

水平椭球气囊动力学近似模型建模及仿真^{*}

何 成¹, 王 勇², 邓春燕¹, 尹 翔¹, 严 昊³

(1. 南京航空航天大学无人机研究院 南京, 210016) (2. 宝钢集团中央研究院 上海, 200122)

(3. 陆军南京军事代表局 南京, 210016)

摘要 以水平椭球形气囊为对象,研究了该类气囊的仿真分析方法。首先从振动方程出发,建立了水平椭球形气囊的动力学近似模型,给出了相应的分析方法;然后采用有限元仿真分析技术,与近似模型的仿真结果进行了对比,并基于近似模型研究了气囊织物弹性对缓冲特性的影响。研究表明,在考虑了织物弹性的近似模型能够较好地反映该类气囊的着陆缓冲特性,相比有限元模型,可以兼顾分析精度和效率。

关键词 椭球气囊; 着陆缓冲; 有限元; 近似模型; 织物弹性

中图分类号 V244.1; TH113

引 言

气囊作为一种有效的冲击缓冲装置,在各类航空航天任务中都获得了大量应用^[1-4]。目前对于缓冲气囊的研究方法主要有模拟分析和试验研究。通过试验实测数据检验气囊系统的缓冲性能无疑是一种可靠的方法。然而,在设计初期,受制于试验场地、技术水平、周期以及经费等条件,使得试验研究相对来说成本高昂。相对而言,数值仿真分析一方面能够节约研究经费、缩短研究周期;另一方面还可以获得试验难于测得或无法测得的数据,模拟某些试验无法实现的实验条件。对于气囊缓冲系统的研究手段主要分为基于商用有限元平台的仿真分析和通过简化建模的解析分析方法。前者对于气囊构型没有明确要求,可模拟复杂构型和复杂着陆条件,但该方法建模过程复杂,分析成本高昂,不利于气囊结构缓冲系统设计初期各物理参数和工作参数的选择。因此,通过对缓冲系统进行合理的简化,建立气囊系统的数学方程,然后运用简单的数值积分法来求解系统的响应,是当前不少学者开展各种气囊构型缓冲性能分析的主要方法。Esgar 等^[5]从热力学方程出发,将气囊内部气体看成理想气体状态,在满足理想气体状态方程的前提下,结合力学平衡方程,忽略了气囊织物弹性和气囊内气体质量的影响,建

立了一般缓冲气囊系统的解析分析模型,为气囊系统的研究打下坚实的基础。Cole 等^[6]建立了“火星探路者”气囊缓冲系统的解析数学模型,计算了气囊和有效载荷在缓冲反弹过程中的动态特性,计算结果与试验结果吻合较好,为气囊缓冲系统的设计提供了强有力的计算支持。Esgar 等在研究过程中忽略气囊织物弹性和气体质量,将气囊内部看作一个满足理想气体状态方程的容器,从热力学方程出发,结合力学平衡方程,建立了缓冲气囊的解析分析模型。戈嗣诚等^[7]基于 Esgar 工作,开展了固定排气口型缓冲气囊在无人机回收中的可行性研究,并且探讨了气囊设计参数对缓冲性能的影响。王亚伟等^[8]同样基于热力学方程,建立了带缓冲气囊的货台空投系统的计算方法。针对仿真模型预测的准确性问题,何欢等^[9]利用解析方法,推导了地面原理样机冲击响应与外星环境下全尺寸气囊着陆系统冲击响应的动力学相似关系,同时还从模型修正与确认角度研究了气囊缓冲系统的精确建模问题^[10]。

水平封闭式气囊因其简单可靠,目前在航空航天回收领域应用较多。文中从位移法的角度入手,推导该类气囊着陆缓冲系统的冲击动力学响应与气囊织物弹性、气囊工作参数之间的关系,建立水平椭球形气囊结构缓冲系统的动力学近似模型。并研究相关参数对气囊缓冲特性的影响。

^{*} 国家自然科学基金资助项目(11602105);江苏省自然科学基金资助项目(BK20160782)

收稿日期:2017-06-11;修回日期:2017-07-28

1 水平椭球形气囊的近似模型

以单个气囊为研究对象,考虑到气囊作为缓冲装置可以隔离冲击载荷中的大部分高频成分,仅保留冲击载荷低频成分对负载的影响,因此为简化处理,所以将负载简化为刚体。假设压缩过程气囊截面的变形为理想对称变形模式,则各截面满足平面应变条件。气囊截面的变形过程如图 1 所示。

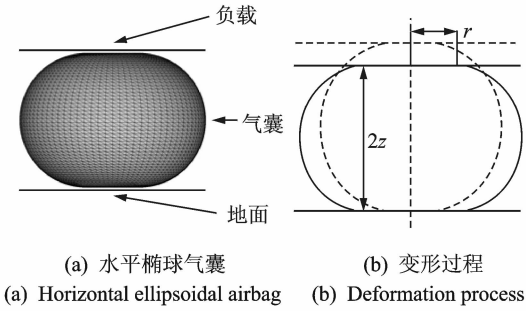


图 1 气囊截面变形示意图

Fig. 1 Deformation of airbag cross section

根据图 1,整个缓冲过程中,气囊截面织物的总长度 l 可表示为

$$l = 2\pi z + 4r \quad (1)$$

气囊的初始状态的尺寸分别用 z_0, r_0 表示。

气囊在缓冲着陆过程中,气囊织物在内压作用下始终处于张紧状态。由于单个气囊的初始构形、变形及载荷均关于回转中心中心对称,故织物受到的面内剪应力为 0。根据薄膜的无矩理论和对称性,薄膜内力仅有沿着图 2 所示织物环向的应力 σ_h 和径向应力 σ_r 。令 p_a, p 分别为环境气压和囊内气压,可得

$$\begin{cases} \sigma_h = \frac{(p - p_a)(4rz + \pi z^2)}{(2\pi z + 4r)h_0} \\ \sigma_r = \frac{(p - p_a)(z + r)}{2h_0} \end{cases} \quad (2)$$

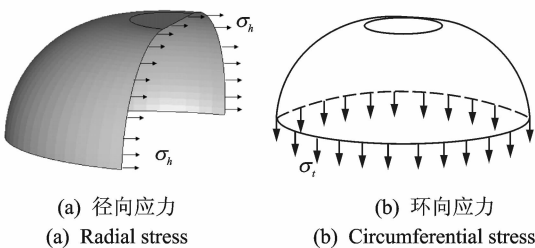


图 2 气囊应力示意图

Fig. 2 Airbag stress distribution

对于线弹性各向同性的织物材料,在 σ_h 和 σ_r 的作用下,其应力应变之间的关系满足如下本构方程

$$\begin{cases} \epsilon_h = \frac{(\sigma_h - \mu\sigma_r)}{E} \\ \epsilon_r = \frac{(\sigma_r - \mu\sigma_h)}{E} \end{cases} \quad (3)$$

将式(2)代入式(3)可得

$$\left(\frac{(z+r)}{2h_0E} - \mu \frac{(4rz + \pi z^2)}{(2\pi z + 4r)h_0E} \right) (p - p_a) = \frac{2\pi dz + 4dr}{2\pi z_0 + 4r_0} \quad (4)$$

气囊结构缓冲系统缓冲过程中,若将负载分离出来做受力分析,其平衡方程为

$$M\ddot{u} = (p - p_a)A_t + Mg \quad (5)$$

其中: u 为负载的位移; A_t 为 $u = u_t$ 处气囊和负载的有效接触面积; M 为负载的质量; g 为当地的重力加速度。

将式(4)在 $u = u_t$ 处进行泰勒展开并只保留一阶项有

$$M\ddot{u} = \left(\frac{d(p - p_a)}{du} A_t + \frac{dA_t}{du} (p - p_a) \right) u + (p - p_a)A_t + Mg \quad (6)$$

其中: p_t 为 $u = u_t$ 处气囊内部的气压。

式(6)可以写成简单的单自由度受迫振动方程

$$M\ddot{u} = Q \quad (7)$$

$$Q = \left(\frac{d(p - p_a)}{du} A_t + \frac{dA_t}{du} (p - p_a) \right) u + (p - p_a)A_t + Mg \quad (8)$$

由旋转体的体积计算方法,积分可求得

$$V = 2\pi z r^2 + \pi^2 r z^2 + \frac{4}{3}\pi r^3 \quad (9)$$

对体积 V 求偏导有

$$dV = \frac{\partial V}{\partial r} dr + \frac{\partial V}{\partial z} dz \quad (10)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial V}{\partial r} = 4\pi z r + \pi^2 z^2 + 4\pi r^2 \\ \frac{\partial V}{\partial z} = 2\pi r^2 + 2\pi^2 r z \end{cases} \quad (11)$$

假设 p_0, V_0 分别为囊内初始气压和体积,且系统缓冲过程为可逆绝热过程温度恒定不变,则有

$$p = \frac{p_0 V_0}{V_0 + \frac{\partial V}{\partial r} dr + \frac{\partial V}{\partial z} dz} \quad (12)$$

联立式(4)、(12),并结合式(11)化简,略去二阶小量有

$$e_0 + e_1 dr + e_2 dz = 0 \quad (13)$$

其中:

$$e_0 = (p_0 V_0 - p_a V_0) [(z+r)(2\pi z + 4r) - 2\mu(4rz +$$

$$e_1 = -16h_0EV_0(\pi z + 2r) - p_a \frac{\partial V}{\partial r} [(z+r)(2\pi z + 4r) - 2\mu(4rz + \pi z^2)](2\pi z_0 + 4r_0)$$

$$e_2 = -8h_0EV_0\pi(\pi z + 2r) - p_a \frac{\partial V}{\partial z} [(z+r)(2\pi z + 4r) - 2\mu(4rz + \pi z^2)](2\pi z_0 + 4r_0)$$

根据压缩变形对称假设,负载位移 u 和 dz 之间有关系

$$dz = \frac{u}{2} \quad (14)$$

将式(14)代入式(13),可得

$$dr = -\frac{e_0}{e_1} - \frac{e_2}{2e_1}u \quad (15)$$

根据式(14,15)可以确定某时刻 t 气囊的几何参数 r_t, z_t 和 u_t 之间的关系

$$\begin{cases} z_t = z_0 + \frac{1}{2}u_t \\ r_t = r_0 - \frac{e_0}{e_1} - \frac{e_2}{2e_1}u_t \end{cases} \quad (16)$$

另外,由于 $pV = p_0V_0$,则有

$$dp = -\frac{p_0V_0}{V^2}dV \quad (17)$$

根据式(8)可以知道 t 时刻系统的广义力可以表示为

$$Q = \left[\frac{dp}{dV} \left(\frac{\partial V}{\partial r} \frac{dr}{du} + \frac{\partial V}{\partial z} \frac{dz}{du} \right) A_t + \frac{dA_{\text{eff}}}{dr} \frac{dr}{du} (p_t - p_a) \right] u + (p - p_a)A_t + Mg \quad (18)$$

将式(11,16,17)代入式(18),可得

$$Q = \left[-\frac{p_0V_0}{V^2} \pi r^2 \left((4\pi z r + \pi^2 z^2 + 4\pi r^2) \left(-\frac{e_2}{2e_1} \right) + (\pi r^2 + \pi^2 r z) \right) - 2\pi r_t \left(\frac{e_2}{2e_1} \right) \left(\frac{p_0V_0}{V_t} - p_a \right) \right] u + \pi r^2 \left(\frac{p_0V_0}{V_t} - p_a \right) + Mg \quad (19)$$

由上述分析可知,气囊结构缓冲系统在缓冲过程中,其实质可简化为一个单自由度在广义非线性受迫力下的受迫振动,采用中心差分法,可得到缓冲系统中负载过载、载速度、载位移、气囊体积和气囊内压等参数的变化规律。

2 仿真验证

以标准环境下的着陆缓冲为例,对该气囊的缓冲特性进行讨论。选取有效载荷质量为 $M=50$ kg,初始速度 $v_0 = -3$ m/s。分析过程中只考虑负载垂直方向过载,除垂直方向外,限制其他5个方向的运

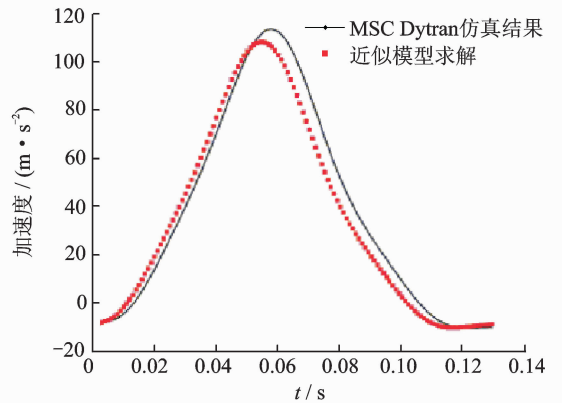
动。气囊的纵截面尺寸如图1所示,取 $z_0 = 0.25$ m, $r_0 = 0.1$ m,气囊织物的厚度 $h_0 = 0.254$ mm,密度 $\rho = 875$ kg/m³,弹性模量 $E = 6.43$ GPa,泊松比 $\mu = 0.33$,环境气压 $p_a = 101\,325$ Pa,气囊内气体初始内压 $p_0 = 101\,325$ Pa,初始温度 $T_0 = 400$ K。

2.1 单气囊仿真对比

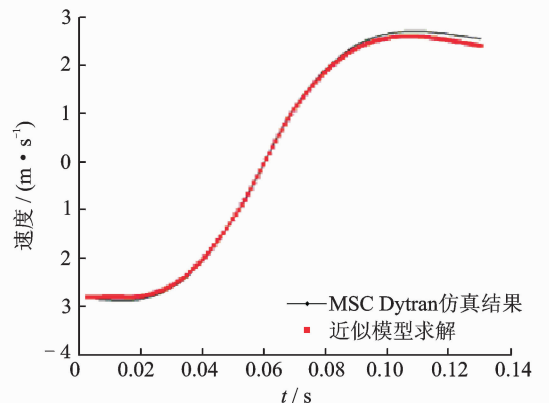
如图1所示,基于MSC Dytran平台建立与上述初始尺寸和工作参数的有限元气囊模型。气囊模型采用三角形膜单元处理,本构模型为各项同性的线弹性材料,气囊与着陆面的碰撞接触算法采用主从接触算法,并在气囊织物之间定义自接触来模拟织物之间的相互摩擦接触关系。接触力的计算采用罚函数法,接触分析中采用的静摩擦系数和动摩擦系数均取0.3。

图3给出了两种分析方式的结果对比,从图中可以看出,本研究理论模型在气囊结构缓冲过程中加速度、速度、位移、囊内气压等响应和有限元模型基本一致,动力学响应最大过载误差不到7%。

算例中通过控制变量法分析气囊织物弹性对气囊缓冲性能的影响。算例中将气囊织均处理成各向同性材料,分别计算气囊织物弹性模量为6,2,0.5,



(a) 加速度时域曲线
(a) Acceleration curve



(b) 速度时域曲线
(b) Velocity curve

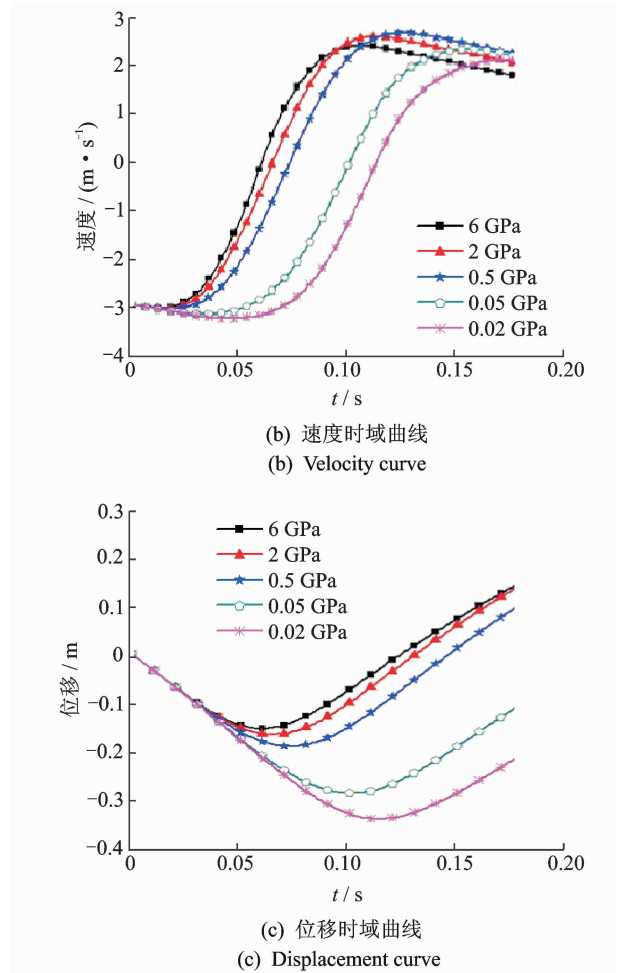
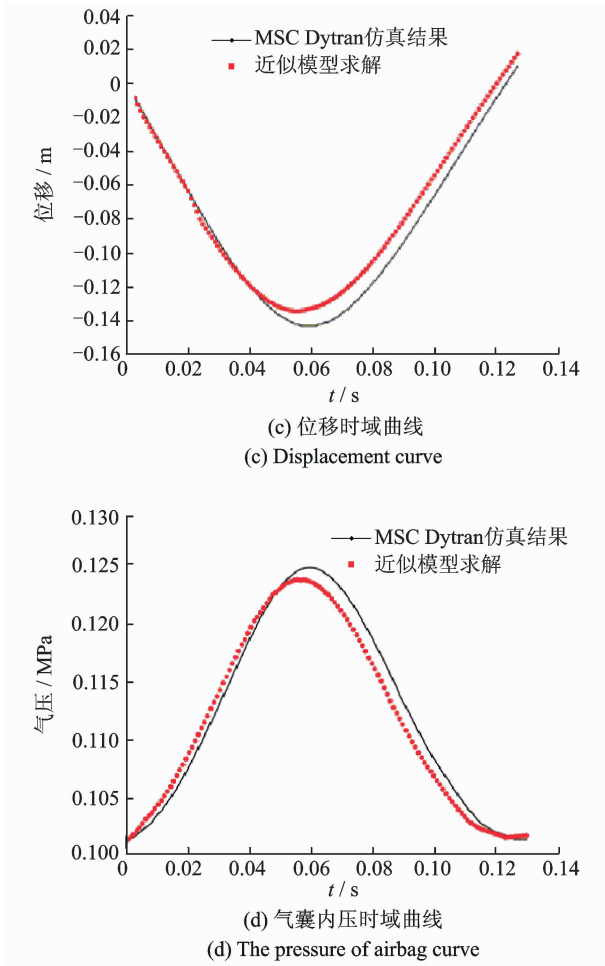


图 3 近似模型与有限元模型结果对比

Fig. 3 Comparison of approximate model and FE model

0.05 和 0.02 GPa5 种情况下气囊的缓冲时间历程曲线。图 4 所示为气囊织物弹性对气囊缓冲特性的影响。

从图中可以看出,随着气囊弹性模量的减小,气囊的最大压缩量逐渐变大,响应峰值时刻延后,虽然此时接触面积增大,但弹性模量的减小也使得囊体变形的增加,导致气囊体积变化,从而造成囊内气压

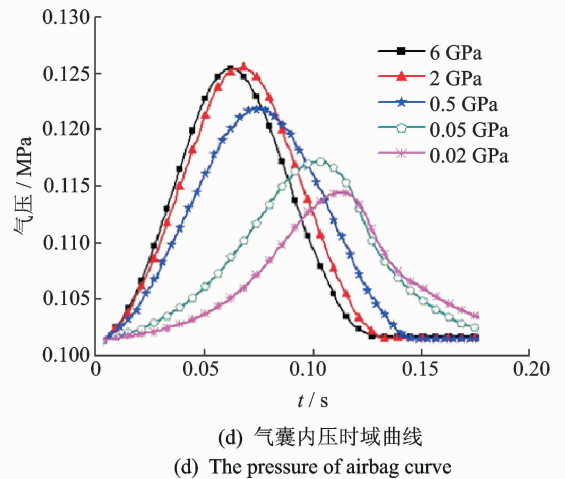
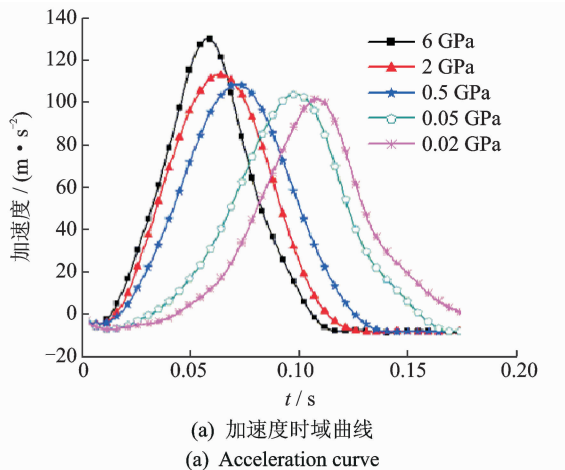


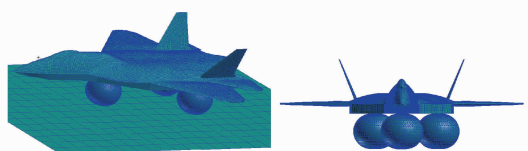
图 4 织物弹性对气囊缓冲特性的影响

Fig. 4 The influence of airbag fabric elasticity on buffer characteristics

的变化,在多种因素叠加作用下导致过载随弹性模量的变化十分复杂,当织物弹性模量小于 0.5 GPa 时,气囊织物弹性对缓冲过载的影响主要体现在的峰值时刻的差异,而当织物弹性模量大于 0.5 GPa 时,缓冲过载峰值则对织物弹性更为敏感。

2.2 无人机着陆缓冲系统仿真对比

将该类气囊进行组合作为缓冲系统布置于某无人机腹部,并通过与有限元模型结果对比,检验近似模型的适用性。无人机水平释放,并假设着陆俯仰角度为 0° ,着陆垂直速度为 6 m/s ,初始内压为标准大气压。

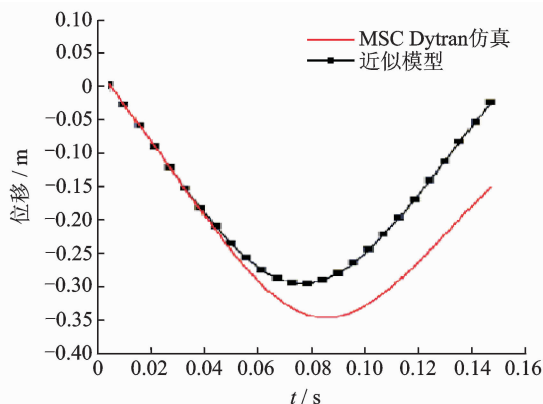


(a) 主视图 (a) Main view
(b) 正视图 (b) Front view

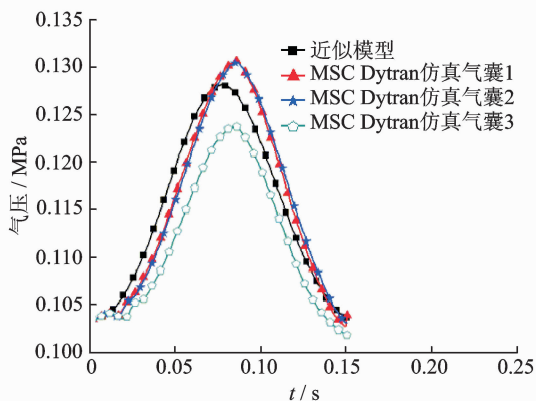
图5 无人机气囊缓冲系统有限元模型

Fig. 5 The finite element model of Unmanned Aerial Vehicle and airbag systems

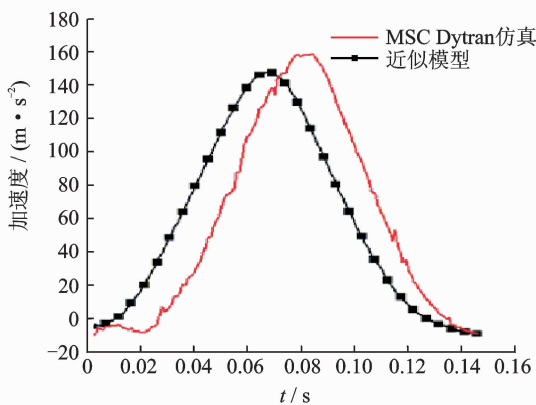
根据理论模型所设计的气囊结构着陆缓冲系统的图6给出了两种模型的仿真结果对比,从图中可以看出,并且近似模型峰值时刻有一定滞后,无人机的位移偏大。主要的原因是因为近似模型在处理过程中仅考虑了无人机的质量因素,将组合气囊进行



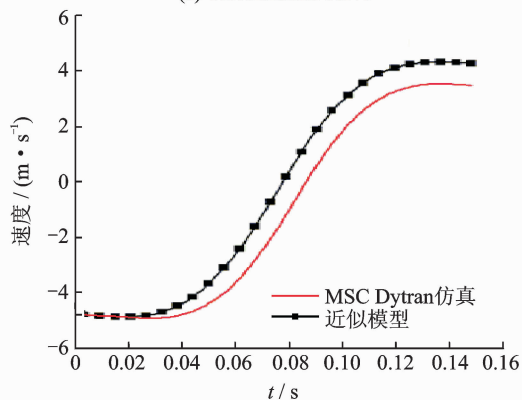
(c) 位移时域曲线
(c) Displacement curve



(d) 气囊内压时域曲线
(d) The pressure of airbag curve



(a) 加速度时域曲线
(a) Acceleration curve



(b) 速度时域曲线
(b) Velocity curve

图6 无人机着陆缓冲仿真结果对比

Fig. 6 Comparison of simulation results of UAV landing buffer

并联处理,而忽略了无人机的惯量和重心位置对气囊布局的影响。从图6(d)可以明显看出,由于重心位置的影响,导致气囊的压缩量并不一致,从而承受的载荷也不同,自然与近似模型中将3个气囊承受相同载荷的处理方式获得的结果是有差别的。尽管如此,近似模型分析结果和有限元仿真值的最大过载差别仅为 7.3% ,这表明近似模型具有较大的工程应用价值。

3 结束语

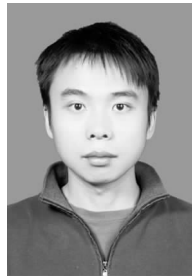
笔者运用几何关系、物理关系和振动微分方程,首先建立了水平椭球形气囊的缓冲特性分析理论近似模型,并给出相应的计算方法;然后与建立的有限元模型计算结果进行了对比;最后研究了织物弹性对该类气囊缓冲特性的影响。

通过有限元仿真分析发现,气囊织物在变形过

程中,弧形段各点的曲率半径并不完全相同,这为气囊体积和应变能的计算中引入了误差。即便如此,理论近似模型在描述该类气囊缓冲特性时仍具有一定的准确性,可用于气囊结构缓冲系统的初始设计。气囊织物对气囊缓冲特性有一定的影响,不考虑织物弹性会导致过载值偏大。通过与某无人机气囊缓冲系统的有限元模型分析结果进行对比表明,文中提出的近似模型可用于设计初始阶段对该类气囊缓冲特性的预估,具有一定的工程实用性。

参 考 文 献

- [1] Dave N D, Chris Morgan. Improved inflatable landing systems for low-cost planetary landers[J]. *Acta Astronautica*, 2006,59(8):726-733.
- [2] Cadogan C S, Grahne M. Development and evaluation of the Mars Pathfinder inflatable airbag landing system [J]. *Acta Astronautica*, 2002,50(10):633-640.
- [3] Smith T R, Sandy Charles R. Orion CEV earth landing impact attenuating airbags-design challenges and application[C]//Proc of 28th IEEE Aerospace Conference. Montana, USA;IEEE AC, 2007:1-12.
- [4] 戈嗣诚,施允涛,徐庆华. 无人机回收气囊的优化设计初探[J]. *振动、测试与诊断*, 2002,22(1):34-36.
Ge Sicheng, Shi Yuntao, Xu Qinghua. Optimum design of recovery air bag for unmanned aircraft [J]. *Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis*, 2002,22(1):34-36. (in Chinese)
- [5] Esgar J B, Morgan W C. Analytical study of soft landing on gas filled bags[R]. NASA Technical Report R-75. Cleveland, Ohio; Lewis Research Center, 1960.
- [6] Cole J K, Wayne D E. BAG: A code for predicting the performance of a gas bag impact attenuation system for the pathfinder lander [R]. SAND93-2133, New Mexico; Albuquerque, 1993.
- [7] 戈嗣诚,施允涛. 无人机回收气囊缓冲特性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 1999,31(4):458-463.
Ge Sicheng, Shi Yuntao. Study on cushioning characteristics of air bag for RPV recovery [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 1999,31(4):458-463. (in Chinese)
- [8] 王亚伟,杨春信,柯鹏. 货台空投系统气囊缓冲过程仿真[J]. *系统仿真学报*, 2007,19(14):3176-3179.
Wang Yawei, Yang Chunxin, Ke Peng. Airbag cushion process simulation for cargo airdrop system [J]. *Journal of System Simulation*, 2007,19(14):3176-3179. (in Chinese)
- [9] 何欢,何成,陈国平,等. 深空探测气囊着陆缓冲系统的原理样机冲击动力学相似问题研究[J]. *振动工程学报*, 2013,26(4):554-560.
He Huan, He Cheng, Chen Guoping, et al. Similarity problem of the impact response of the deep space exploration airbag cushion landing system and its prototype [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2013,26(4):554-560. (in Chinese)
- [10] 何欢,倪磊,何成,等. 气囊着陆缓冲系统冲击动力学模型修正方法[J]. *振动工程学报*, 2014,27(3):311-317.
He Huan, Ni Lei, He Cheng, et al. Finite element model updating of airbag cushion landing system [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2014,27(3):311-317. (in Chinese)



第一作者简介:何成,男,1985年10月生,博士、助理研究员。主要研究方向为无人机发射回收,结构动力学。曾发表《气囊着陆缓冲系统的冲击动力学多目标优化》(《航天返回与遥感》2012年第33卷第5期)等论文。
E-mail: hechengary@nuaa.edu.cn

