] Doiron H H, Zupp G A. A mathematical procedure for predicting the touchdown dynamics of a soft-landing vehicle[R]. Houston: Manned Spacecraft Center, NASA TN D-7045, 1971.
- [7] 梁东平, 柴洪友. 着陆冲击仿真月壤本构模型及有限元建模[J]. 航天器工程, 2012, 21(1):18-24.  
Liang Dongping, Chai Hongyou. Lunar soil constitutive and finite element modeling for landing impact simulation[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(1): 18-24.