DOI：10.11883/bzycj-2025-0148

大载重吊落式缓冲气囊设计及多目标优化*

翟政博[1]，杨臻[1]，王端奇[2]，刘斌[3]，李茂林[4]，刘万川[4]

（1.中北大学，山西 太原 030051；
2.杭州智元研究院有限公司，浙江 杭州 310013；
3.中国北方车辆研究所，北京 100072；
4.建设工业集团（云南）股份有限公司，重庆 404100）

摘 要：针对大载重无人平台吊落式着陆的冲击防护问题，设计了一种实现安全着陆的缓冲气囊系统。基于理论模型初步确定气囊几何参数和排气孔面积，利用控制体积法（CVM）建立有限元仿真模型，模拟气囊缓冲过程。通过单参数分析，揭示了排气孔尺寸、临界排气压力、气囊底面积及高度对缓冲性能的影响规律，发现上述参数在降低最大过载与提升比吸能之间存在冲突。为解决此问题，采用最优拉丁超立方设计采样，结合神经网络构建目标函数代理模型，并集成 NSGA-II 遗传算法进行多目标优化。优化结果表明，当排气孔面积为 3952mm^2、临界排气压力 158kPa、气囊底面积 1.08m^2 时，最大过载从 16.8g 降至 14.5g，比吸能保持在 1529J/kg。试验验证显示最大过载试验值为 15.2g，与仿真结果误差仅为 4.8%，证实了优化方案的有效性。本研究为无人平台软着陆系统提供了高效、低成本的设计技术支持，提升了作战部署的安全性与效率。

关键词：大载重无人平台；缓冲气囊；冲击动力学；多目标优化

中图分类号：TH122　　**国标学科代码：**2210　　**文献标识码：**A

Design and multi-objective optimization of heavy-load lifting buffer airbag

ZHAI Zhengbo[1]，YANG Zhen[1]，WANG Duanqi[2]，LIU Bin[3]，LI Maolin[4]，LIU Wanchuan[4]

*（1.North University of China, Taiyuan 030051, China；
2.Zhiyuan Research Institute, Hangzhou 200125, China；
3.China North Vehicle Research Institute, Beijing 100072, China；
4.Jianshe Industry Group (Yunnan) Co., Ltd., Chongqing 404100, China）*

Abstract: To address the challenges of rapid deployment for heavy-duty unmanned platforms and impact protection during drop-landing, a buffer airbag system was designed to ensure the safe landing of the unmanned platform. First, theoretical modeling was used to preliminarily determine the geometric parameters of the buffer airbag and the size of the vent holes. A finite element simulation model that included the buffer airbag, the unmanned platform, and the ground was established using the Control Volume Method (CVM) to simulate the cushioning process of the airbag. The impact dynamics response during the landing attenuation process was analyzed, and the Specific Energy Absorption (SEA) of the buffer airbag system was introduced to evaluate its cushioning performance. The analysis results indicate that during the landing buffer process, the unmanned platform reached a maximum overload value of 16.8g at 0.06s, and the platform velocity reached a post-rebound maximum of 0.79m/s at 0.1s. At 0.18s, the platform shifted laterally due to the center of gravity, and one side of the platform first contacted the ground.

***收稿日期：** 2025-05-21 ； **修回日期：** 2025-10-10 ；
基金项目：瞬态冲击技术重点实验室基金项目(JCKY2023209C003)；
第一作者：翟政博（2000－ ），男，硕士，研究生. E-mail:sf20230102@st.nuc.edu.cn；
通信作者：杨 臻（1965－ ），男，教授，教授. E-mail:yzhen@nuc.edu.cn。

This led to fluctuations in overload value and velocity, but the overall landing process remained stable. The calculated SEA of the buffer airbag system was 1527 J/kg. Using the control variable method, the influence of key parameters on the buffer performance of the airbag was analyzed, revealing the impact laws of vent hole size, critical exhaust pressure, airbag base area, and airbag height on buffer performance. The study found that the influence of airbag height on the two key indicators (maximum overload and SEA) was consistent, presenting no optimization conflict. However, after the height exceeded 0.37m, a diminishing returns effect appeared. When the other three variables were changed individually, they caused a conflict between the goals of minimizing maximum overload and maximizing SEA, making it impossible to improve both simultaneously through independent optimization. To resolve this issue, an Optimal Latin Hypercube Design was used for sampling, and a three-layer neural network was employed to construct proxy models for the objective functions. The root mean square error (RMSE) and coefficient of determination (R^2) of these two types of proxy models were calculated to evaluate their regression performance. The NSGA-II genetic algorithm was integrated for multi-objective optimization. The results showed that for the proxy models predicting maximum overload and SEA, the RMSEs were 0.4895 and 0.7262, and the R^2 values were 0.9833 and 0.9364, respectively. All R^2 values were greater than the industry benchmark of 0.9, indicating high reliability of the proxy models. When the vent hole area was 3952 mm^2, the critical exhaust pressure was 158 kPa, and the airbag base area was 1.08 m^2, the maximum overload was reduced from 16.8g to 14.5g, and the SEA remained stable at 1529 J/kg. Based on the characteristics of the airbag's buffer process, a gantry crane-based simulation test method for unmanned platform airdrop and lifting was designed. A piezoelectric IEPE acceleration sensor was used to measure the overload value of the unmanned platform. Experimental verification showed that the measured maximum overload value was 15.2g, with a mere 4.8% error compared to the simulation result, confirming the correctness of the optimization scheme. This research provides efficient and low-cost design technical support for the soft landing systems of unmanned platforms, enhancing the safety and efficiency of operational deployment.

Keywords: Heavy load unmanned platform; buffer airbag; impact dynamics; multi-objective optimization

作为一种可空投的独立武器系统，集智能化、通信技术与信息处理能力于一体的模块化无人平台，其快速部署能力及安全着陆保障对作战效能提升至关重要。鉴于无人平台难以承受高过载冲击，且需快速部署于关键战区。因此，设计一种吊落式缓冲气囊，以解决着陆冲击防护问题提升作战部署的安全性与效率，具有关键意义。

在缓冲气囊的研发初期，为应对试验验证环节的高成本问题，工程领域通常优先采用数值仿真技术对其缓冲效能及设计可行性进行预测分析。Wang 等[1]提出了控制体积法(CVM)并将其应用于缓冲气囊的充气展开和受力分析。HE 等[2]利用结构有限元模型与冲击动力学有限元模型开发了一种回收模块和缓冲气囊系统有限元模型的分层更新方案。Wang 等[3]建立了某车辆缓冲气囊系统有限元模型并进行试验验证。Zhou 等[4]提出了一种新型圆柱形缓冲气囊折叠方法，并通过有限元分析验证了该方法的正确性。Dmitri 等[5]使用任意拉格朗日-欧拉方法(ALEM)和 CVM 模拟胸部气囊对人体的冲击测试(BBT)。

国内外许多学者对气囊的缓冲性能进行了大量的研究，杨占华等[6],[7]建立了某空投车辆缓冲气囊有限元仿真模型，研究了空投正常工况和极限工况下的着陆缓冲过程，分析着陆缓冲过程中车辆的冲击动力学特性和气囊缓冲性能。张鹏飞等[8],[9]对大载重航天器组合式缓冲气囊的缓冲过程进行了有限元仿真分析，采用最优拉丁超立方选取了仿真样本点，进行了多目标遗传优化设计，优化了气囊的初始设计参数。Liu 等[10]建立了缓冲气囊座椅的数值模型并进行试验验证，构建了基于概率和区间混合模型的多目标可靠性设计优化，并利用遗传算法求解，提出了一种基于概率和区间模型的缓冲气囊座椅缓冲特性可靠性设计优化(RBDO)方法。洪煌杰等[11]基于有限元法和 CVM 对缓冲气囊开展了有限元仿真分析，通过拉丁超立方设计构建代理模型，利用多目标遗传算法对气囊高度、宽度及排气孔面积进行参数优化。鲁超宇等[12]对圆柱形组合气囊进行了多工况仿真并与传统气囊对比分析，分析了单参数对气囊缓冲性能的影响，采用因子法优化了内气囊直径和外气囊排气孔面积。付新华等[13]对

战车载人空投缓冲气囊进行有限元仿真分析并通过空投试验校验，开展复杂着陆工况仿真分析，评估了复杂着陆情况下对人体各部位损伤。综上研究表明，目前对车辆、航天器、缓冲座椅着陆过程中冲击动力学响应特性、气囊缓冲性能或优化气囊参数研究较多，多聚焦于单一环节，从设计-分析-优化-验证的全闭环路径对吊落式无人平台的研究较少。

本文将针对大载重吊落式软着陆需求设计一种缓冲气囊。使用理论模型初步设计了缓冲气囊的几何参数、排气压力及排气孔面积。基于 CVM 建立无人平台与气囊系统有限元仿真模型，分析关键设计变量对缓冲性能的影响机制，筛选出核心优化变量。通过融合神经网络代理模型与多目标遗传算法，建立气囊多目标优化模型，实现缓冲效能的提升。为大载重吊落式软着陆系统的设计开发提供了技术支持。

1 无人平台缓冲气囊方案

无人平台运送至目标位置后，由无人机吊装下落，底部进气孔开始进气；气囊触地后，平台受重力压缩囊体，系统速度降低，进入压缩阶段；当囊内压力增至临界排气压力时，排气孔开启进入排气释能阶段，平台速度进一步降低，直至气囊缓冲完毕，缓冲过程如图 1 所示。

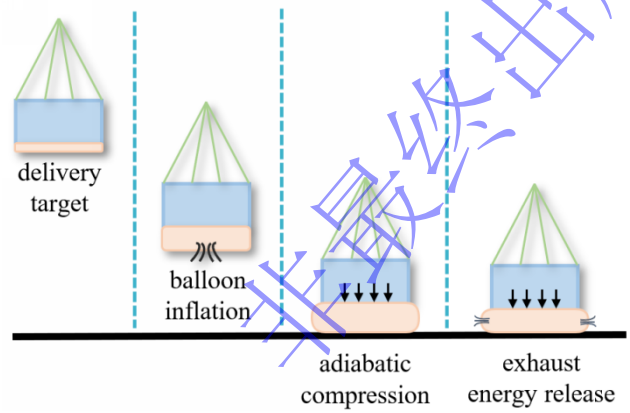


图 1 缓冲过程示意图

Fig.1 Schematic diagram of buffering process

基于缓冲过程，建立以下假设[14]：

（1）忽略气囊织物弹性。压缩过程仅高度变化，而横截面形状和接触面积不变；

（2）忽略织物透气性。排气前为绝热压缩过程；

（3）囊内气体视为理想气体；

（4）气囊织物与囊内气体质量远小于载荷质量，可忽略不计；

（5）载荷垂直下落。

基于无人平台着陆缓冲系统的工程设计需求，将缓冲过程分解为绝热压缩过程和排气释能过程，针对 350kg 载荷质量与 6m/s 着陆速度的工程需求，建立系统数学模型。

1.1 缓冲气囊几何参数设计

无人平台动能由柔性材料的弹性形变、气体压缩及气囊排气共同抵消，核心参数为气囊压缩位移量 s 与气囊理论设计高度 h_0。

动能变化 ΔE_k 定义为：

$$\Delta E_{\mathrm{k}} = \frac{M}{2}(V_1^2 - V_2^2) \tag{1}$$

式中：M 为无人平台总质量；V_1、V_2 分别为平台触地初速度与缓冲终止速度。

气囊在压缩行程中施加持续反向力 F，使速度由 V_1 降至 V_2，气囊压缩位移量 s 对应的机械功表达式为：

$$W_{\mathrm{F}} = F \bullet s \tag{2}$$

系统总能量变化包含动能与势能增量：

$$\Delta E = \Delta E_{\mathrm{k}} + Mg_0 s \tag{3}$$

联立方程(1)-(3)，由能量守恒原理 $W_{\mathrm{F}}=\Delta E$，并考虑能量转化效率 η_{e}，推导出气囊压缩位移量 s：

$$s = \frac{V_1^2 - V_2^2}{2(N\eta_{\mathrm{e}} - 1)g_0} \tag{4}$$

其中 $N=a/g_0$ 为过载系数，a 为无人平台加速度，g_0 为重力加速度。

着陆稳定后，气囊与地面仍有一定距离 h_{end}，平台缓冲终止速度 $V_2=0$，考虑安全裕度系数 i 的气囊理论设计高度 h_0 为：

$$h_0 = \frac{V_1^2 i}{2g_0(N\eta_{\mathrm{e}} - 1)} + h_{\mathrm{end}} \tag{5}$$

根据工程实践规范，无人平台质量与气囊体积比通常控制在 1000-1100kg/m^3 以平衡承载能力与空间约束[15]。进一步通过经验系数法推导缓冲气囊的底面积 A 为：

$$A = \frac{M}{\rho \bullet h_0} \tag{6}$$

其中ρ为囊内气体密度。

1.2 缓冲气囊排气孔设计

缓冲气囊排气孔是影响气囊缓冲性能的重要设计因素，其中初始内压的设定需重点考虑临界压力阈值特性：当初始压力超过该阈值时，触地冲击能量释放过程中易引发平台反弹现象。由于初始内压在一定范围之内对着陆缓冲过程中的气囊最大内压、最大过载的影响不大[16]。本文缓冲气囊初始内压取标准大气压 101kPa。

在绝热压缩阶段，气囊受载荷压缩而发生竖直方向形变，气囊未排气[17]。因而，该过程中囊内气体质量保持不变。根据热力学第一定律和能量守恒定律得出绝热压缩阶段的终止时刻状态参数如下：

$$P_{\mathrm{cr}} = P_0 + \frac{M\left(a_{\mathrm{cr}} + g_0\right)}{A_0} \tag{7}$$

$$T_{\mathrm{cr}} = T_0\left[1 + \frac{M\left(a_{\mathrm{cr}} + g_0\right)}{P_0 A_0}\right]^{(\gamma-1)/\gamma} \tag{8}$$

$$\rho_{\mathrm{cr}} = \frac{P_0}{RT_0}\left[1 + \frac{M\left(a_{\mathrm{cr}} + g_0\right)}{P_0 A_0}\right]^{1/\gamma} \tag{9}$$

其中，P_{cr} 为临界压力，a_{cr} 为临界加速度，取 $a_{\mathrm{cr}}=a_{\max}\eta_{\mathrm{s}}$，安全系数 η_{s} 取 0.8，$a_{\max}$ 根据指标要求为 20g，P_0 为囊内初始气压，A_0 为水平面内气囊-载荷体接触面的投影面积，T_{cr} 为临界温度，T_0 为囊内气体初始温度，ρ_{cr} 为临界密度，γ 为绝热指数，R 为摩尔气体常数。

气囊排气孔打开进入释能阶段，囊内气体体积与质量随之改变，因体积压缩产生的质量流量可表示为：

$$q = \rho |u| A_{\mathrm{a}} \tag{10}$$

其中，ρ为囊内气体密度，u 为气体流速，A_{a} 为排气孔面积。

根据绝热压缩阶段相关参数的函数变化关系及排出气体的质量流量关系式得到气囊排气孔面积 A_a 的计算公式。

$$A_a=\left|v_{cr}\right|\frac{\rho_{cr}A_0}{KP_{at}\sqrt{\dfrac{2\gamma}{R_gT_0(\gamma-1)}\left(\dfrac{P}{P_{at}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\left[\left(\dfrac{P}{P_{at}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}-1\right]}} \tag{11}$$

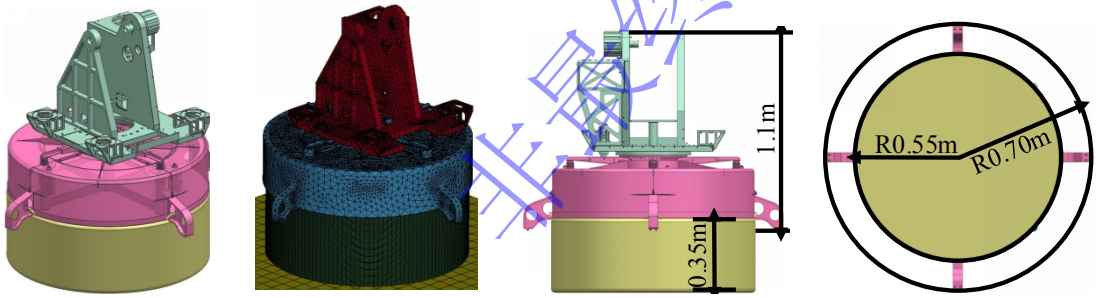
v_{cr} 为临界速度，K 为阻滞系数，取 K=1，P_{at} 为环境气压，P 为气囊内压，R_g 为气体常数。

2 有限元模型验证

2.1 分析模型

无人平台由站体与底座构成，如图 2(a)所示。平台的最大高度约为 1.1m，最大半径约为 0.7m，底座内部支撑结构向外延伸出四个支撑足，进一步保障了平台的稳定性。

为提高仿真计算效率，建立无人平台有限元模型时，在保证计算精度的前提下对结构进行必要简化，去除细小结构特征，对构建表面进行圆整光滑处理，一些质量较大的非承载部件以质量点的形式进行配置[18]，如火控雷达、发射器、数传系统等。无人平台底座外壳较薄，采用壳单元进行网格划分，其他实体结构如站体、底座内部支撑结构等采用体单元进行网格划分。模型采用 kg-m-s 单位制建立，整个无人平台模型由 284874 个单元组成。建立无人平台有限元模型如图 2(b)所示。



(a)三维模型 (b)有限元模型 (c)正视图 (d)仰视图

(a)three-dimensional (b)finite element model (c)front view (d)bottom view

图 2 气囊、无人平台模型

Fig.2 Airbag、unmanned platform model

通过前节理论推导得出，缓冲气囊的半径 r=0.55m，高度 h_0=0.35m，排气孔面积 A_a=3600mm^2，如图 2 所示。选择*AIRBAG_WANG_NEFSKE 模型来模拟缓冲气囊，基于前节假设，囊内气体为理想气体，选取标准大气各项参数：恒 63 定体积下气体的比热 C_v、恒定压强下气体的比热 C_p、温度、密度[19]，初始压力为标准大气压 101kPa。当缓冲气囊内压超过临界排气压力 173kPa 时，排气孔打开，具体模型参数如表 1 所示。

表 1 缓冲气囊模型参数

Table 1 Buffer airbag model parameters

Cv/(J•(kg•K)$^{-1}$)	Cp/(J•(kg•K)$^{-1}$)	T/K	A23/m^2	PE/Pa	RO/(kg•m^{-3})	GC	PPOP/Pa
717	1004	293	3.6e-3	1.01e5	1.2	1	1.73e5

其中，A23 为排气孔面积；PE 为环境大气压；RO 为环境空气密度；GC 为重力转换常数；PPOP 为启动排气压力值。

缓冲气囊为织物材料，本构模型选用 LS-DYNA 中 34 号织物材料（*MAT_FABRIC）更准确的描述缓冲气囊材料特性。具体材料参数如表 2 所示：

表 2 缓冲气囊材料参数

Table 2 Buffer airbag material parameters

ρ/(kg•m^{-3})	EA/Pa	EB/Pa	EC/Pa	PRBA	PRCA	PRCB	GAB/Pa	GBC/Pa	GCA/Pa
876.03	3.8e8	3.8e8	3.8e8	0.2	0.2	0.2	4.0e7	4.0e7	4.0e7

缓冲气囊底面与地面直接接触，接触类型采用自动面面接触，接触静态/动态摩擦系数为 0.6，气囊上端与无人平台下端定义为相互碰撞的自由端，接触类型采用关键字 *CONSTRAINED_EXTRA_NODES 实现刚体与变形体的相互连接。缓冲气囊之间接触采用自接触，接触静态/动态摩擦系数为 0.6。平台被定义为不考虑空气阻力的刚体，其着陆姿态没有倾角。地面定义为刚性平面，着陆面坡度设置为 0°。平台初速为−6m/s，平台与气囊的重力加速度为 9.8m/s^2。

2.2 分析结果

为评估缓冲气囊的缓冲性能，采用着陆缓冲过程中无人平台最大过载和气囊系统比吸能(SEA)两个关键参数，比吸能可通过式(12)得到：

$$\mathrm{SEA}=\frac{\frac{1}{2}Mv_1^2-\frac{1}{2}Mv_2^2}{m} \tag{12}$$

式中：M 为无人平台的质量；m 为缓冲气囊系统质量；v_1 为装置着陆速度；v_2 为无人装备经历一次缓冲碰撞后反弹的第一个最大速度。

通过模拟无人平台着陆过程，得到了缓冲气囊着陆过程应力云图和配置参数，如图 3 所示。

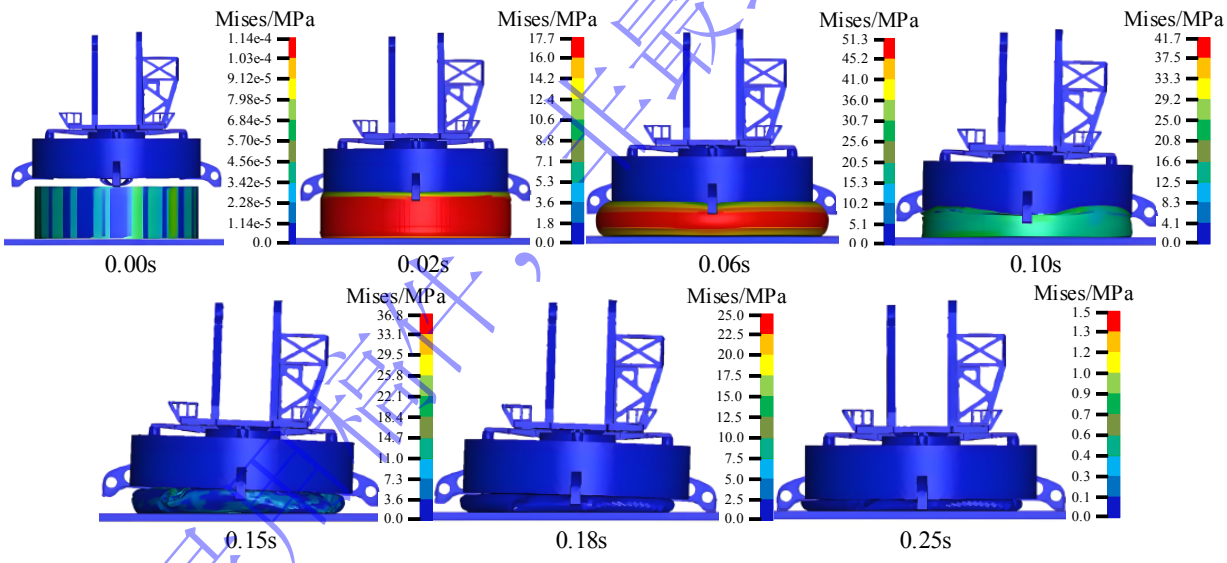


图 3 缓冲气囊着陆过程应力云图

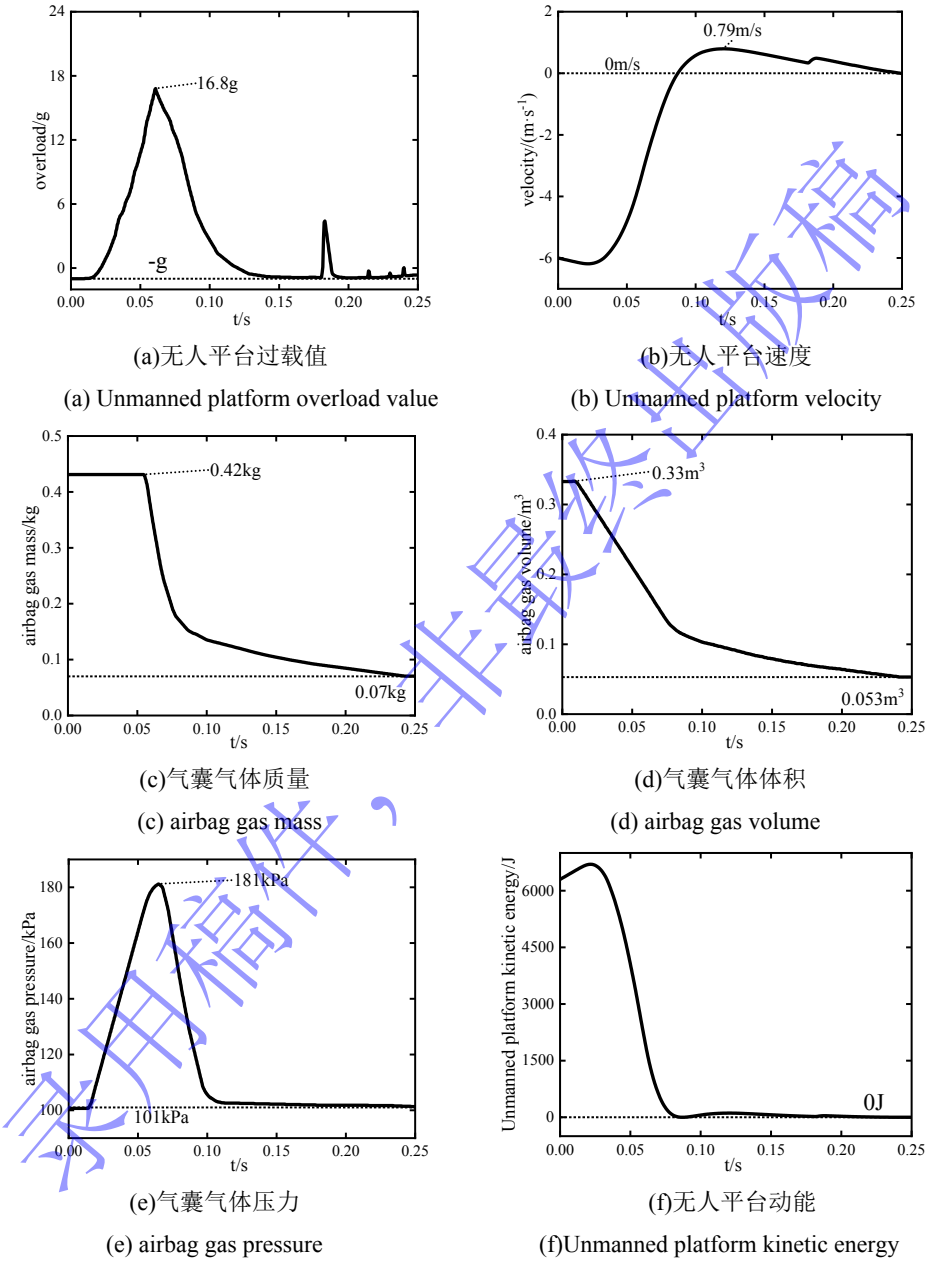
Fig.3 Stress nephogram during buffer airbag landing process

挑选几个典型时刻的等效应力云图进行展示，可以看出气囊在与平台接触时会压缩并承受较高的应力水平。随着平台下落，气囊继续被轴向压缩，此时气囊处于绝热压缩阶段。当气囊内部压强超过临界排气压力 P_{cr} 时，排气过程开始，此时气囊处于排气释能阶段。由于平台两边质量分布不均，在 0.10s 时平台略倾斜，但通过气囊缓冲实现了无人平台着陆。

平台着陆缓冲过程中 Z 轴方向的动力学响应如图 4(a)、(b)、(f)所示。在绝热压缩阶段，平台压缩气囊，致使无人平台过载值急速上升，平台速度从-6m/s 快速衰减；当气囊内压在 0.055s 达到临界排气压力时，气囊进入排气释能阶段，过载上升速率有所减缓，于 0.06s 达到峰值 16.8g，随后过载值快速下降，同时速度衰减率降低，平台速度于 0.1s 达到反弹后最大值 0.79m/s。在 0.18s 平台由于

重心原因产生横向位移，平台一侧先与地面接触，导致过载值与速度波动，但整体着陆过程平稳。基于此动力学过程，通过公式(12)计算得缓冲系统比吸能为 1527J/kg。

图 4(c)~(e)为缓冲气囊气体状态参数，在绝热压缩阶段，气体体积随平台下落持续缩减，气体质量因排气孔未开启保持恒定，内部压力因体积压缩，从 101kPa 升至 173kPa；在 0.055s 内压达到临界排气压力，排气孔开启，进入排气释能阶段，气体质量快速下降，在 0.06s 达到最大压力 181kPa，随后气压随排气衰减至环境压力。



(a)无人平台过载值　(b)无人平台速度

(a) Unmanned platform overload value　(b) Unmanned platform velocity

(c)气囊气体质量　(d)气囊气体体积

(c) airbag gas mass　(d) airbag gas volume

(e)气囊气体压力　(f)无人平台动能

(e) airbag gas pressure　(f)Unmanned platform kinetic energy

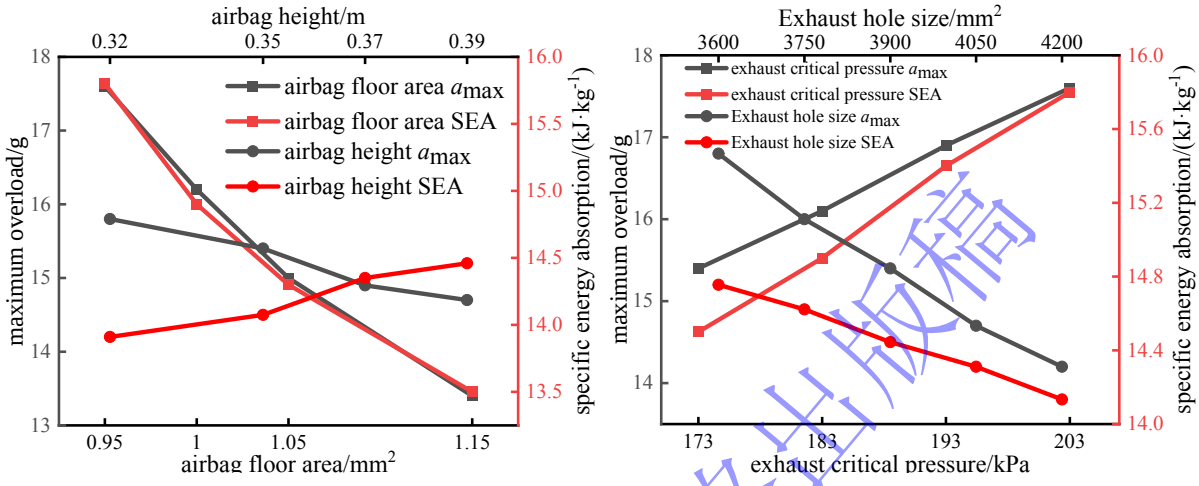
图 4 无人平台的动态响应曲线

Fig.4 Dynamic response curve of unmanned platform

3 基于代理模型的多目标优化

3.1 气囊缓冲性能单参数分析

为了进行多目标优化，选择对缓冲性能有较大影响的 4 个设计参数，分别为气囊底面积、气囊高度、排气孔尺寸与排气临界压力。使用控制变量法对 4 个设计参数进行工况设计，工况 1、2、3、4、5 研究了排气孔尺寸对缓冲性能的影响；工况 3、6、7、8 研究了临界排气压力对缓冲性能的影响；工况 8、9、10、11 研究了气囊底面积对缓冲性能的影响；工况 3、12、13、14 研究了气囊高度对缓冲性能的影响。



(a)气囊底面积与高度　　(b)排气临界压力与排气孔大面积

(a)Airbag bottom area and height　　(b)Critical exhaust pressure and large exhaust hole area

图 5 气囊缓冲性能敏感度分析图

Fig.5 Sensitivity analysis chart of airbag cushioning performance

表 3 不同参数组合案例

Table 3 Cases of different parameter combinations

工况	排气孔尺寸/mm^2	排气临界压力/kPa	气囊底面积/m^2	气囊高度/m	最大过载值/g	比吸能/(J·kg^{-1})
1	3600	173	0.95	0.35	16.8	1527
2	3750	173	0.95	0.35	16.0	1492
3	3900	173	0.95	0.35	15.4	1453
4	4050	173	0.95	0.35	14.7	1420
5	4200	173	0.95	0.35	14.2	1381
6	3900	183	0.95	0.35	16.1	1498
7	3900	193	0.95	0.35	16.9	1540
8	3900	203	0.95	0.35	17.6	1589
9	3900	203	1.00	0.35	16.2	1498
10	3900	203	1.05	0.35	15.0	1434
11	3900	203	1.15	0.35	13.4	1356
12	3900	173	0.95	0.32	15.8	1427
13	3900	173	0.95	0.37	14.9	1505
14	3900	173	0.95	0.39	14.7	1522

基于图 5 和表 3 的单个变量分析结果，可以得出：排气孔面积扩大 17%时，最大过载降低 15.4%，比吸能同步衰减 9%；临界排气压力提升 17%，比吸能增加 8.9%，最大过载上升 14.3%，气

囊底面积扩大 21%，最大过载降低 23.8%，比吸能下降 14.5%；气囊高度增加 11%，最大过载降低 6.9%，比吸能提升 6.4%。

根据以上分析可得，4 个参数对最大过载值和比吸能均存在不同程度的影响，但气囊高度对两关键指标的影响方向一致，无优化矛盾，当高度超过 0.37m 后，出现收益递减效应，结合无人平台快速部署的动态响应要求，将气囊高度提升至 0.37m。其余三个变量在单独变化时，会引发过载值与比吸能两个目标之间的冲突，无法通过独立优化使二者同时得到提升，因此需采用多目标优化方法以寻求最佳平衡点。

3.2 多目标优化模型

选择排气孔尺寸、临界排气压力和气囊底面积作为多目标优化模型的优化变量。

根据缓冲气囊的数值仿真结果以及研究目标可知，缓冲过程中的最大过载值与比吸能为关键指标，因此将其作为目标响应。最大过载值设置为最小值，使无人平台收到的冲击加速度尽可能小，比吸能的目标值设为最大值，保证无人平台的回弹速度较小。所以缓冲气囊的优化目标为：

$$\begin{cases} \mathrm{Min} \quad a_{\max}\left(A_{\mathrm{a}},\ P_{\mathrm{cr}} \quad A\right) \\ \mathrm{Max} \quad \mathrm{SEA}\left(A_{\mathrm{a}},\ P_{\mathrm{cr}} \quad A\right) \end{cases}$$

基于多目标优化的设计原理，排气孔面积、临界排气压力及气囊底面积的取值范围需综合平衡试验数据趋势、工程约束条件及性能指标的冲突关系。单因素分析表明，临界排气压力增大时过载值与比吸能均程上升趋势，为了抵消气囊高度增加引发的过载风险，需扩展边界至 140kPa-210kPa，以覆盖潜在的 Pareto 最优解。而气囊底面积受限于无人平台四足安装空间的几何约束，故底面积最大取到 1.2m^2。

$$3500\mathrm{mm}^2 \le A_{\mathrm{a}} \le 4300\mathrm{mm}^2$$

$$140\mathrm{kPa} \le P_{\mathrm{cr}} \le 210\mathrm{kPa}$$

$$0.9\mathrm{m}^2 \le A \le 1.2\mathrm{m}^2$$

3.3 优化设计方法

最优拉丁超立方设计在三维设计空间的解域中进行抽样时，能展现出卓越的空间填充性与投影均衡性[15]。通常采样点数量为优化参数的 10-20 倍，选择 45 个采样点对代理模型进行训练。图 6 是三维空间中所选样本点示意图。

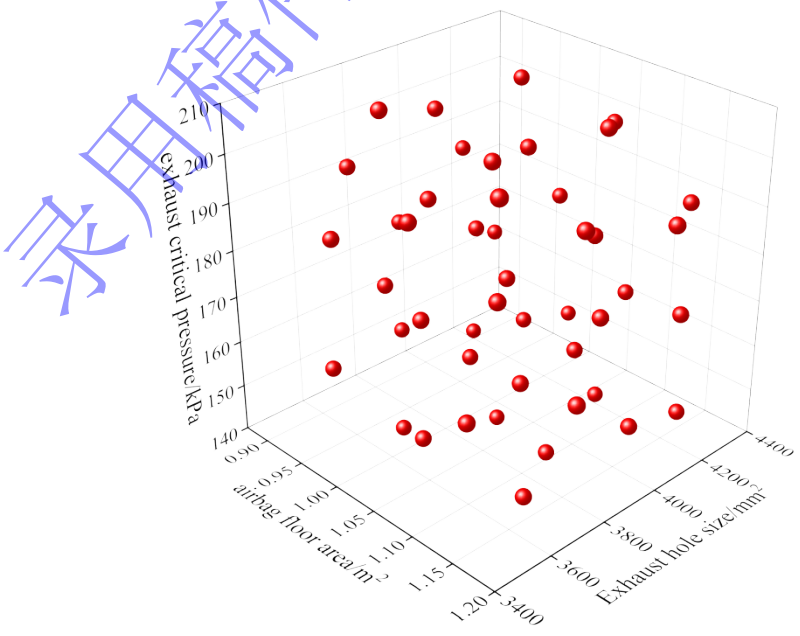


图 6 最优拉丁超立方体设计

Fig.6 Optimal Latin Hypercube Design

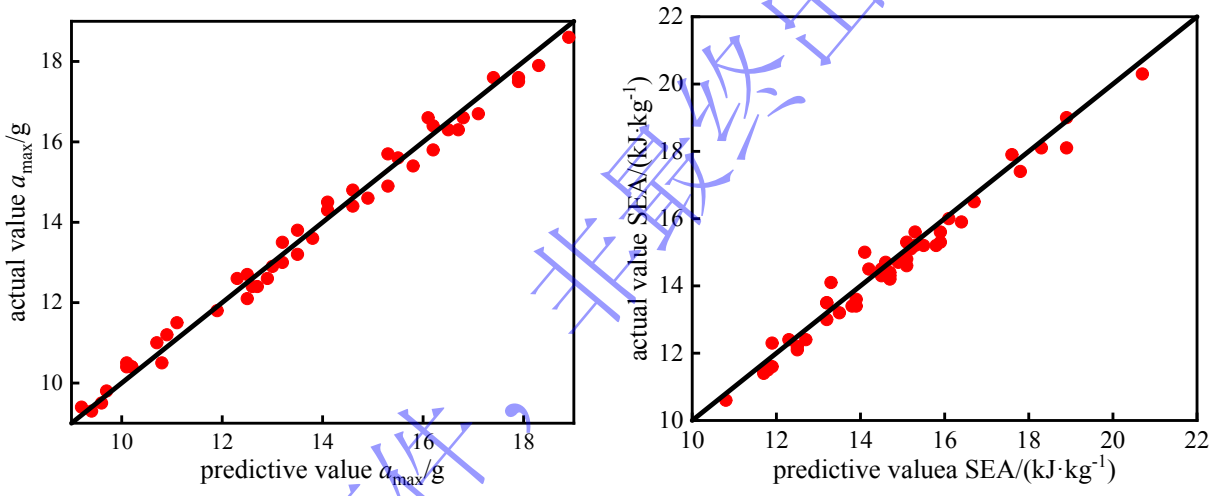
对 45 个采样点进行有限元仿真分析，计算各采样点对应的平台过载值与气囊系统比吸能。由于样本数据优化设计结果精度不足。因此采用三层神经网络建立代理模型来预测缓冲气囊设计变量和优化目标之间的映射关系。通过式(13)和式(14)确定均方根误差(RMSE)和决定系数(R^2)来评估回归性能。

$$\mathrm{RMSE}=\sqrt{\frac{1}{n}\left(\sum_{i=1}^{n}\left(y_i-\hat{y}_i\right)^2\right)} \tag{13}$$

$$\mathrm{R}^2=1-\frac{\sum_{i=1}^{n}\left(y_i-\hat{y}_i\right)^2}{\sum_{i=1}^{n}\left(y_i-\bar{y}\right)^2} \tag{14}$$

式中：n 为样本数量；y_i 为观测值的真实值；$\hat{y}_i$ 为观测值的预测值；$\bar{y}$ 为真实值的均值。

基于代理模型的验证分析，通过计算决定系数（R^2）和均方根误差（RMSE）两项核心指标，量化了模型对最大过载值与比吸能参数的预测能力。结果显示：比吸能的 RMSE 为 0.7262，最大过载值的 RMSE 低至 0.4895；且两目标的 R^2 分别达到 0.9364 和 0.9833 均大于 0.9 的行业基准，说明代理模型具有较高的可靠性。



(a)最大过载值 a_{max} (b)比吸能

(a) maximum overload value a_{max} (b) specific energy absorption

图 7 代理模型线性回归图

Fig.7 Proxy model linear regression diagram

如图 7 所示，通过对比代理模型预测值与实际仿真数据发现，二者在数值分布上高度吻合。具体表现为：所有样本点的预测偏差均控制在极低误差范围内，最大过载值的预测曲线几乎与实际值重叠。这种微小偏差特征证实了该代理模型在非线性映射关系建模中的高精度优势。

3.4 多目标优化

基于上述构建的代理模型，选择 NSGA-Ⅱ遗传算法对缓冲气囊的排气孔尺寸、排气临界压力和气囊底面积进行多目标优化，该算法增大采样空间从而保持个体的多样性，且能保留住最优个体不被忽略流失[20]。

优化计算得到本次设计问题的 Pareto 解集，其最大过载值 a_{max} 与比吸能 SEA 构成 Pareto 前沿图，如图 8 所示，最优解集内各解均呈现典型的目标冲突特征，任意解在提升最大过载值指标时均会导致比吸能下降，为平衡多目标之间的权重，在比吸能不低于 1527J/kg 的约束条件下选出最具有代表性的优化结果，取最大过载值最小时对应的排气参数组合。为验证优化结果的正确性，采用该点设

计参数进行有限元仿真分析，分析结果表明，最大过载为 14.5g，缓冲气囊的比吸能为 1529J/kg。最大过载值与比吸能的相对误差分别为 5%和 8%。

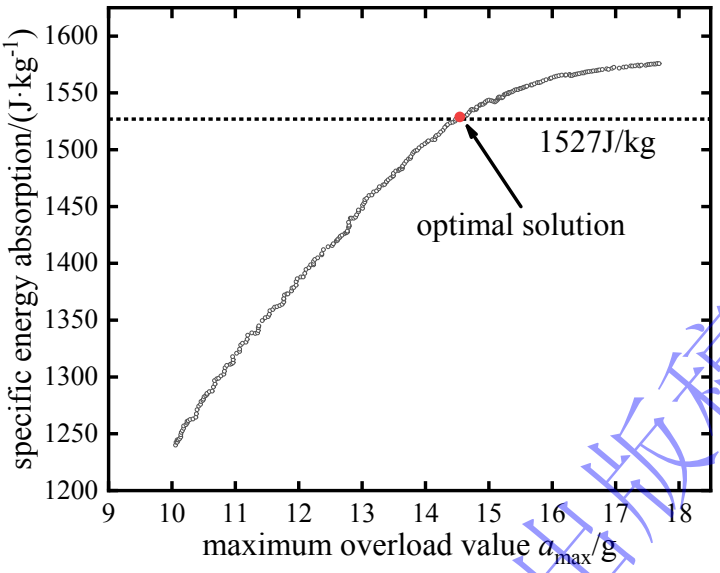


图 8 缓冲气囊 Pareto 前沿图

Fig.8 Buffer airbag Pareto front line diagram

为了验证优化设计方法的有效性，图 9 和表 4 中比较了优化前后的缓冲性能。结果表明，优化前的最大过载值为 16.8g，优化后的最大过载值为 14.5g，相较于优化前降低了 13.6%。优化前的比吸能为 1527J/kg，而优化后的比吸能为 1529J/kg。可以看出，优化前后的比吸能变化不大。原因是回弹过程中第一个峰值速度与速度相比是一个较小的值，虽然优化后的回弹过程中第一个峰值速度比优化前的大，但随着气囊底面积的增加，整个缓冲气囊系统质量也在增加，回弹过程中第一个峰值速度和缓冲气囊系统质量在同时增大，故比吸能很难大幅增加。因此，验证了优化后的缓冲气囊系统具有更好的缓冲性能。

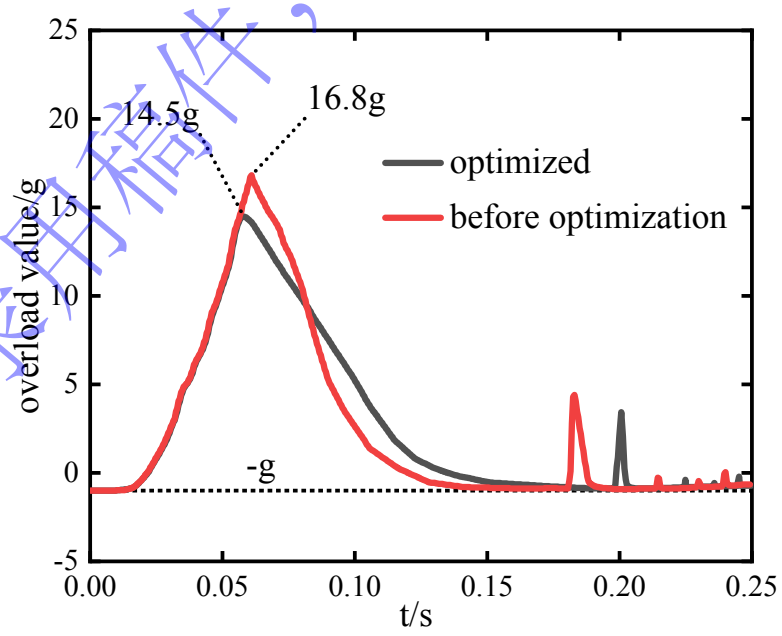


图 9 优化前后过载值比较

Fig.9 Comparison of overload values before and after optimization

表 4 优化结果

Table 4 optimization results

参数	排气孔尺寸/mm²	排气临界压力/kPa	气囊底面积/m²	最大过载值/g	比吸能/(J·kg⁻¹)
优化前	3600	173	0.95	16.8	1527
优化后	3952	158	1.08	14.5	1529

4 试验验证

结合缓冲气囊缓冲过程特性，设计了基于轨道式龙门吊模拟直升机/无人机吊装空投试验方式，如图 10 所示。为精确捕捉无人平台着陆过程中的冲击特性，采用压电式 IEPE 加速度传感器测量平台过载值，根据刚体动力学原理与应力分布特征，选取主支撑杆及四个方位上任意分支撑杆及调平架上某合适位置进行加速度测量，加速度传感器及其测点如图 10 所示。

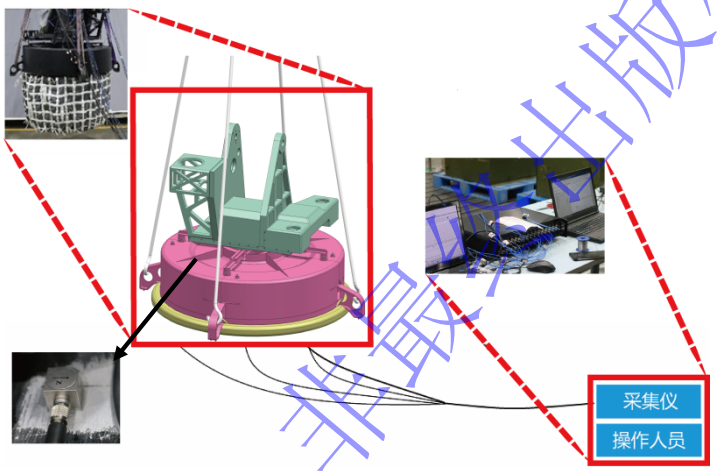


图 10 现场测试布置图

Fig.10 Field test layout

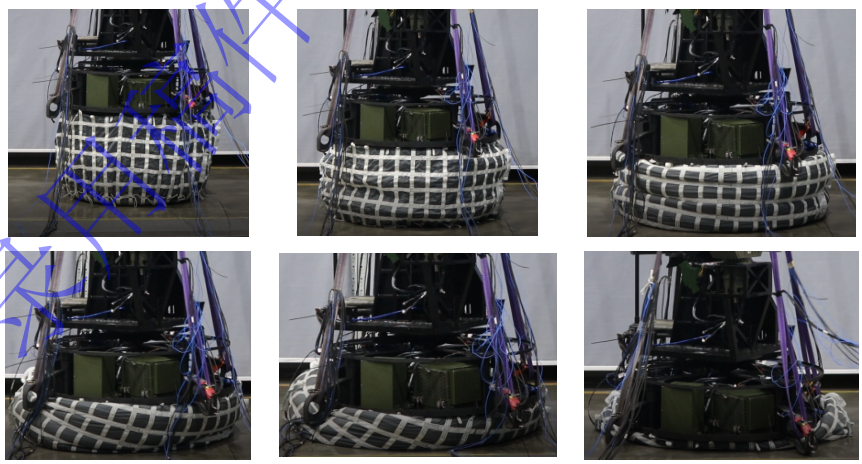


图 11 气囊缓冲过程试验图

Fig.11 Airbag cushioning process test chart

如图 11 所示，无人平台在缓冲气囊的缓冲作用下平稳着陆，由于质心偏差，无人平台右侧先行着陆。无人平台各模块与平台连接紧固，未发生松动与大变形。

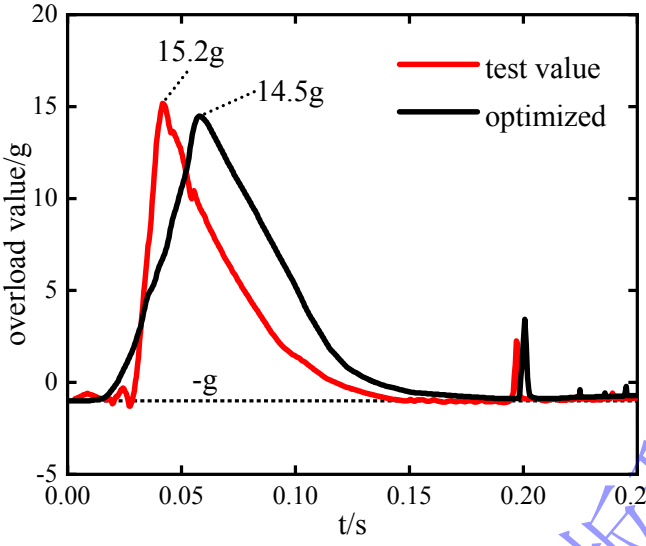


图 12 着陆过载动态特性验证图

Fig.12 Verification chart of dynamic characteristics of landing overload

从图 12 可以看出，有限元仿真计算结果与试验结果的变化趋势较为一致，两者曲线峰值的大小和峰值出现的时间基本相同，试验最大过载值为 15.2g，优化后最大过载值为 14.5g，两者相差 4.8%。验证了仿真结果正确性，说明本文优化结果是可信的，大载重吊落式缓冲气囊优化后具有更好的缓冲性能，更有利于无人平台平稳着陆。研究结果可为今后大载重空投装备缓冲气囊设计和气囊缓冲特性研究提供技术支撑。

5 结论

（1）本文根据热力学第一定律和能量守恒定律设计了缓冲气囊的几何尺寸、初始压力和排气孔面积，通过 CVM 建立了无人平台及缓冲气囊有限元模型，分析了着陆缓冲过程中无人平台的冲击动力学特性及气囊缓冲性能，分析表明，所设计的缓冲气囊能有效缓冲冲击，保障平台安全降落；

（2）通过单参数分析，揭示了关键设计参数：排气孔尺寸、排气临界压力和气囊底面积对缓冲性能存在内部优化矛盾，即降低最大过载值与提升比吸能难以同时兼顾。因此，本研究以最小化最大过载值和最大化比吸能为优化目标，采用三层神经网络构建目标函数代理模型并验证其精度，验证结果显示，两代理模型 R^2 均高于 0.9 的行业基准，验证了代理模型的可靠性；

（3）通过将神经网络代理模型和遗传算法相结合，构建缓冲气囊多目标优化模型，获得了最大过载值和比吸能的 Pareto 最优解集。基于比吸能 ≥ 1527J/kg 的约束条件，选取排气孔面积 3952mm^2、临界压力 158kPa、底面积 1.08m^2 的优化参数组合。验证结果表明：最大过载值和比吸能的代理模型预测误差分别为 5%和 8%，优化后的最大过载值为 14.5g，较优化前降低了 13.6%，比吸能维持稳定，表明优化后缓冲气囊可保障单次缓冲过程的稳定着陆；

（4）通过试验验证，测得最大过载值为 15.2g，与优化仿真值相差 4.8%，验证了有限元模型和优化结果的准确性。优化后的气囊系统有助于无人平台实现平稳着陆，确保缓冲过程稳定，且维持良好的结构完整性。

本研究提升了无人平台的着陆安全性与稳定性，并通过参数优化与系统验证试验，为各类空投装备的缓冲系统设计提供了技术参考与理论支撑。未来研究可进一步引入更多变量与复杂工况，以增强系统在真实战场环境下的适应性与鲁棒性。

参考文献

[1] Wang J T , Nefske D J .A New CAL3D Airbag Inflation Model[J].Sae Paper, 1988, 1.**DOI**:10.4271/880654.

[2] He H , Chen Z , He C ,et al.A hierarchical updating method for finite element model of airbag buffer system under landing impact[J].Chinese Journal of Aeronautics, 2015.**DOI**:10.1016/j.cja.2015.10.010.

[3] Wang H Y , Hong H J , Jian-Yang L I ,et al.Study on Multi-objective Optimization of Airbag Landing Attenuation System for Heavy Airdrop[J].Defence Technology（防务技术）, 2013, 9(4):5.**DOI**:10.1016/j.dt.2013.12.004.

[4] Zhou X , Zhou S , Li D ,et al.Direct Folding Method of Cylindrical Airbag and Its Application in Landing Buffer[J].Journal of Aerospace Engineering, 2022.**DOI**:10.1061/(asce)as.1943-5525.0001482.

[5] Fokin D , Lokhande N .On Airbag Simulation in LS – DYNA with the use of the Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method[J]. 2003.

[6] 杨占华,刘春生,李军,等.空降车辆着陆缓冲过程动态建模仿真[J].兵工学报, 2022(0z1):043.
Yang Z H , Liu C S , Li J ,et al.Dynamic modeling and simulation of landing buffer process for airborne vehicles[J]. Acta Armamentarii,2022,(0z1):034.

[7] 石坚,杨占华,刘春生,等.空降车辆着陆缓冲过程系统建模仿真研究综述[J].兵器装备工程学报, 2024, 45(9):104-115.**DOI**:10.11809/bqzbgcxb2024.09.013.
Shi J , Yang Z H , Liu C S ,et al.Overview of Modeling and Simulation Research on Landing Buffer Process System of Airborne Vehicles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2024,45(9):104-115.**DOI**:10.11809/bqzbgcxb2024.09.013.

[8] 张鹏飞,卫剑征,陈雪岩,等.大载重气囊缓冲性能分析及多目标优化[J].振动与冲击,2020,39(24):91-98+142.2020.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2020.24.013.
Zhang P F , Wei J Z , Chen X Y ,et al.Analysis of buffering performance and multi-objective optimization of heavy-duty airbags[J]. Journal of Vibration and Shock,2020,39(24):91-98+142.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2020.24.013.

[9] 张鹏飞.组合气囊着陆缓冲特性及优化设计研究[D].哈尔滨工业大学,2019.
Zhang P F .Research on the Landing Buffer Characteristics and Optimization Design of Composite Airbags[D]. Harbin Institute of Technology,2019.

[10] Liu X , Guo W , Huang L ,et al.The multi-objective reliability-based design optimisation of buffering characteristics of airbag seat in manned airdrop[J].International journal of crashworthiness, 2024(3/4):29.**DOI**:10.3901/JME.2012.21.168.

[11] 洪煌杰,王红岩,李建阳,等.基于代理模型的空投装备气囊缓冲系统多目标优化[J].振动与冲击, 2015, 34(3):6.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2015.03.035.
Hong H J , Wang H Y , Li J Y ,et al.Multi objective optimization of airbag buffering system for airdrop equipment based on proxy model[J]. Journal of Vibration and Shock,2015,34(03):6.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2015.03.035.

[12] 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.**DOI**:10.3873/j.issn.1000-1328.2023.06.004.
Lu C Y , Chen J B , Wang C ,et al.Analysis of the buffering performance of combined airbags in heavy air drops during reassembly[J]. Journal of Astronautics,2023,44(06):841-850.**DOI**:10.3873/j.issn.1000-1328.2023.06.004.

[13] 付新华,汪君,陈勇,等.战车载人空投着陆缓冲过程仿真模型研究[J].振动与冲击, 2021(024):040.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2021.24.008.
Fu X H , Wang J , Chen Y ,et al.Research on simulation model of buffering process for manned airdrop landing of tanks[J]. Journal of Vibration and Shock,2021(024):040.**DOI**:10.13465/j.cnki.jvs.2021.24.008.

[14] 李建阳,王建国,白云,等.自落式气囊缓冲过程数值仿真及试验验证[C]//安徽省人民政府,中国仿真学会.第三十五届中国仿真大会论文集.航天工程大学士官学校;中国人民解放军 63628 部队;战略支援部队某部;,2023:5.
Li J Y , Wang J G , Bai Y ,et al. Numerical simulation and experimental verification of the buffering process of self falling airbags[C]. Anhui Provincial People's Government, Chinese Society for Simulation Proceedings of the 35th China

Simulation Conference Non commissioned Officer School of Aerospace Engineering University; 63628 troops of the Chinese People's Liberation Army; A certain unit of the Strategic Support Force,2023:5.

[15] Xu Y , Yang Y , Huang H ,et al.Multi-Objective Optimization Design of an Origami-Inspired Combined Cushion Airbag[J].Aerospace (MDPI Publishing), 2024, 11(3).**DOI**:10.3390/aerospace11030169.

[16] 徐彦,杨毅龙,陈刚,等.基于折纸技术的组合型缓冲气囊设计及仿真[J].航天返回与遥感,2022,43(05):24-35.
Xu Y , Yang Y L , Chen G ,et al.Design and simulation of composite cushioning airbags based on origami technology[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing,2022,43(05):24-35.

[17] 王一波.小型电子设备着陆缓冲气囊的设计与优化[D].南京航空航天大学,2018.
Wang Y B . Design and optimization of landing cushion airbag for small electronic equipment [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[18] 李建阳,王红岩,芮强,等.空降车着陆冲击累积损伤评估方法研究[J].系统仿真学报,2014,26(01):208-214+220.**DOI**:CNKI:SUN:XTFZ.0.2014-01-037.
Li J Y , Wang H Y , Rui Q ,et al. Research on cumulative damage assessment method for airborne vehicle at landing based on finite element analysis [J]. Journal of System Simulation, 2014, 26 (01):208-214+220.**DOI**:CNKI:SUN:XTFZ.0.2014-01-037.

[19] 王高才.高空精密设备着陆气囊缓冲性能研究[D].湖南大学,2023.
Wang G C . Research on the cushioning performance of landing airbags for high-altitude precision equipment[D]. Hunan University,2023.

[20] 杨越.组合式气囊缓冲动力学仿真及多工况协同优化研究[D].湖南大学,2020.
Yang Y . Simulation of Composite Airbag Buffer Dynamics and Multi working Condition Collaborative Optimization Research[D]. Hunan University,2020.