

气囊回收系统的着陆适应性仿真分析

赵炳旗¹, 徐振亮², 吴胜宝², 何欢^{1,3}, 陈国平^{1,3}

(1. 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016; 2. 中国运载火箭技术研究院研发中心, 北京 100076; 3. 南京航空航天大学 振动工程研究所; 南京 210016)

摘要: **目的** 提出一种气囊着陆缓冲等效分析方法, 将有限元仿真和理论分析相结合, 借助理论分析的优点实现对气囊回收系统着陆缓冲冲击性能快速评估的目的。 **方法** 首先建立气囊有限元模型, 通过有限元分析获得载荷-压缩量曲线, 根据曲线拟合出接触载荷与气囊压缩量的关系式。同时, 利用高斯函数模拟斜坡, 考虑一质量块和气囊以一定初速度竖直向下撞击到该坡面上, 只考虑坡度大小和表面粗糙度对气囊冲击载荷的影响。最后, 利用中心差分法计算出质量块的位移、速度以及加速度。 **结果** 在撞击点的坡度为 0° , 20.27° 和 31.24° 时, 得到理论的水平方向和竖直方向上的最大过载, 与仿真输出的结果进行对照, 在误差允许的范围内, 理论与仿真结果一致。分析比较不同撞击点的坡度下水平和竖直方向最大过载以及气囊离开地面时的角速度。当撞击点坡度为 0° 时, 水平方向最大过载为 0, 随着撞击点坡度增大, 水平方向的最大过载逐渐增大; 竖直方向最大过载的值最大, 为 224.5 m/s^2 , 随着撞击点坡度增大, 竖直方向的最大过载逐渐减小。当撞击点坡度为 0° 时, 角速度为 0, 气囊离开地面时的角速度逐渐增大, 其增幅在 0° 到 20° 之间较大。 **结论** 气囊着陆缓冲等效分析方法计算得到的结果与仿真得到的结果相一致, 验证了该理论计算方法的有效性, 因此可以利用该方法对缓冲气囊的冲击性能进行快速评估。

关键词: 气囊计算; 仿真建模; 动力学模型

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.09.011

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)09-0054-07

Landing Adaptability Simulation Analysis of Airbag Recovery System

ZHAO Bing-qi¹, XU Zhen-liang², WU Sheng-bao², HE Huan^{1,3}, CHEN Guo-ping^{1,3}

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing, 210016, China;

2. Research and Development Center of China Launch Vehicle Technology Research Institute, Beijing, 100076, China;

3. Institute of Vibration Engineering Research, Nanjing University of Aeronautic and Astronautic, Nanjing, 210016, China)

ABSTRACT: Objective To propose an airbag landing buffer equivalent analysis method, combine the finite element simulation and the theory analysis and have rapid assessment of the landing buffer impact performance of the airbag recovery system based on advantages of theoretical analysis. **Methods** Firstly, the finite element model of the airbag was established. The load-compression curve was obtained by finite element analysis. The relationship between the contact load and the airbag compression was fitted according to the curve. At the same time, the surface of a slope was simulated with a Gaussian function. A mass (simulated spacecraft) attached to an airbag impacted the slope surface with an initial velocity. Only the impact of the grade and the surface roughness on the airbag load were considered. Finally, the center difference method was used to calculate the displacement, velocity and acceleration. **Results** When

收稿日期: 2018-05-11; 修订日期: 2018-06-07

作者简介: 赵炳旗 (1994—), 男, 浙江人, 硕士研究生, 主要研究方向为结构动力学。

通讯作者: 陈国平 (1956—), 男, 浙江人, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为结构动力学与控制。

the impact point slopes were 0° , 20.27° , and 31.24° , the theoretical maximum overload in the horizontal and vertical directions was obtained after calculation. Compared the results with the simulation outputs, within the allowable error range, the theoretical and simulation results were nearly the same. Horizontal and vertical maximum overload and the angular velocity of the airbag under the slope of different impact points were analyzed and compared. When the impact point slope was 0° , the maximum overload in the horizontal direction was 0. As the impact point slope increased, the maximum overload in the horizontal direction gradually increased. When the impact point slope was 0° , the maximum overload in the vertical direction was the maximum- 224.5 m/s^2 . The maximum overload in the vertical direction gradually decreased as the impact point slope increased. When the impact point slope was 0° , the angular velocity was 0, and the angular velocity of the airbag gradually increased and increased larger between 0° and 20° . **Conclusion** The calculated results of the air bag landing buffer equivalent analysis method are consistent with the simulation results, which verifies the validity of the theoretical calculation method. Therefore, this method can be used to quickly evaluate the impact performance of the cushion air bag.

KEY WORDS: airbag calculation; simulation modeling; dynamic model

半个世纪以来,人们已经成功实现了对火星、月球、小行星彗星等不同天体的探索。在探索的过程中,气囊常常被用于航天器着陆时的缓冲物。气囊作为一种弹性元件,有很好的减振吸振性能。然而,考虑到不同天体表面的复杂性,人们需要考虑较多因素,主要包括岩石尺寸、坡度大小、表面粗糙度、雷达反射率、表面承重能力等^[1]。

气囊在几何上和材料上都是非线性的,在很小的外力作用下,可能引起很大的几何变形。气囊所用的薄膜材料一般为橡胶、塑胶等非线性高弹性材料^[2-3]。对于气囊的计算,采用的分析方法主要有两种:一种是解析分析法,J.B.ESGAR 等人从热力学方程出发,建立了气囊的解析模型,讨论了一系列气囊参数之间的关系,但并没有分析设计参数对时域缓冲特性的影响^[4]。另一种是有限元仿真计算,主要的应用软件有 DYTRAN 和 DYNA。这种有限元仿真的优势在于可对气囊的全向缓冲特性进行分析,同时可以模拟出各种着陆表面情况,缺点是不利于气囊设计参数的初始选定和设计规律的定性分析,且计算时间长^[5-6]。

完全采用详细的有限元模型完成全部状态的着陆缓冲动力学仿真分析所需的计算量过于巨大。为解决该问题,文中提出了一种气囊着陆缓冲等效分析方法,将有限元仿真和理论分析相结合,借理论分析

的优点实现对气囊回收系统着陆缓冲冲击性能快速评估的目的。

1 气囊计算简化过程

如图 1 所示,航天器以一定初速度撞击到斜坡上,用一个封闭的气囊对其进行减速缓冲。现将航天器等效成一个质量块 m ,气囊等效成一个弹簧,由于气囊刚度渐硬的特性,其弹性系数不是常量,会随着气囊压缩量的增大而增大。可利用有限元软件,建立相应的气囊模型,在无重力的条件下测出接触载荷 F 与气囊压缩量 x 的关系曲线。

斜坡表面的地形形状可通过航天器观测得到,可用一条拟合的函数曲线 $y=f(x)$ 表示。航天器的着陆点具有不确定性,假设着陆点为 $\bar{O}(x_0, y_0)$ 。如图 2 所示,以着陆点 $\bar{O}$ 为原点,斜坡的切线方向为 $\bar{X}$ 轴,法线方向为 $\bar{Y}$ 轴建立局部坐标系 $\bar{X}\bar{O}\bar{Y}$ 。局部坐标系与总体坐标系的夹角为 θ ,定义 θ 为撞击点处的坡度。记等效质量块在局部坐标系中的坐标为 $(\bar{x}, \bar{y})$,在总体坐标系中的坐标为 (x, y) 。

由牛顿第二定律,在 $\bar{Y}$ 轴方向上,有:

$$m\ddot{\bar{y}} = F - mg \cos \theta \quad (1)$$

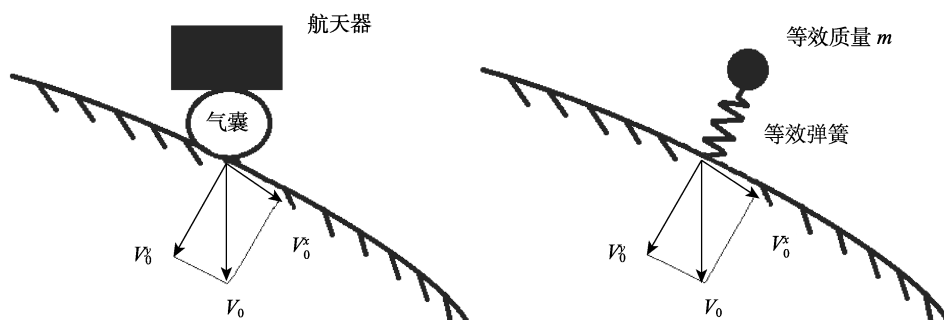


图 1 航天器与气囊的简化

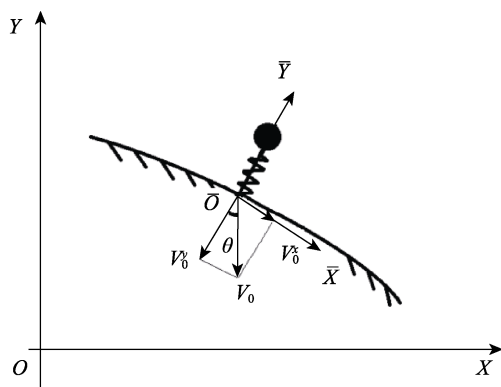


图2 局部坐标系的建立

在 $\bar{X}$ 方向上, 有:

$$m\ddot{\bar{x}} = mg \sin \theta - F \cdot \mu \quad (2)$$

式中: μ 为斜坡表面摩擦系数。

若以气囊的中心为旋转中心, 则有:

$$J\alpha = (F \cdot \mu + mg \sin \theta) \cdot \frac{\bar{y}}{2} \quad (3)$$

式中: J 为转动惯量, $J = m \left(\frac{\bar{y}_0}{2} \right)^2$; α 为加速度。

2 中心差分法

解动力学方程 (1)、(2) 和 (3)。由于接触载荷 F 与气囊的压缩量有关, 即 F 是关于 $\bar{y}$ 的一个非线性函数, 要得到方程的解析解十分困难, 可以中心差分法来解这三个方程。中心差分法是一种有效的数值计算方法^[7-10], 该方法的原理如下:

给定初始条件, 将位移函数 u_t 用 Taylor 级数展开:

$$u_{t+\Delta t} = u_t + \dot{u}_t \Delta t + \frac{1}{2} \ddot{u}_t \Delta t^2 + O(\Delta t^3) \quad (4)$$

$$u_{t-\Delta t} = u_t - \dot{u}_t \Delta t + \frac{1}{2} \ddot{u}_t \Delta t^2 + O(\Delta t^3)$$

解出:

$$\begin{aligned} u_{t+\Delta t} - u_{t-\Delta t} &= 2\dot{u}_t \Delta t & \dot{u}_t &= \frac{u_{t+\Delta t} - u_{t-\Delta t}}{2\Delta t} \\ u_{t+\Delta t} + u_{t-\Delta t} &= 2u_t + \ddot{u}_t \Delta t^2 & \Rightarrow & \ddot{u}_t = \frac{u_{t+\Delta t} - 2u_t + u_{t-\Delta t}}{\Delta t^2} \end{aligned} \quad (5)$$

把式 (5) 带入 t 时刻的动力学方程有: $M\ddot{u}_t + C\dot{u}_t + Ku_t = f_t$, 得:

$$\begin{aligned} \left(\frac{1}{\Delta t^2} M + \frac{1}{2\Delta t} C \right) u_{t+\Delta t} &= f_t - \\ \left(K - \frac{2}{\Delta t^2} M \right) u_t &- \left(\frac{1}{\Delta t^2} M - \frac{1}{2\Delta t} C \right) u_{t-\Delta t} \end{aligned} \quad (6)$$

其中, 初始条件为 $u(0) = u_0$, $\dot{u}(0) = \dot{u}_0$, 则初始加速度 $\ddot{u}(0) = M^{-1}(f_0 - C\dot{u}_0 - Ku_0)$, 起始步的计算:

$$u_{-\Delta t} = u_0 - \dot{u}_0 \Delta t + \frac{1}{2} \ddot{u}_0 \Delta t^2, \quad \Delta t \leq t_{cr} = \frac{2}{\omega} = \frac{T}{\pi}.$$

现利用中心差分法计算出局部坐标系下水平和竖直方向上的位移、速度和加速度, 以竖直方向 $\bar{y}(t)$ 为例。在 $\bar{Y}$ 轴方向上, $\bar{y}_0$ 已给出, $\dot{\bar{y}} = V \cdot \cos \theta$, $\ddot{\bar{y}}_0 = \frac{1}{m}(F_0 - mg \cos \theta)$, 记时间步长为 $\Delta t \leq t_{cr} = \frac{2}{\omega} = \frac{T}{\pi}$ 。在起始步中 $\bar{y}_{-\Delta t} = \bar{y}_0 - \dot{\bar{y}} \Delta t + \frac{1}{2} \ddot{\bar{y}} \Delta t^2$, 而 $M = m$, $K = C = 0$, $f_t = F - mg \cos \theta$, 代入循环公式 (6) 中, 则有

$$\bar{y}_{t+\Delta t} = \frac{\Delta t^2}{m} (F - mg \cos \theta) + 2\bar{y}_t - \bar{y}_{t-\Delta t} \quad (7)$$

$$\text{当 } t = 0 \text{ 时, } \bar{y}_{\Delta t} = \frac{\Delta t^2}{m} (F_0 - mg \cos \theta) + 2\bar{y}_0 - \bar{y}_{-\Delta t}$$

$$\text{当 } t = \Delta t \text{ 时, } \bar{y}_{2\Delta t} = \frac{\Delta t^2}{m} (F_{\Delta t} - mg \cos \theta) + 2\bar{y}_{\Delta t} - \bar{y}_0$$

当 $t = 2\Delta t$ 时,

$$\bar{y}_{3\Delta t} = \frac{\Delta t^2}{m} (F_{2\Delta t} - mg \cos \theta) + 2\bar{y}_{2\Delta t} - \bar{y}_{\Delta t}$$

当 $t = n\Delta t$ 时,

$$\bar{y}_{(n+1)\Delta t} = \frac{\Delta t^2}{m} (F_{n\Delta t} - mg \cos \theta) + 2\bar{y}_{n\Delta t} - \bar{y}_{(n-1)\Delta t}$$

经过 $n+1$ 次迭代之后, 可求得局部坐标系中竖直方向质量块的位移 $\bar{y}$ 随时间 t 变化的曲线, 再根据式 (5), 可以得到速度以及加速度曲线。

3 局部坐标系与总体坐标系

由于中心差分法计算所得的位移、速度、加速度在局部坐标系中, 因此需要将它们转化到总体坐标系中。如图 3 所示, 坐标系 XOY 为总体坐标系, $\bar{X}\bar{O}\bar{Y}$ 为局部坐标系。其中局部坐标系的原点 $\bar{O}$ 在总体系下的坐标为 (x_0, y_0) , 两个坐标系的夹角为 θ , 对于任意 $\bar{X}\bar{O}\bar{Y}$ 上的点 $(\bar{x}, \bar{y})$, 其在总体坐标系上的坐标为:

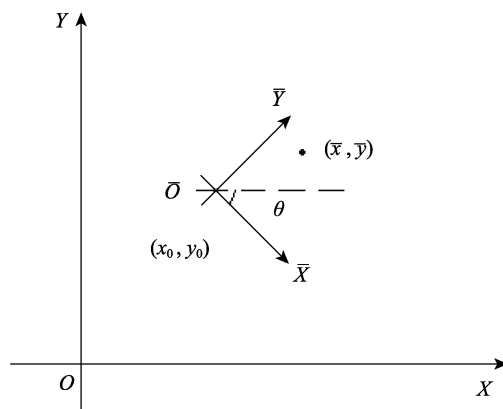


图3 总体坐标系与局部坐标系

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \cos \theta \bar{x} + \sin \theta \bar{y} \\ y &= y_0 - \sin \theta \bar{x} + \cos \theta \bar{y} \end{aligned} \quad (8)$$

则位移转换关系式可用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \end{bmatrix} \quad (9)$$

同理得到速度转换关系式:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\bar{x}} \\ \dot{\bar{y}} \end{bmatrix} \quad (10)$$

以及加速度转换关系式:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\bar{x}} \\ \ddot{\bar{y}} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: $\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix}$ 和 $\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix}$ 分别为总体坐标系中质

量块的位移、速度和加速度; $\begin{bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix} \dot{\bar{x}} \\ \dot{\bar{y}} \end{bmatrix}$ 和 $\begin{bmatrix} \ddot{\bar{x}} \\ \ddot{\bar{y}} \end{bmatrix}$ 分别为局部坐标系中质量块的位移、速度和加速度。

4 算例

利用 Patran 软件, 建立一个均压球形气囊模型, 气囊半径为 1 m。气囊的上方为等效质量块, 质量为 256 kg, 气囊顶部点和上方板的中心点为同一个节点, 记为点 P。气囊的下方是地面, 地面的节点为固定节点。气囊和质量块以初始速度 20 m/s, 在无重力的条件下撞击到地面上, 输出节点 P 的位移、速度以及加速度。以气囊的压缩量为横坐标, 所受的力 (质量×加速度) 为纵坐标, 作接触载荷-压缩量曲线关系图。根据曲线趋势, 得到曲线的关系式为 $F = 111886x^2$ 。

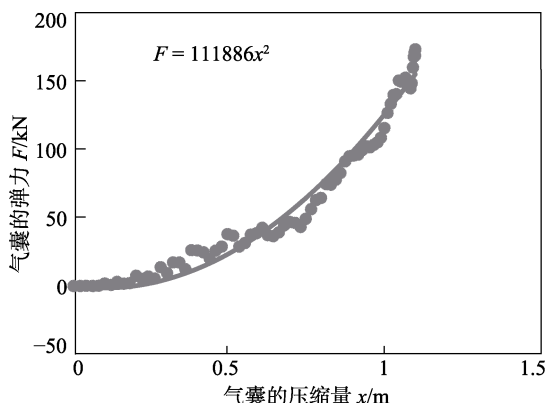


图 4 接触载荷-压缩量曲线

斜坡的表面形状可用函数来表示, 高斯曲线

$y = f(x) = e^{-\frac{x^2}{2}}$ 模拟的斜坡表面如图 5 所示。记落点的坐标为 $(x_0, e^{-\frac{x_0^2}{2}})$, 以落点为坐标原点, 斜坡的切

向为横轴 $\bar{X}$, 法向为纵轴 $\bar{Y}$ 建立局部坐标系, 局部坐标系与总体坐标系的夹角为 $\theta = \arctan\left(x_0 e^{-\frac{x_0^2}{2}}\right)$ 。

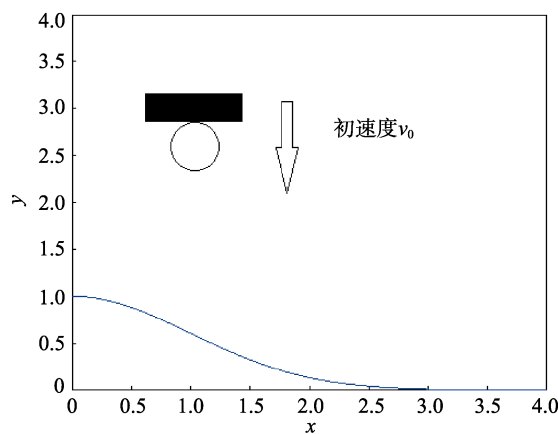


图 5 航天器和气囊撞击示意图

航天器和气囊以初始速度 $v_0 = 10$ m/s 竖直下落, 撞击到斜坡上, 重力加速度为 9.8 m/s^2 。记气囊撞击到斜坡上的时间为 $t_0 = 0$, 建立三个方向的微分方程, 编写 Matlab 程序, 利用中心差分法, 解出微分方程 (1), (2) 和 (3)。利用坐标转化矩阵 (9), (10) 和 (11), 得到总体坐标系下的位移、速度、加速度曲线。

输出结果以落点 (0.400, 0.923) 为例, 此时撞击点处的斜坡坡度 20.27° , 如图 6 所示。气囊与斜坡撞击后约 0.2 s 离开地面, 在撞击的过程中, 等效质量在竖直方向的最大过载为 195.4 m/s^2 , 在撞击后, 竖直方向速度的值减小, 方向变为反向; 等效质量在水平方向的最大过载为 66 m/s^2 , 在撞击后, 水平方向速度约为 66.6 m/s。撞击过后, 由于坡面的角度较大, 此时转动的角速度约为 0.5 rad/s。

5 仿真验证

5.1 撞击点坡度为 0°

利用 Patran 软件, 建立气囊模型, 如图 7 所示, 气囊半径为 1 m。气囊的上方为等效质量块, 质量为 256 kg, 气囊和质量块初始速度为 10 m/s, 方向竖直向下, 重力加速度为 9.8 m/s^2 。输出水平方向和竖直方向的过载曲线, 与理论解进行对照, 如图 8 所示。在理论解中, 等效质量块水平方向的过载始终为 0, 竖直方向的最大过载为 224.5 m/s^2 。在仿真解中, 水平方向的过载存在一定波动, 在滤波之后, 过载近似为 0, 与理论解相当。竖直方向的过载也存在一定扰动, 滤波后其最大过载约为 224.5 m/s^2 , 等于理论解。因此, 当撞击点坡度为 0° 时, 理论计算与仿真结果相一致。

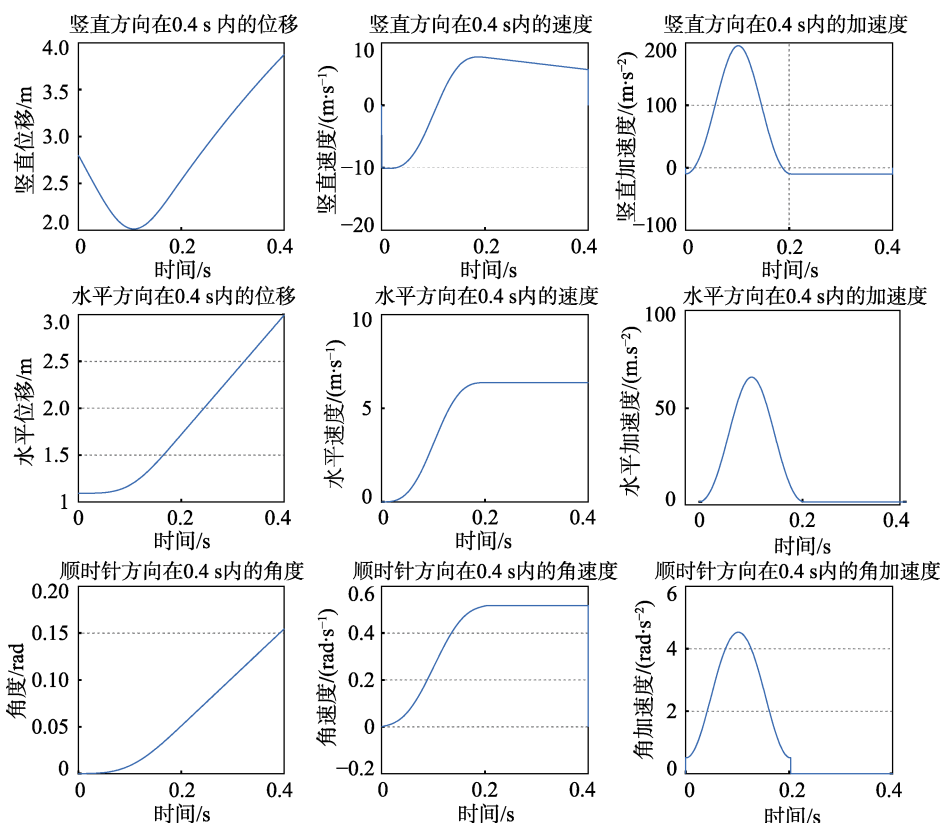


图6 总体坐标系中落点为(0.400, 0.923)、坡度为20.27°的输出结果

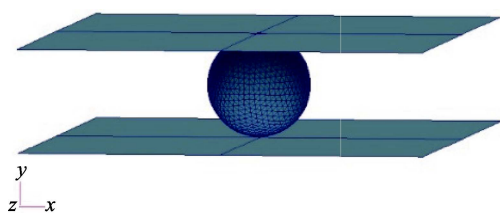


图7 撞击点坡度为0°时的示意图

5.2 撞击点坡度为20.27°

利用 Patran 软件, 建立气囊模型, 如图9所示, 气囊半径为1 m。气囊的上方为等效质量块, 质量为256 kg, 撞击点坡度为20.27°, 气囊和质量块初始速度为10 m/s, 方向竖直向下, 重力加速度为9.8 m/s²。输出水平方向和竖直方向的过载曲线, 与理论解进行对照, 如图10所示。在理论解中, 等效质量块水平方向的最大过载为66.6 m/s², 竖直方向的最大过载为195.4 m/s²。在仿真解中, 水平方向的过载存在一定波动, 在滤波之后, 最大值为70 m/s², 与理论解的相对误差为4.8%。竖直方向的过载也存在一定扰动, 滤波后其最大过载约为183 m/s², 与理论解的相对误差为6.8%。因此, 在误差允许的范围, 理论计算与仿真结果相一致。

6.3 撞击点坡度为31.24°

利用 Patran 软件, 建立气囊模型, 如图11所示,

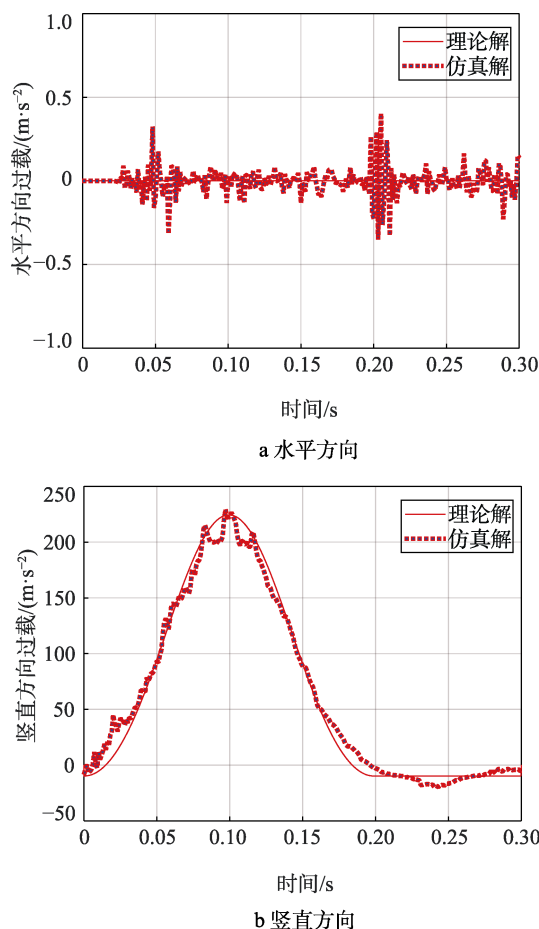


图8 撞击点坡度为0°时理论与仿真过载曲线比较

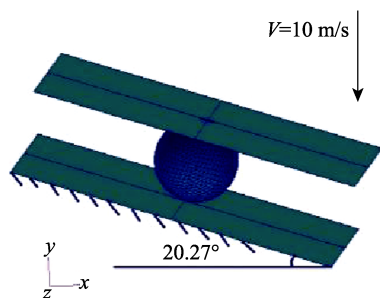
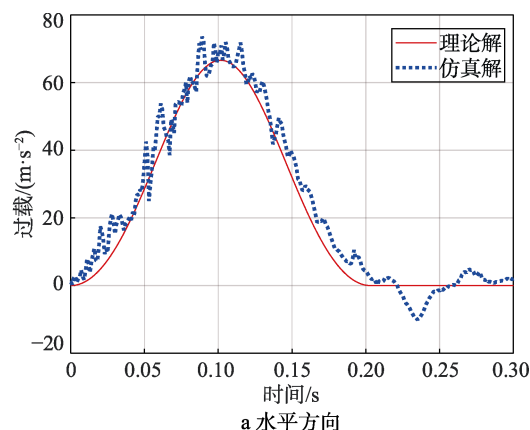
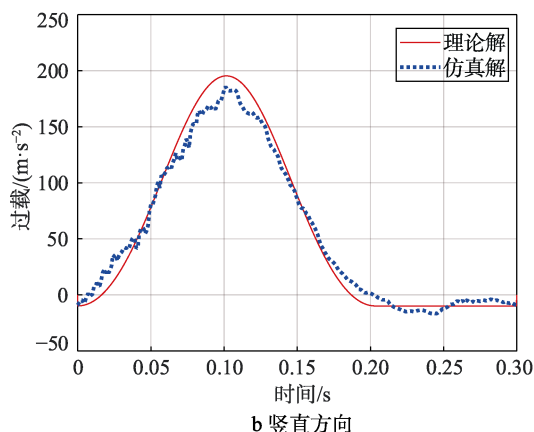


图 9 撞击点坡度为 20.27°时的示意图



a 水平方向



b 竖直方向

图 10 撞击点坡度为 20.27°时理论与仿真过载曲线比较

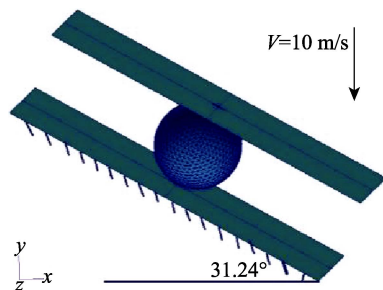
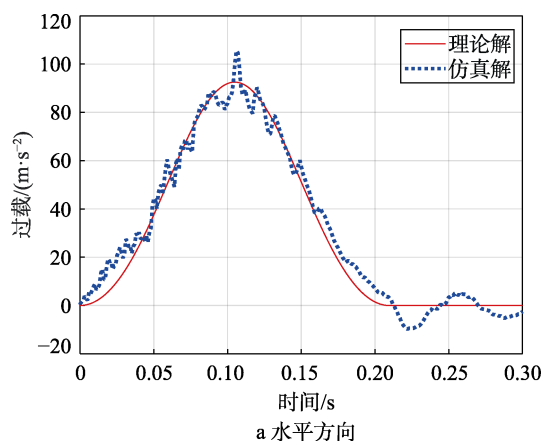


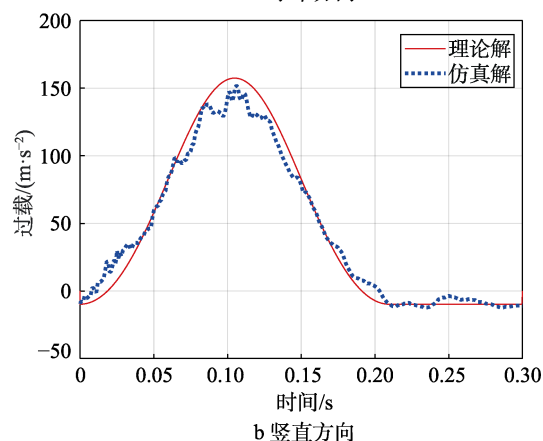
图 11 撞击点坡度为 31.24°时的示意图

气囊半径为 1 m。气囊的上方为等效质量块, 质量为 256 kg, 撞击点坡度为 31.24°, 气囊和质量块初始速度为 10 m/s, 方向竖直向下, 重力加速度为 9.8 m/s²。输出水平方向和竖直方向的过载曲线, 与理论解进行

对照, 如图 12 所示。在理论解中, 等效质量块水平方向的最大过载为 92.5 m/s², 竖直方向的最大过载为 157.5 m/s²。在仿真解中, 水平方向的过载存在一定波动, 在滤波之后, 最大值为 96 m/s², 与理论解的相对误差为 3.6%。竖直方向的过载也存在一定扰动, 滤波后其最大过载约为 148 m/s², 与理论解的相对误差为 6.4%。因此, 在误差允许的范围内, 理论计算与仿真结果相一致。



a 水平方向



b 竖直方向

图 12 撞击点坡度为 31.24°时理论与仿真过载曲线比较

6 不同撞击角度情况比较

气囊和等效质量块以同一速度撞击到斜坡的不同落点时, 撞击速度与坡面的夹角不同, 水平方向和竖直方向的最大过载也不同。最大过载随撞击点坡度变化的曲线如图 13 所示。根据曲线可知, 当撞击点坡度为 0°时, 水平方向最大过载为 0, 随着撞击点坡度的增大, 水平方向的最大过载逐渐增大。在撞击点坡度为 0°时, 竖直方向最大过载的值最大, 为 224.5 m/s², 随着撞击点坡度增大, 竖直方向的最大过载逐渐减小。此外, 在不同撞击点上, 比较气囊弹离地面时的角速度, 如图 14 所示。当撞击点的坡度在 0°到 20°之间时, 气囊离地时的角速度随坡度的增加而增大;

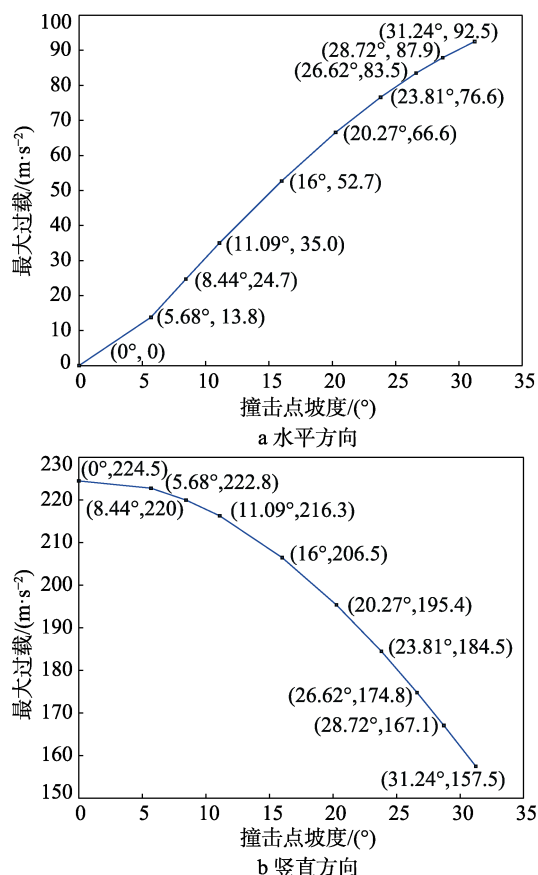


图 13 最大过载随撞击点的坡度变化曲线

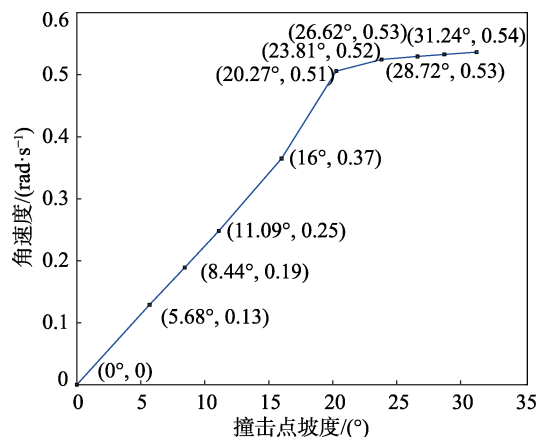


图 14 气囊离地时的角速度随撞击点的坡度变化曲线

当撞击点的坡度在 20°到 30°之间时, 气囊离地时的角速度随坡度的增加而增大, 但增大的程度变缓。

7 结论

文中提出了一种计算气囊的理论方法。首先建立

了气囊有限元模型, 在无重力条件下对给定气囊施加载荷, 得到接触载荷-压缩量曲线, 根据曲线拟合出接触载荷与气囊压缩量的关系式。同时利用高斯函数模拟斜坡的坡面, 考虑一质量块(模拟航天器)和气囊以一定初速度竖直向下撞击到该坡面上, 只考虑坡度大小和表面粗糙度对气囊载荷的影响, 利用中心差分法计算出质量块的位移、速度以及加速度。

将理论计算所得的结果与仿真输出的结果进行对照, 在撞击点的坡度为 0°, 20.27°和 31.24°时, 得到理论的水平方向和竖直方向上的最大过载。与仿真结果对照, 在误差允许的范围内, 理论与仿真结果一致, 从而验证了该理论计算方法的有效性。

利用该方法, 分析比较不同的撞击角度下, 等效质量块水平、竖直方向上最大过载以及气囊离开地面时的角速度。当撞击点坡度为 0°时, 水平方向最大过载为 0, 随着撞击点坡度增大, 水平方向的最大过载逐渐增大; 竖直方向最大过载的值最大, 为 224.5 m/s², 随着撞击点坡度增大, 竖直方向的最大过载逐渐减小; 当撞击点坡度为 0°时, 角速度为 0, 气囊离开地面时的角速度逐渐增大, 其增幅在 0°到 20°之间较大。

参考文献:

- [1] 葛丹桐, 崔平远. 地外天体着陆点选择综述与展望[J]. 深空探测学报, 2016, 3(3): 197-203.
- [2] 万志敏, 谢志民. 气囊缓冲飞行器模型着陆特性的试验研究[J]. 试验技术与试验机, 2003, 43(1): 9-12.
- [3] 黄国, 李玮洁. 缓冲气囊研究方法进展[J]. International Journal of Mechanics Research, 2013(2): 1-6.
- [4] 孙宁国, 李良春. 空投着陆缓冲气囊研究现状[J]. 包装工程, 2017, 38(11): 97-101.
- [5] 陈帅, 李斌, 温金鹏, 等. 软着陆气囊缓冲特性与参数设置的理论研究[J]. 振动与冲击, 2009, 28(4): 25-28.
- [6] 周旭飞. 圆柱形气囊的压缩计算[J]. 山东大学学报: 工学版, 1985(2): 35-47.
- [7] 郑兆昌, 许则芳. 多自由度非线性系统随机响应的数值算法[J]. 非线性动力学学报, 1994(3): 235-241.
- [8] 郭建焱, 李景春. 中心差分法在多自由度系统强迫振动中的应用[J]. 沈阳航空航天大学学报, 1999(3): 15-19.
- [9] 周洪刚, 朱凌, 郭乙木. 轴向加速度运动弦线横向振动的数值计算方法[J]. 机械强度, 2004, 26(1): 16-19.
- [10] 张明, 聂宏. 非对称非线性系统非平稳随机响应的中心差分法[J]. 振动工程学报, 2009, 22(2): 128-133.