

航空装备缓冲气囊设计与缓冲特性研究



乔芳,冯志杰,周昊,包建平,安徽坤

航宇救生装备有限公司,湖北 襄阳 441100

摘要:航空装备缓冲气囊以重量小、成本低等优势成为航空装备缓冲系统的研究热点。为快速解决航空装备缓冲气囊的设计问题,本文运用数值仿真软件,以航空装备缓冲气囊为研究对象,依据运动学、工程热力学及柔性薄壳力学等理论建立了环形缓冲气囊的数值仿真模型,利用最速下降法对模型进行优化设计;将优化参数的仿真结果与试验结果进行对比,验证模型建立的正确性,并分析不同参数(开口面积、开口压力和气囊高度)对缓冲气囊缓冲特性的影响。结果表明,当其他参数一定时,随着开口面积增加,缓冲过载减小,着地速度增加;随着开口压力增加,缓冲过载增加,着地速度减小;随着气囊高度增加,缓冲过载减小,着地速度变化不大。本文仿真方法可以迅速确定缓冲气囊的关键设计参数(如开口面积、排气压力、缓冲高度等)与外形,可以提升缓冲气囊的设计效率,为研究气囊缓冲特性提供了理论依据。

关键词:缓冲气囊;数值模型;最速下降法;缓冲特性

中图分类号:V245

文献标识码:A

DOI:10.19452/j.issn1007-5453.2024.07.013

随着航空航空投技术和软着陆技术的不断发展,对缓冲系统装置提出了更高更新的要求。缓冲气囊以成本低和重量小等优势成为航空装备缓冲着陆的研究热点。缓冲气囊的主要设计参数直接影响航空装备缓冲系统的缓冲效能,为更深入地探究缓冲气囊的设计与缓冲特性,国内外学者对此研究方向进行了大量的分析与研究。参考文献[1]~[6]主要介绍了缓冲气囊的形式与各自特点及建立的仿真模型。现有的缓冲气囊理论研究主要有数值仿真分析与有限元仿真分析。温金鹏等^[7]基于热力学方程建立了固定排气口型缓冲气囊的解析模型,并采用有限元和试验方法进行验证。洪煌杰等^[8]对缓冲特性进行解析,并对参数进行量纲一化,建立量纲一化缓冲气囊缓冲模型。王一波等^[9]主要对小型电子设备的缓冲特性进行研究,并利用LS-DYNA软件建立缓冲气囊有限元模型,讨论气室分布和充气量对缓冲性能的影响。韩宇^[10]以火星探测器软着陆为研究背景,进行缓冲气囊构型选择和建立缓冲气囊有限元模型,分析不同的影响因素对缓冲性能的影响规律。

综上所述,常见的缓冲气囊计算方法主要为有限元分

析方法和数值仿真方法。在解决工程实际问题中,由于有限元分析方法存在计算周期长和耗费资源等问题,因此本文选择数值仿真方法进行建模与计算。为快速解决某型缓冲气囊的设计与定型问题,本文依据理想气体状态方程和伯努利方程,采用数值分析方法建立基于最速下降法优化缓冲气囊模型,并将仿真结果与试验结果相对比,分析缓冲气囊的缓冲特性,在验证模型正确性的基础上解决工程实际问题。

1 缓冲气囊模型建立

气囊的构型有竖直气囊、水平气囊和环形气囊等,本文选用环形气囊构型。缓冲气囊的整个工作过程为:缓冲气囊着陆前充满气、被缓冲物着陆缓冲和缓冲结束。

缓冲气囊在缓冲过程中,主要经历绝热压缩和排气缓冲释能两个阶段。缓冲气囊的具体工作原理为:通过压缩气囊内部气体,将被缓冲物的动能转变为气囊内部气体的内能,气囊内部气压增加,缓冲速度减小;当气囊内部压力达到设定值时,排气孔打开,缓冲气囊进行排气,从而达到

收稿日期:2023-10-31;退修日期:2024-02-02;录用日期:2024-04-26

基金项目:航空科学基金(201929010001)

引用格式:Qiao Fang, Feng Zhijie, Zhou Hao, et al. Research on the design and cushioning characteristics of aviation equipment cushion airbag[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(07): 120-126. 乔芳,冯志杰,周昊,等.航空装备缓冲气囊设计与缓冲特性研究[J].航空科学技术,2024,35(07):120-126.

缓冲的目的,整个系统下落速度逐步减小直至系统着地。

在整个缓冲过程中,对被缓冲物进行受力分析可得到被缓冲物的受力

$$m_a a = (p - p_{at})A - m_a g \quad (1)$$

$$v = dh/dt \quad (2)$$

$$a = dv/dt \quad (3)$$

式中, m_a 为被缓冲物的重量(质量); a 为被缓冲物的缓冲加速度; p 为气囊内压; p_{at} 为外界大气压; A 为气囊与物体间的接触面积, v 为被缓冲物的下落速度, h 为被缓冲物距地面的高度。

在第一阶段(绝热压缩阶段)中,由于缓冲气囊不排气,缓冲气囊的重量不发生变化,由于缓冲过程时间较短,缓冲气囊与外界的热交换可不考虑,因此假设整个系统缓冲过程均为绝热;根据能量守恒定律,在排气之前,缓冲系统的总能量守恒。此时缓冲气囊满足以下方程

$$PV = mRT \quad (4)$$

$$de/e = (1 - k) \times dV/V \quad (5)$$

$$P = (\gamma - 1) \times \rho \times e \quad (6)$$

式中, m 为气囊内气体的重量; R 为摩尔气体常数; T 为气囊内的温度; V 为气囊的体积; e 为气囊内气体的比热能; γ 为比热容, $k = c_p / c_v$; c_p 为比定压热容; c_v 为比定容热容。

环形气囊的剖面图如图1所示。环形气囊在缓冲过程中,环形气囊截面变化明显;从最初的圆形变为椭圆形状。气囊的体积 V 与接触面积 A 可表示为

$$V = (2d - h) \times \pi^2 hl/4 \quad (7)$$

$$A = \pi^2 \times (d - h) \times l \quad (8)$$

式中, d 为环形截面的直径; l 为在截面中环形气囊中心轴心距圆形中心的距离。

假设初始接触面积 $A_0 = 0$, 气囊内气体的初始密度为 ρ_0 , 则气囊内气体的初始质量 m_0 为

$$m_0 = \rho_0 V_0 \quad (9)$$

气囊内气体的初始比热能 e_0 为

$$e_0 = p_0 / [\rho_0 \times (\gamma - 1)] \quad (10)$$

在绝热压缩阶段,任意时刻气囊的密度为

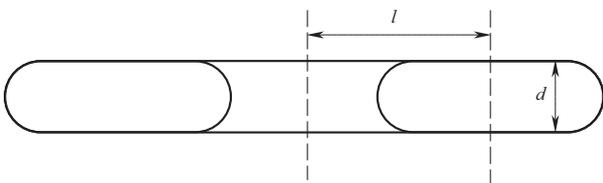


图1 环形气囊剖面图

Fig.1 Cross section view of annular airbag

$$\rho = m_0/V = \rho_0 V_0/V \quad (11)$$

根据能量守恒原理,在绝热压缩阶段,被缓冲物与气囊内气体之间存在能量转换关系。则被缓冲物当前时刻的能量为

$$E = \frac{1}{2} m_a [v_0^2 - (dh/dt)^2] + m_a g (h_0 - h) \quad (12)$$

被缓冲物初始时刻能量 E_0 为

$$E_0 = m_a v_0^2/2 + m_a g h_0 \quad (13)$$

式中, v_0 为被缓冲物初始速度; h_0 为被缓冲物初始高度。

基于能量守恒原理,当前缓冲气囊内气体的总内能 E' 为

$$E' = E'_0 + E_0 - E \quad (14)$$

式中, E'_0 为缓冲气囊气体初始总内能,可由式(9)和式(10)表示

$$E'_0 = m_0 e_0 = P_0 V_0 / (\gamma - 1) \quad (15)$$

由式(14)和式(15)可以得出当前缓冲气囊内气体的比热能

$$e = \frac{E'}{m} = (E'_0 + E_0)/m - \frac{m_a}{2m} [v_0^2 - (dh/dt)^2] + \frac{m_a}{m} g (h_0 - h) \quad (16)$$

将式(16)代入式(6)可得出当前缓冲气囊的气囊内压

$$p = (\gamma - 1) \rho \left\{ (E'_0 + E_0)/m - \left(\frac{m_a}{2m} \right) [v_0^2 - (dh/dt)^2] + \left(\frac{m_a}{2m} \right) g (h_0 - h) \right\} \quad (17)$$

由于当前处于绝热压缩阶段,缓冲气囊并未进行排气,在此阶段中气囊内气体质量不发生变化,即

$$m = \rho V = m_0 = \rho_0 V_0 \quad (18)$$

将式(18)代入式(17)中,可得出

$$p = -(\gamma - 1/V) \left\{ E'_0 + E_0 - \left[v_0^2 - (dh/dt)^2 \right] m_a / 2 + m_a g (h_0 - h) \right\} \quad (19)$$

将式(1)~式(3)及式(19)进行联立,即可得到绝热压缩结束阶段缓冲气囊系统动力学运动方程

$$m_a (dh^2/dt^2) - (E'_0 + E_0/V)(\gamma - 1)A + (\gamma - 1)A/V m_a [v_0^2 - (dh/dt)^2] + m_a g (h_0 - h) = m_a g - p_{at} A \quad (20)$$

联立式(7)~式(8)与式(20)可以建立缓冲气囊在绝热压缩阶段的运动微分方程组。

在第二阶段(排气释能阶段)中,缓冲气囊排气孔打开,气囊因体积被压缩而排出的气体质量流量可表示为

$$q = \rho |u| A \quad (21)$$

由伯努利方程可知

$$q_a = K A_a p_{at} \sqrt{\left(2\gamma/R_g T_0 (\gamma-1)\right) \left(p_0/p_{at}\right)^{\gamma-1/\gamma} \left\{\left(p_0/p_{at}\right)^{\gamma-1/\gamma} - 1\right\}} \quad (22)$$

式中, A_a 为排气孔面积; K 为阻滞系数 ($K=1$); R_g 为气体常数; T_0 为缓冲气囊内气体的初始温度。

在排气释能阶段, 缓冲气囊内部的气体质量随着气体的排出而减小, 气囊内气体质量可表示为

$$m = m_0 - q_a dt = \rho_0 V_0 - q_a dt \quad (23)$$

联立以上方程, 采用四阶龙格-库塔方法进行数值仿真编程求解。

2 数值方法仿真模型有效性验证

仿真主要利用建立的缓冲气囊模型分析被缓冲物缓冲性能(加速度、速度、缓冲高度和气囊内压)的变化规律。某被缓冲物重量为 1.6t, 初始下落速度为 8m/s, 重力加速度为 9.8m/s^2 , 被缓冲物体与气囊的接触面积不大于 3.83m^2 。

为开展关键因素的匹配仿真分析, 本文拟定了工况矩阵, 其中气囊的初始压力为 105~115kPa, 从 105kPa 开始每隔 1kPa 作为一个仿真特征点(共计 10 个); 气囊缓冲行程变化范围为 0.8~1.8m, 从 0.8m 开始每隔 0.05m 作为一个仿真特征点(共计 20 个); 气囊排气压力变化范围为 115~180kPa, 从 115kPa 开始每隔 1kPa 作为一个仿真特征点(共 65 个); 排气孔面积变化范围为 0.01~0.15 m^2 , 从 0.01 m^2 开始每隔 0.005 m^2 作为一个仿真特征点(共 28 个)。将上述三个因素进行耦合工况计算, 利用最速下降法对关键因素进行优化得到最终的优化解。

本文中所用到的优化算法为最速下降法。设计域内的内层循环在进行优化时已考虑约束条件, 因此可将外层的非线性结构优化当作一个无约束优化问题。

设 $d^{(k)}$ 为函数 f 在 $X^{(k)}$ ($X^{(k)} \neq 0$) 处的一个下降方向且满足 $\nabla f(X^{(k)})^T d^{(k)} < 0$ 。

当 $\alpha > 0$ 且充分小时, 可以得到 $f(X^k + \alpha d^k) < f(X^k)$ 。为对极小值问题求最优解的充分条件; 若要求最大值, 则需将目标函数取负号, 将其转化为求最小值即可。特别说明, 若令 $d^{(k)} = \nabla f(X^{(k)})$, 则 $\nabla f(X^{(k)})^T d^{(k)} < 0$ 恒成立, 取 $X^{(k+1)} = X^{(k)} + \alpha d^{(k)}$, 即为最速下降法取得最优解的条件。

通过上述计算方法进行数值仿真计算及优化计算, 确定合理设计参数范围; 考虑到被缓冲物系统需具备较好的防翻性能, 并兼具较好的缓冲效能, 建议缓冲气囊的高度在 0.8~1m 之间; 气囊的初始压力为 109~111kPa 比较合适;

排气孔的面积为 0.08~0.12 m^2 , 气囊的缓冲效能较好; 气囊的排气压力在 115kPa 左右, 气囊的缓冲效能较好。从合理范围中选取一组合适的设计参数进行缓冲数值计算, 并利用优化参数进行试验气囊设计, 将仿真结果与试验数据相对比, 可以验证所建立数值模型的正确性。

图 2~图 5 分别为选取气囊优化后的设计参数进行数值仿真结果, 图 6~图 8 分别为试验过程中所得到的变化曲线。具体结果见表 1。根据表 1 的数据可以得出, 仿真数据与试验数据间的相对偏差小于 10%, 说明仿真数据与试验数据之间误差较小, 从而验证仿真模型的正确性。

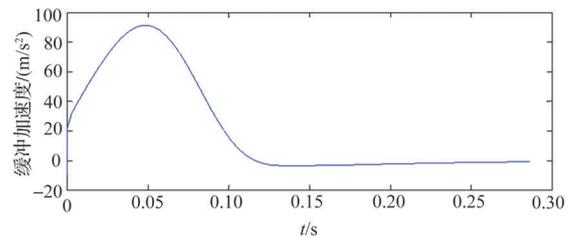


图 2 缓冲加速度变化曲线

Fig.2 Change curve of buffering acceleration

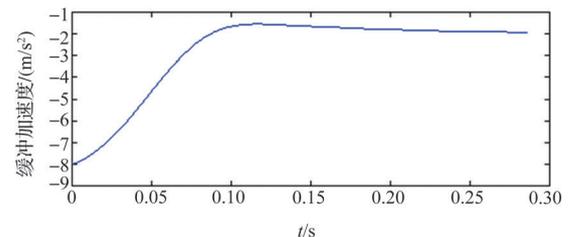


图 3 缓冲速度变化曲线

Fig.3 Change curve of buffering speed

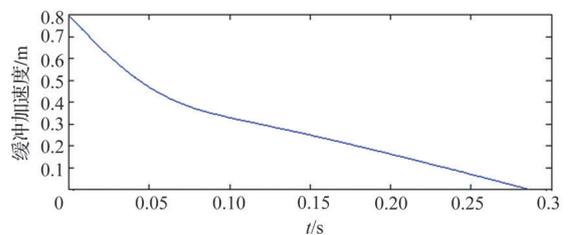


图 4 缓冲高度变化曲线

Fig.4 Change curve of buffering height

3 某型缓冲气囊缓冲特性分析

3.1 开口面积的影响

除开口面积变化外, 其余模型参数均相同。取开口面积为 $A_0=0.085\text{m}^2$, $1.2A_0$, $0.8A_0$, $0.6A_0$ 。图 9~图 12 分别为不

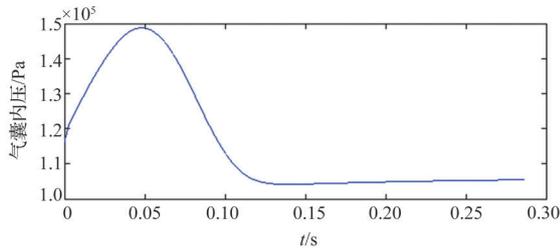


图5 气囊内压变化曲线

Fig.5 Change curve of airbag internal pressure

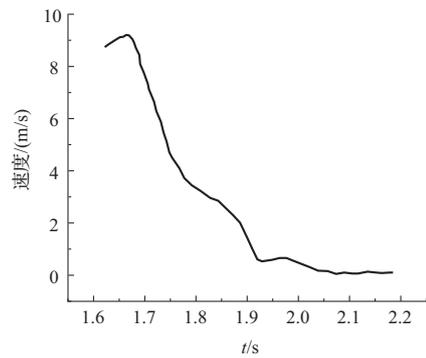


图8 试验被缓冲物速度部分曲线

Fig.8 Partial curve of the test speed of the buffered object

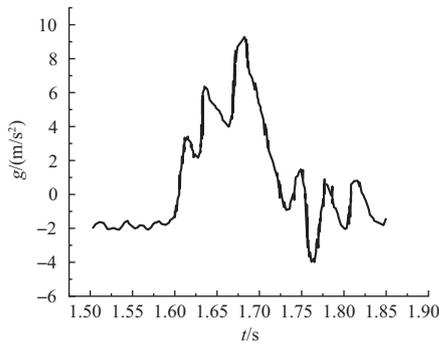


图6 试验过载部分曲线

Fig.6 Partial curve of test overload

表1 缓冲气囊仿真数值与试验数值对比

Table 1 Comparison table of simulation and test values for cushion airbags

	缓冲过载 最大值	着地 速度/(m/s)	气囊内压 最大值/kPa	过载脉宽/s
仿真数据	9.32	1.93	148	0.12
试验数据	9.48	1.8	147	0.13
相对偏差	0.0168	0.072	0.0068	0.076

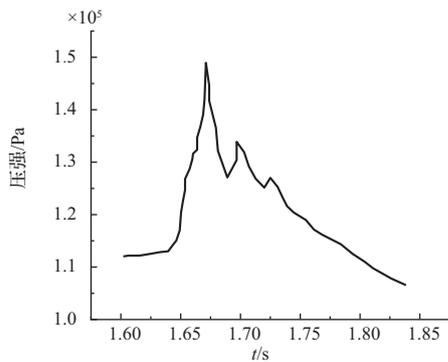


图7 试验缓冲气囊囊压部分曲线

Fig.7 Partial experimental curve of cushion airbag of internal pressure

缩气体很快被排出,气囊的缓冲性能较差。综上所述可知,在缓冲过程中,缓冲气囊加速度变化规律与气囊内压变化规律相同;随着开口面积的增加,缓冲过载与缓冲时间逐渐减小,着地速度逐渐增加,缓冲过程中更不易出现反弹现象。

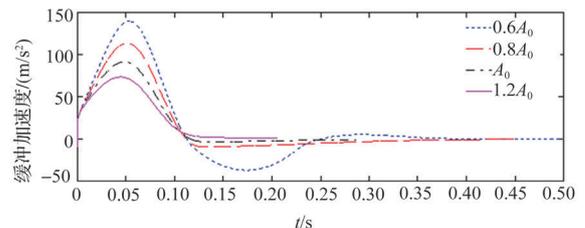


图9 不同开口面积下缓冲加速度变化曲线

Fig.9 Change curve of buffering acceleration under different opening areas

同开口面积下缓冲气囊加速度、下落速度、下落高度和气囊内压的变化曲线。从图9~图12中可以看出,当开口面积为 $0.6A_0$ 时,缓冲气囊的过载值最大,缓冲过程中速度变化最大,缓冲过程中发生反弹现象,这是由于当缓冲气囊的开口面积较小时,缓冲气囊内气体不能及时排出,气囊内的气压逐渐增加,缓冲物体对气囊所做的功不能得到释放,导致反弹现象发生,反弹速度较大,缓冲下落时间较长。当开口面积为 $1.2A_0$ 时,缓冲过载较小,缓冲物着地速度最大,缓冲时间较短;这是由于缓冲气囊开口面积较大时,缓冲气囊被压

3.2 开口气压的影响

除开口气压变化外,其余模型参数均相同。取开口压力为 $p_0=151325\text{Pa}$, $1.13p_0$, $0.9p_0$, $0.8p_0$ 。图13~图16分别为不同开口压力下缓冲气囊加速度、下落速度、下落高度和气囊内压的变化曲线。从图中可以看出,当开口压力为 $1.13p_0$ 时,缓冲气囊的过载值最大,缓冲过程中速度变化最大,缓冲过程中发生轻微反弹现象,这是由于当缓冲气囊的

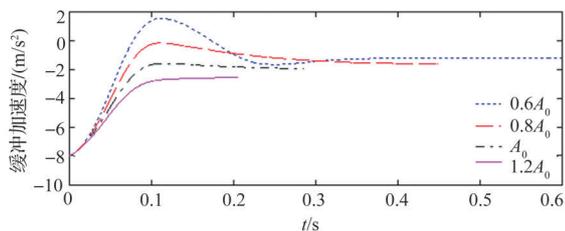


图10 不同开口面积下缓冲速度变化曲线

Fig.10 Change curve of buffering speed under different opening areas

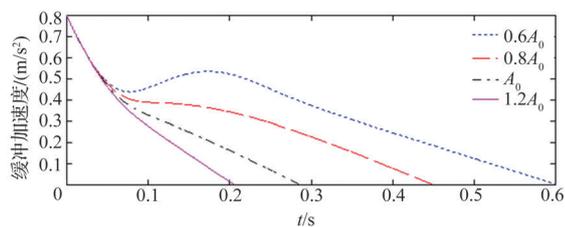


图11 不同开口面积下缓冲高度变化曲线

Fig.11 Change curve of buffering height under different opening areas

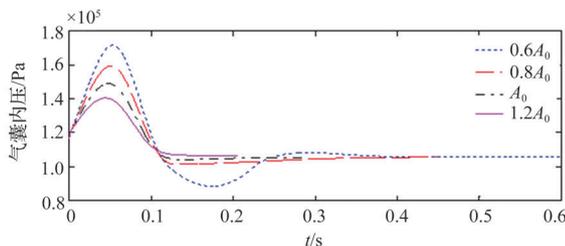


图12 不同开口面积下气囊内压变化曲线

Fig.12 Change curve of airbag internal pressure under different opening areas

开口压力较大时,缓冲气囊内气体密度增加,缓冲气囊内气体不能有效排出,缓冲速度变化较大且缓冲时间较长。当开口压力为 $0.8p_0$ 时,缓冲过载较小,缓冲时间较短,气囊内气体被很快排出。综上所述,在缓冲过程中,缓冲气囊加速度变化规律与气囊内压变化规律相同;随着开口气压的增加,缓冲过载与缓冲时间逐渐增加,着地速度变化越小。

3.3 气囊高度的影响

除气囊高度变化外,其余模型参数均相同。取气囊高度为 $h_0=0.85\text{m}$, $1.25h_0$, $0.75h_0$, $0.625h_0$ 。图17~图20分别为不同气囊高度下缓冲气囊加速度、下落速度、下落高度和气囊内压的变化曲线。从图17~图20中可以看出,当气囊高度为 $0.625h_0$ 时,缓冲气囊的过载值最大,着地速度最大,这是由于当气囊高度较小时,气囊内缓冲气体的体积较小,缓冲时间较短,缓冲物很快着地,气囊不能起到很好的缓冲效

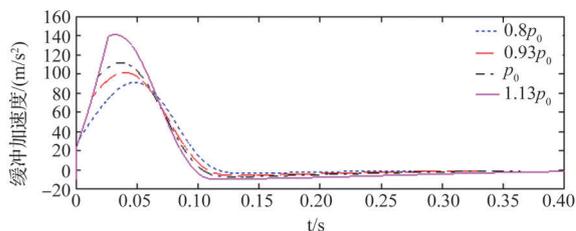


图13 不同开口压力下缓冲加速度变化曲线

Fig.13 Change curve of buffering acceleration under different opening pressures

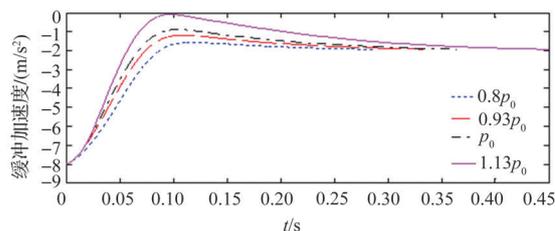


图14 不同开口压力下缓冲速度变化曲线

Fig.14 Change curve of buffering speed under different opening pressures

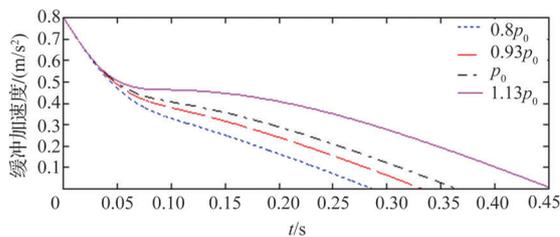


图15 不同开口压力下缓冲高度变化曲线

Fig.15 Change curve of buffering height under different opening pressures

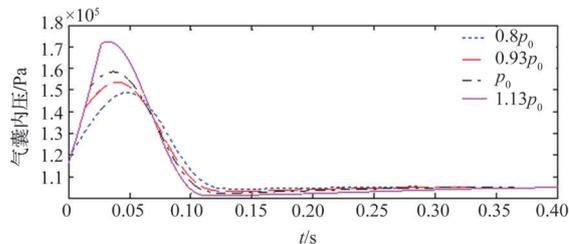


图16 不同开口压力下气囊内压变化曲线

Fig.16 Change curve of airbag internal pressure under different opening pressures

果。当气囊高度为 $1.25h_0$ 时,缓冲时间较长,缓冲过载与着地速度较小,整个缓冲过程中未发生反弹现象,气囊起到较好的缓冲效果。综上所述可知,在缓冲过程中,随着气囊高度的增加,缓冲过载逐渐减小,着地速度变化不太大,缓冲时间增加,缓冲加速度的变化规律与气囊内压的变化规律相同。

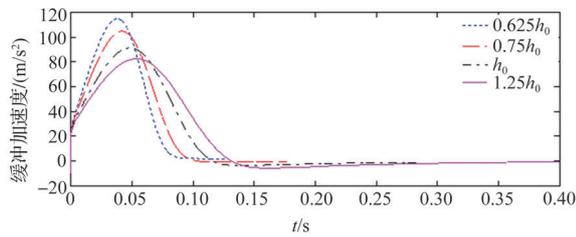


图17 不同气囊高度下缓冲加速度变化曲线

Fig.17 Change curve of buffering acceleration under different airbag height

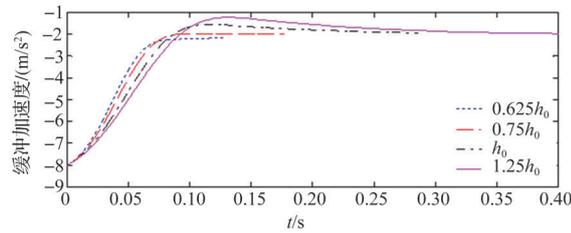


图18 不同气囊高度下缓冲速度变化曲线

Fig.18 Change curve of buffering speed under different airbag height

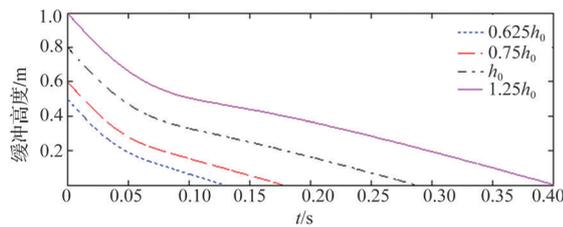


图19 不同气囊高度下缓冲高度变化曲线

Fig.19 Change curve of buffering height under different airbag height

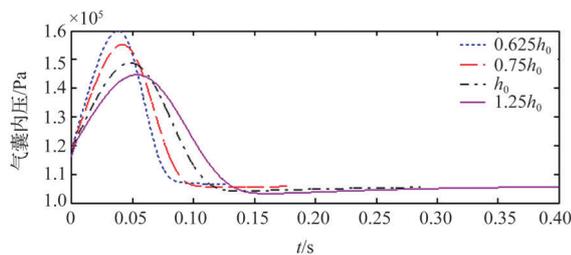


图20 不同气囊高度下气囊内压变化曲线

Fig.20 Change curve of airbag internal pressure under different airbag height

4 结论

本文建立了一种依据工程实际的缓冲气囊数值模型,可以迅速确定航空装备所需的缓冲气囊参数,提升了缓冲气囊的设计效率,并研究不同影响因素对气囊缓冲性能影响,为缓冲气囊设计提供理论依据,同时也为工程实际中不同类型缓

冲气囊设计提供解决方法。综上分析可以得出以下结论:

(1)对于环形缓冲气囊来说,气囊高度与开口压力一定时,开口面积越大,缓冲减载过程中过载越小;开口面积较小时,缓冲气囊易发生反弹现象。

(2)气囊高度与开口面积一定时,开口压力越大,缓冲减载过程中过载越大,最后着地速度越小。

(3)开口压力与开口面积大小一定时,气囊高度越高,缓冲减载过程中过载越小,但是最后着地的速度变化不大。

(4)根据工程实际可知,气囊高度不宜过高,气囊高度过高会导致被缓冲物在缓冲过程中易发生侧翻现象,不利于缓冲。



参考文献

- [1] 周宇,李建阳,邢伟,等.回收用缓冲气囊关键技术研究进展[J].包装工程,2019,40(1): 80-86.
Zhou Yu, Li Jianyang, Xing Wei, et al. Research progress of key technologies of airbag for recovery[J]. Packaging Engineering, 2019, 40(1): 80-86. (in Chinese)
- [2] 黄伟,竺梅芳,廖航.航天器着陆缓冲气囊技术发展[J].航天返回与遥感,2021,42(2): 1-11.
Huang Wei, Zhu Meifang, Liao Hang, The development of spacecraft landing attenuation airbag technology[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(2): 1-11. (in Chinese)
- [3] 黄刚,李良春,林健.着陆气囊的缓冲机理与技术分析[J].装备环境工程,2011,8(4): 86-89.
Huang Gang, Li Liangchun, Lin Jian. Analysis of cushion mechanism and technology of landing airbag[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(4): 86-89. (in Chinese)
- [4] 卫剑征,谭惠丰,万志敏,等.缓冲气囊展开与缓冲着陆过程的仿真分析[J].航天返回与遥感,2010,31(5): 1-8.
Wei Jianzheng, Tan Huifeng, Wan Zhimin, et al. Simulation for airbag deployment and landing process of inflatable landing vehicles[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(5): 1-8. (in Chinese)
- [5] 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.
Sun Ningguo, Li Liangchun. Research status of landing airbag for airdrop[J]. Packaging Engineering, 2017, 38(11): 97-101. (in Chinese)
- [6] 鲁超宇,陈金宝,王宸,等.组合式气囊在重装空投中的缓冲性能分析[J].宇航学报,2023,44(6): 841-850.

- Lu Chaoyu, Chen Jinbao, Wang Chen, et al. Analysis of cushioning performance of combined airbag in heavy airdrop [J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(6):841-850. (in Chinese)
- [7] 温金鹏, 薛江, 张思才, 等. 固定排气口型气囊冲击减缓特性研究[J]. *振动、测试与诊断*, 2018, 38(2): 388-393.
- Wen Jinpeng, Xue Jiang, Zhang Sicai, et al. Study on cushioning characteristics of the airbag with constant venting area[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2018, 38(2): 388-393. (in Chinese)
- [8] 洪焯杰, 王红岩, 李建阳, 等. 空投装备缓冲气囊匹配设计与仿真计算研究[J]. *装备环境工程*, 2017, 14(5): 1-7.
- Hong Huangjie, Wang Hongyan, Li Jianyang, et al. Matching design and simulating calculation of airbag for airdropping equipment[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2017, 14(5):1-7. (in Chinese)
- [9] 王一波, 孙建红, 侯斌, 等. 小型电子设备着陆缓冲气囊的缓冲性能分析[J]. *航天返回与遥感*, 2018, 39(5): 25-33.
- Wang Yibo, Sun Jianhong, Hou Bin, et al. Cushioning performance analysis of landing buffer airbag for small electronic equipment[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2018, 39(5): 25-33. (in Chinese)
- [10] 韩宇. 火星探测器气囊式着陆缓冲装置及其缓冲特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- Han Yu. Study on the airbag landing buffer device of mars rover and its cushioning characteristics[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020. (in Chinese)

Research on the Design and Cushioning Characteristics of Aviation Equipment Cushion Airbag

Qiao Fang, Feng Zhijie, Zhou Hao, Bao Jianping, An Aokun
AVIC Aerospace Life-Support Industries, Ltd., Xiangyang 441100, China

Abstract: Aviation equipment cushioning airbag has become a research hotspot in aviation equipment cushioning systems due to their advantages such as small weight and low cost. To quickly solve the design problem of a certain type of buffer airbag, this paper uses numerical simulation software and takes the buffer airbag of a certain type of aviation equipment as the research object, a numerical simulation model of the annular buffer airbag was established based on the kinematics, engineering thermodynamics and flexible thin shell mechanics theories, and the steepest descent method was used to optimize the design of the model. By comparing the simulation results of the optimized parameters with the experimental results to verify the correctness of the model establishment, and analyze the impact of different parameters (opening area, opening pressure, and airbag height) on the buffering characteristics of the buffer airbag, the results show that when other parameters are constant, as the opening area increases, the buffering overload decreases and the landing speed increases with the increase of the opening area; the buffering overload increases and the landing speed decreases with the increase of the opening pressure; the buffering overload decreases, and the changes of landing speed are not significant with the increase of the airbag height. This simulation method can quickly determine the key design parameters (such as opening area, exhaust pressure, buffer height, etc.) and shape of the buffer airbag, which can improve the design efficiency of the cushion airbag, and provide a theoretical basis for studying the cushion characteristics of the airbag.

Key Words: cushion airbag; numerical model; steepest descent method; buffering characteristics

Received: 2023-10-31; **Revised:** 2024-02-02; **Accepted:** 2024-04-26

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (201929010001)