

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.01.018

飞行器回收双气囊缓冲技术研究

孙英超^{1,2,3}, 李玉亮^{1,3}, 索涛², 洪厚全^{1,3}, 林海彬^{1,3,4}, 杨宇威^{1,3}

(1. 江西洪都航空工业集团有限责任公司, 南昌 330024; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 3. 江西省先进航空结构与系统集成技术创新中心, 南昌 330024; 4. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 为满足飞行器回收设计要求, 针对当前飞行器气囊回收技术特点, 分别运用热力学理论方法和有限元方法对气囊缓冲技术进行研究。通过试验对比分析, 验证两种方法的可行性。通过响应面得出卸载压力是飞行器最大过载的主要因素, 卸压口尺寸是飞行器落地速度的主要因素。以典型双气囊飞行器为构型, 研究飞行器质心偏心、俯仰角条件下气囊缓冲效果, 结果表明: 质心偏心对过载和速度影响较小, 而俯仰角对其影响较大, 气囊设计过程中需关注气囊缓冲后剩余高度, 以适应质心偏心和俯仰角的影响。这些方法有助于飞行器气囊的设计, 在工程应用中具有指导作用。

关键词: 飞行器; 气囊; 缓冲; 有限元; 热力学理论

中图分类号: V19 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)01-0193-09

Study on Cushioning Simulation of Double Airbags for Aircraft Recovery

SUN Yingchao^{1,2,3}, LI Yuliang^{1,3}, SUO Tao², HONG Houquan^{1,3}, LIN Haibin^{1,3,4}, YANG Yuwei^{1,3}

(1. Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Co., Ltd., Nanchang 330024, China; 2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. Jiangxi Technology Innovation Center of Advanced Aviation Structure and System Integration, Nanchang 330024, China; 4. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on technical characteristics of current airbags for aircraft recovery, this paper studies the airbag cushion process by thermodynamic theory and the finite element method in order to satisfy the design of aircraft recovery. Through experimental comparative analysis, the feasibility of the two method is verified. Through the response surface method, it is concluded that the unloading pressure is the main factor for the maximum overload of the aircraft, and the size of the unloading port is the main factor for the landing speed of the aircraft. Finally, the buffering effect of aircraft with double airbag is studied under the deviation of mass center and pitch angle. The results show that the mass center has little impact on overload and speed, while the pitch angle has a greater impact on it. During the airbag design process, the remaining height need be pay attention to after the airbag buffer, in order to adapt the influence of the deviation of mass center and pitch angle. By those methods, it is helpful for aircraft airbag design and plays a guiding role in engineering applications.

Key words: aircraft; airbag; cushion; the finite element method; thermodynamic theory

飞行器为达到结构设计简洁、轻巧、灵活目的, 在回收时为了保护飞行器结构件和电子设备安全, 一般采用伞降+气囊着陆方式, 相较于滑撬减震

器、反推火箭、滑跑着陆等其他回收装置^[1], 缓冲气囊具有附加质量小、占用空间小、成本低、结构简单和系统可靠等优势。这些特点使其在各领域得到

收稿日期: 2025-05-19; 修订日期: 2025-07-14

通信作者: 孙英超, 男, 博士, 正高级工程师, E-mail: sunyingchao666@126.com。

引用格式: 孙英超, 李玉亮, 索涛, 等. 飞行器回收双气囊缓冲技术研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(1): 193-201. SUN Yingchao, LI Yuliang, SUO Tao, et al. Study on cushioning simulation of doule airbags for aircraft recovery[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2026, 58(1): 193-201.

了持续的应用和发展^[2-4]。

目前,国内外在气囊缓冲效果方面研究主要通过两种手段:(1)试验测量手段研究飞行器初始速度、地面材质、气囊参数(外形尺寸、内压和排气口尺寸)等对过载的影响^[5-9]; (2)理论仿真手段建立气囊特性仿真模型,评估和优化气囊参数对过载的影响^[10-17]。理论仿真可以分为热力学方法^[18]和有限元方法^[19]。热力学方法是通过气体方程描述气囊压缩过程中内部气体参数的变化来研究气囊对飞行器的缓冲作用,该方法比较简便,因无法准确考虑气囊变形,计算精度较低;有限元方法是在热力学方法的基础上,通过对气囊划分网格能够准确考虑气囊变形从而精确计算气囊与外界相互作用以及气囊内部气体变化,该方法计算精度较高。当前,气囊缓冲有限元方法主要有 CV(Control volume)方法、ALE(Arbitrary lagrangian Eulerian)方法、粒子法^[20-21]。CV方法基于气囊不断变化的均压控制体积,计算精度不如 ALE方法,但 ALE方法计算耗时。为了便于工程实际应用,本文在满足基本精度的要求下采用 CV法进行相关研究。

在气囊设计过程中,最大过载和最小速度指标是飞行器安全回收的关键因素,其与气囊各参数关联程度对气囊设计具有重要指导性。在工程实际中,受空中气流作用飞行器落地可能存在较大姿态角;受飞行器结构布局限制,气囊分布也并非关于质心对称。这些偏离因素影响飞行器整体缓冲效果,对气囊设计具有重要意义,然而这些实践中问题少有研究,因此基于工程设计需要,利用热力学方法和 CV方法通过响应面方法得出过载和速度主要影响因素,并研究双气囊飞行器在姿态角和质心偏离下对整体缓冲效果的影响规律。

1 气体热力学和有限元 CV方法

分别运用气体热力学理论方法和有限元 CV方法对气囊缓冲技术进行研究。

1.1 热力学方法

1.1.1 基本假设

为简化计算,气囊作如下假设:(1)气囊壁无渗漏,在压缩的过程中侧壁不产生变形;(2)缓冲着陆过程中,气囊内气体为绝热等熵压缩过程;(3)气囊压缩过程中,排气口流量系数保持不变;(4)不考虑气动阻力,气囊只受飞行器和地面作用力;(5)气囊圆外形不发生变化。

1.1.2 模型建立

根据对称性原理,取飞行器一半和单个气囊进行建模。基于以上假设,单个气囊的物理模型可简

化为一个半径 r 、长度 l 的圆柱体容器;排气口位于圆柱容器的上下底中央,排气口面积 A_p 随气囊压力可变或设为常数(视排气口材料而定,此处设为常数)。在缓冲着陆过程中,气囊与地面/飞行器接触面积 A 是高度的函数,当气囊压力达到卸载压力时,气囊排气口打开,释放气囊所储存的由飞行器动能转化的内能,从而达到缓冲飞行器的目的^[22]。

图 1 显示一个简化的缓冲气囊。 m 为单个气囊所承受的飞行器质量; y 为缓冲着陆过程气囊的剩余高度; p_0 、 p 分别为外界环境和气囊内的空气压力; ρ_0 、 ρ 分别为外界环境和气囊内的空气密度; V 为缓冲着陆过程气囊的剩余容积; v 为排气口气流速度; A_1 为飞行器与气囊接触面积,是飞行器距地面高度 y 和气囊接触地面消失高度 y_1 的函数; A_2 和 A_3 为地面与气囊接触面积,是气囊接触地面消失高度 y_1 的函数; V_2 和 V_3 为飞行器轮廓投影面对气囊分割后体积。

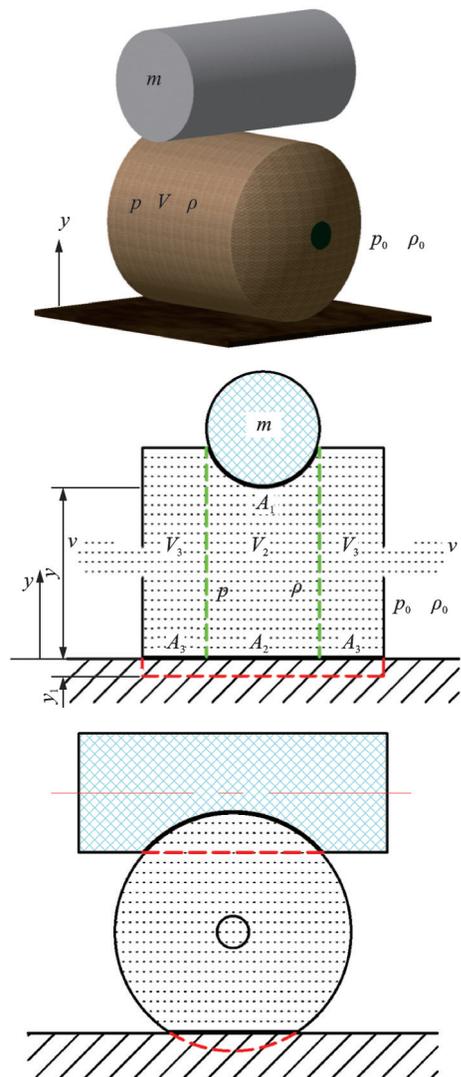


图 1 气囊简化模型

Fig.1 Simplified model of airbag

1.1.3 气囊热力学模型

对于等熵压缩过程, 由气体状态方程可求得气囊内空气压力为^[23]

$$p = p_1 (V_1/V)^k [(G_1 - G)/G_1] \quad (1)$$

式中: V_1 为气囊初始容积; V 为气囊剩余容积; p_1 为气囊初始压强; p 为压缩过程气囊压力; G_1 为压缩前气囊内空气质量; G 为压缩过程中从气囊流出的空气质量; k 为空气的绝热指数。

根据压力公式和牛顿第二定律, 得

$$F_y = A_1 (p - p_0) \quad (2)$$

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = \frac{F_y}{m} - g \quad (3)$$

$$V = V_2 + V_3 \quad (4)$$

$$\frac{dV_2}{dt} = A_1 \frac{\partial y}{\partial t} + \frac{\partial A_1}{\partial t} y + A_2 \frac{\partial y_1}{\partial t} + \frac{\partial A_2}{\partial t} y_1 \quad (5)$$

$$\frac{dV_3}{dt} = A_3 \frac{\partial y_1}{\partial t} + \frac{\partial A_3}{\partial t} y_1 \quad (6)$$

$$A_1 = f_1(y, y_1) \quad (7)$$

$$A_2 = f_2(y_1) \quad (8)$$

$$A_3 = f_3(y_1) \quad (9)$$

$$F_y = (A_2 + A_3)(p - p_0) \quad (10)$$

式中: F_y 为飞行器受到的气囊作用力; g 为重力加速度。计算中忽略体积微分公式中面积偏导项。

气囊排气孔的空气质量流率计算公式为

$$\frac{dG}{dt} = \rho C A_p v \quad (11)$$

式中: C 为薄壁结构流量系数, 取值 0.6; A_p 为排气口有效面积。排气口气流速度需要针对不同情况分别计算, 于是式(11)可将空气质量流率统一表示为^[23]

$$\left\{ \begin{array}{ll} (p_y/p_0)^{1/2} k \rho_0^{1/2} C A_p \sqrt{k p} & p_0/p < 0.3 \\ (p_y/p_0)^{1/2} k \rho_0^{1/2} C A_p \sqrt{2(p - p_0)} & 0.3 \leq p_0/p < 1 \\ \rho_0^{1/2} C A_p \sqrt{2(p - p_0)} & 1 \leq p_0/p \leq 10/3 \\ -C A_p \sqrt{k p_0} & p_0/p \geq 10/3 \end{array} \right. \quad (12)$$

在飞行器压缩气囊着陆过程中, 气囊压力大于卸载压力时, 排气口打开, 将由飞行器动能来的气囊内能排出气囊。根据卸载压力性质, 可将排气口面积表示为

$$\left\{ \begin{array}{ll} A_p = 0 & t < t_0 \\ A_p = A_{p0} & t \geq t_0 \\ t_0 = T_{\text{first}}(p_y = p_{\text{pop}}) \end{array} \right. \quad (13)$$

式中: A_{p0} 为排气口打开的面积; t_0 为气囊内压强第一次达到卸载压力的时间。

1.2 有限元法

1.2.1 CV法基本理论

在 CV 模型中, 每个时间步气囊的控制体积可通过格林积分定理得到^[20,24], 即

$$V = \iiint dx dy dz = \oint_S x n_x dS \approx \sum_{i=1}^N \bar{x}_i n_{ix} A_i \quad (14)$$

式中: \bar{x}_i 为平均 x 坐标; n_{ix} 为单元法线与 x 轴的余弦值; A_i 为单元表面积。

假设充入气囊内的是理想气体且气囊与外界是隔热的, 则气囊内的压力 p 与气体密度 ρ 和气体比内能 e 有关, 即

$$p = (k - 1) \rho e \quad (15)$$

式中: $k = c_p/c_v$ 为气体比热容比, c_p 和 c_v 分别为气体定压比热容和定容比热容。经推导, 两相邻状态的比内能有下面关系

$$\frac{e_2}{e_1} = \left[\frac{V_2}{V_1} \right]^{(1-k)} = \left[\frac{\rho_2}{\rho_1} \right]^{(1-k)} \quad (16)$$

气囊中的气体质量由气体质量流动率得到

$$\dot{m}_{\text{tot}} = \dot{m}_{\text{in}} + \dot{m}_{\text{outleak}} + \dot{m}_{\text{outvent}} \quad (17)$$

式中: \dot{m}_{in} 为气体发生器产生进入气囊中的气体质量率; \dot{m}_{outleak} 为气囊织物漏气而流出的气体质量率; \dot{m}_{outvent} 为从气囊泄气口流出的气体质量率。

在 CV 法中, 应用热力学第一理论来建立能量平衡方程, 即

$$\frac{d}{dt} (mu)_{\text{cv}} = \sum \dot{m}_i h_i - \sum \dot{m}_o h_o - \dot{W}_{\text{cv}} - \dot{Q}_{\text{cv}} \quad (18)$$

式中: $\frac{d}{dt} (mu)_{\text{cv}}$ 为气囊内能变化率; $\sum \dot{m}_i h_i$ 为流入气囊的能量(气体发生器); $\sum \dot{m}_o h_o$ 为流出气囊的能量(排气孔); $\dot{W}_{\text{cv}} = \int P dV$ 为气囊膨胀做功; \dot{Q}_{cv} 为通过气囊表面的热传递。

1.2.2 模型建立

根据对称性原理, 取飞行器一半和单个气囊进行计算。其中将飞行器和地面设置为刚性体, 飞行器质量 m 、飞行器半径 R 、飞行器长度 L ; 气囊半径 r 、气囊长度 l ; 排气口面积 A_{p0} 、流量系数 C 、初始压力 P_{initial} 、卸载压力 P_{exhaust} , 划分网格、调用 *WANG_NEFSKE_POP 设置气囊等参数, 也可根据商家提供的具体参数, 设置气密性、排气口面积变化、变化的流量系数等参数。几何模型分别如图 2、3 所示。

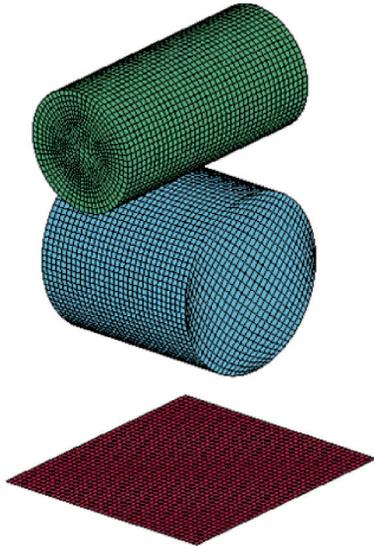


图2 有限元模型
Fig.2 Finite element model

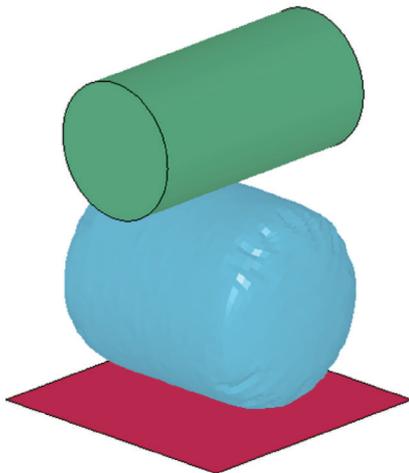


图3 充气结束时刻
Fig.3 Inflatable end

2 理论与仿真模型有效性验证

2.1 计算输入参数

为了提高计算机计算效率,根据对称性原理,现取其中一半进行计算。飞行器质量 $m=150\text{ kg}$ 、初速度 $v_0=6\text{ m/s}$ 、气囊半径 $r=0.3\text{ m}$ 、长度 $L=0.64\text{ m}$ 、排气口面积 $A_{p0}=0.012\sim 0.018\text{ m}^2$ 、初始压强 $0.12\sim 0.14\text{ MPa}$ 、卸载压强 $0.14\sim 0.18\text{ MPa}$ 、初始压强小于卸载压强。在热力学分析中,假设飞行器与气囊接触面积在地面上的投影为椭圆,且面积是高度的正弦变化函数,从气囊触地缓冲开始计算;在有限元计算中 $0\sim 0.05\text{ s}$ 为充气阶段, $0.05\sim 0.076\text{ s}$ 为保持降落阶段, 0.076 s 以后为触地缓冲阶段。

2.2 仿真与试验结果对比

落震试验采用加速度传感器测量整个缓冲过

程的过载变化,如图4、5所示。通过测量样件的触地速度约为 5.4 m/s ;实测飞行器样件最大过载约为 $8.2g$ (图6)。热力学法计算得到的过载系数为 $10.3g$ (图7);有限元法计算得到的过载系数为 $9.7g$ 。仿真结果与试验结果基本一致,以上两种计算方法解决气囊回收问题是可行的。



图4 气囊落震试验
Fig.4 Airbag drop test

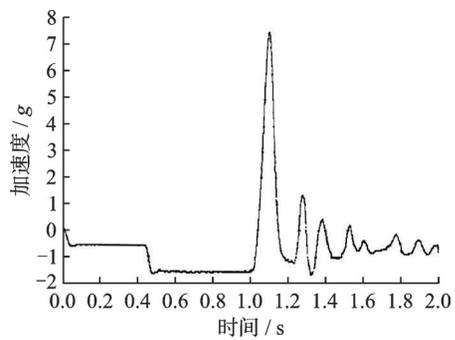


图5 过载加速度传感器测量值
Fig.5 Overload acceleration sensor measurement value

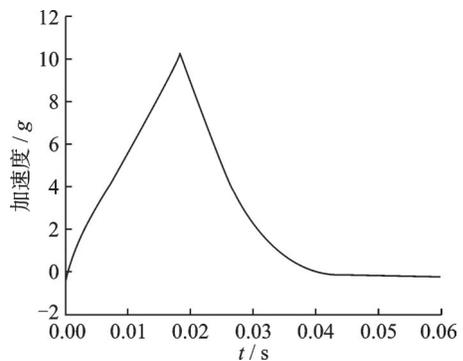


图6 热力学法仿真结果
Fig.6 Thermodynamic simulation results

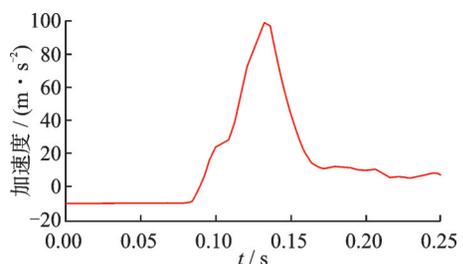


图7 有限元法仿真结果
Fig.7 Finite element method simulation results

3 气囊设计参数分析

对于确定的结构, 过载系数和计算时间范围内最小速度是初始压强、卸载压强的函数, 建立响应面为

$$\begin{cases} a_{\max} = f_{11}(p_{\text{initial}}, p_{\text{pop}}) \\ v_{\min} = f_{12}(p_{\text{initial}}, p_{\text{pop}}) \end{cases} \quad (19)$$

对于确定初始压力, 过载系数和计算时间范围内最小速度是排气口面积、卸载压强的函数, 建立响应面为

$$\begin{cases} a_{\max} = f_{13}(A_p, p_{\text{pop}}) \\ v_{\min} = f_{14}(A_p, p_{\text{pop}}) \end{cases} \quad (20)$$

给出初始压强 0.12~0.14 MPa、卸载压强 0.14~0.18 MPa 范围内过载系数和最小速度(热力学为 0.08 s, 有限元为 0.16 s)的变化, 热力学如图 8、9 所示, 有限元如图 10、11 所示。通过热力学和有限元方法, 计算飞行器承受最大过载载荷分布图, x 轴是气囊内初始气压, y 轴是卸载气压, z 轴加速度是每个初始气压、卸载气压对应着飞行器承受的最大过载载荷; z 轴速度是每个初始气压、卸载气压对应飞行器 0.08 s 内最小速度(有限元仿真为 0.16 s 末速度); xy 平面内曲线是对应的等高线。

给出初始压强 0.13 MPa、排气口面积 0.012~0.018 m²、卸载压强 0.14~0.18 MPa 范围内过载系

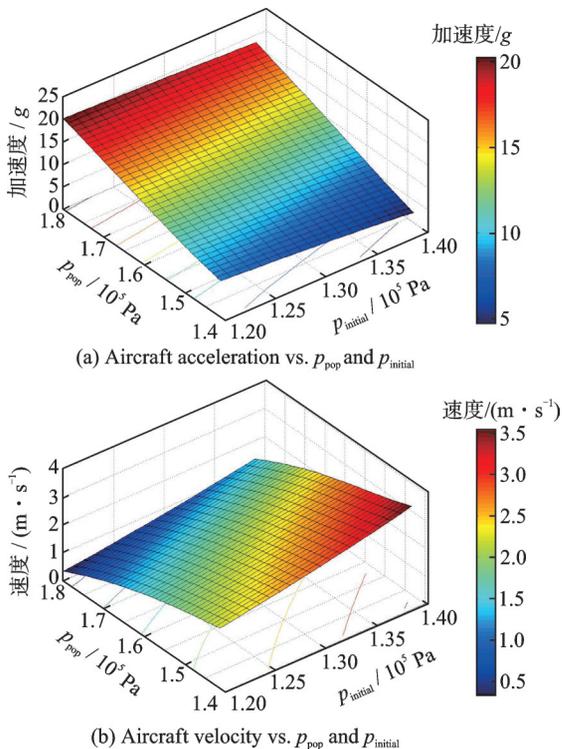


图 8 热力学仿真排气口面积 0.012 m²
Fig.8 Thermodynamic simulation with exhaust port area 0.012 m²

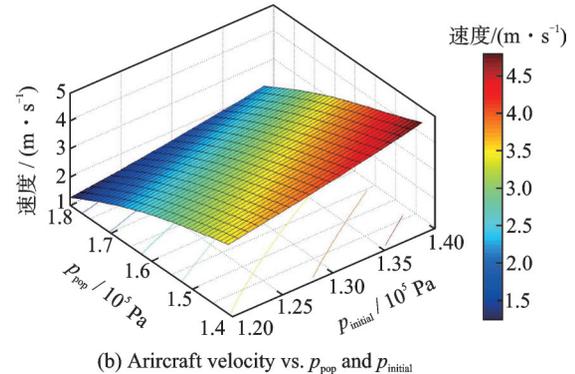
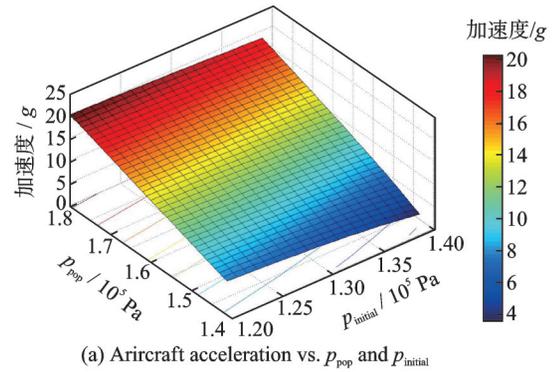


图 9 热力学仿真排气口面积 0.017 2 m²
Fig.9 Thermodynamic simulation with exhaust port area 0.017 2 m²

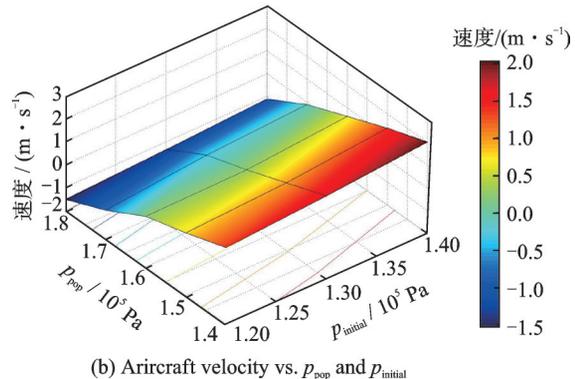
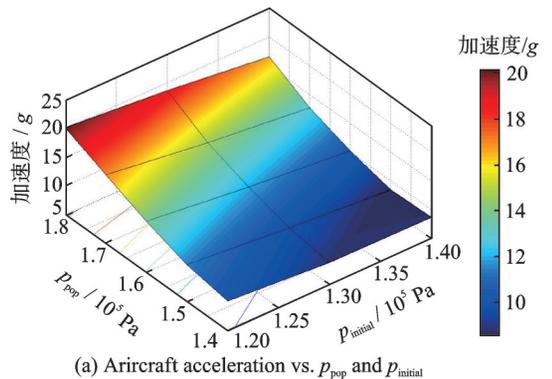


图 10 有限元仿真排气口面积 0.012 m²
Fig.10 Finite element simulation with exhaust port area 0.012 m²

数和最小速度(热力学为 0.08 s, 有限元为 0.16 s)的变化, 热力学如图 12 所示, 有限元如图 13 所示。通过热力学和有限元方法, 计算飞行器承受最大过

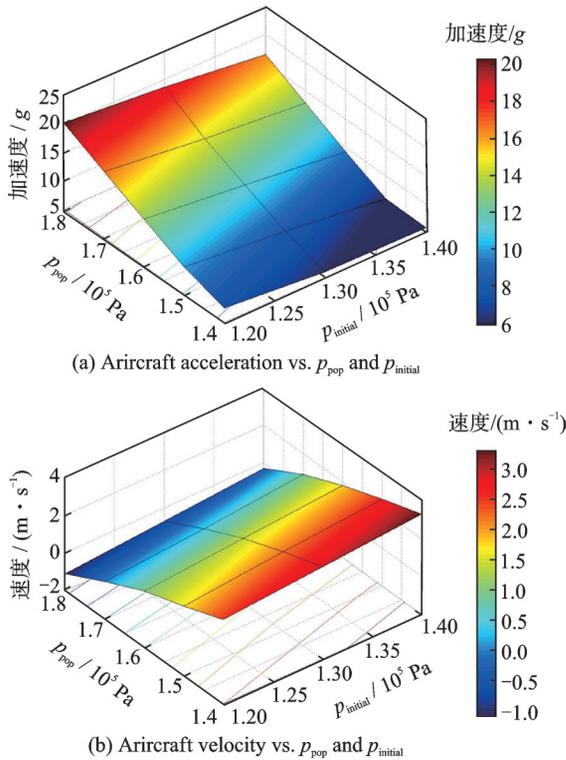


图 11 有限元仿真排气口面积 0.0172 m^2

Fig.11 Finite element simulation with exhaust port area 0.0172 m^2

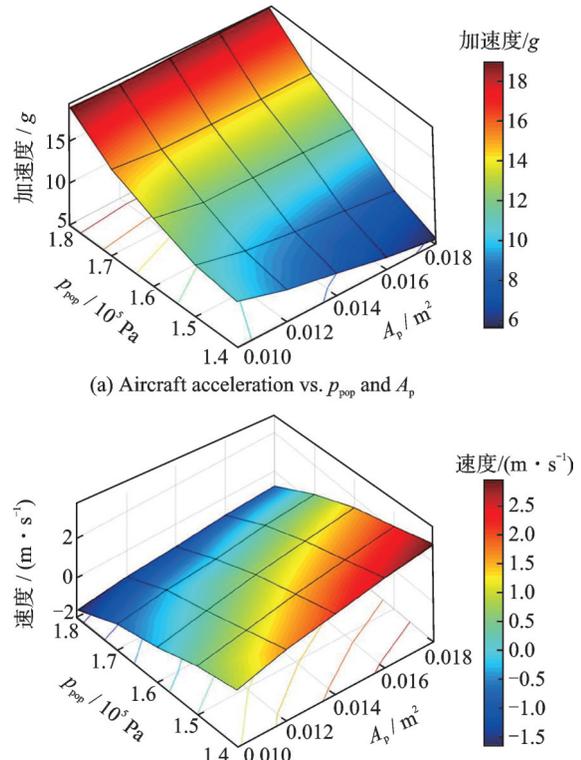


图 13 有限元仿真初始压力 0.13 MPa

Fig.13 Finite element simulation with initial pressure 0.13 MPa

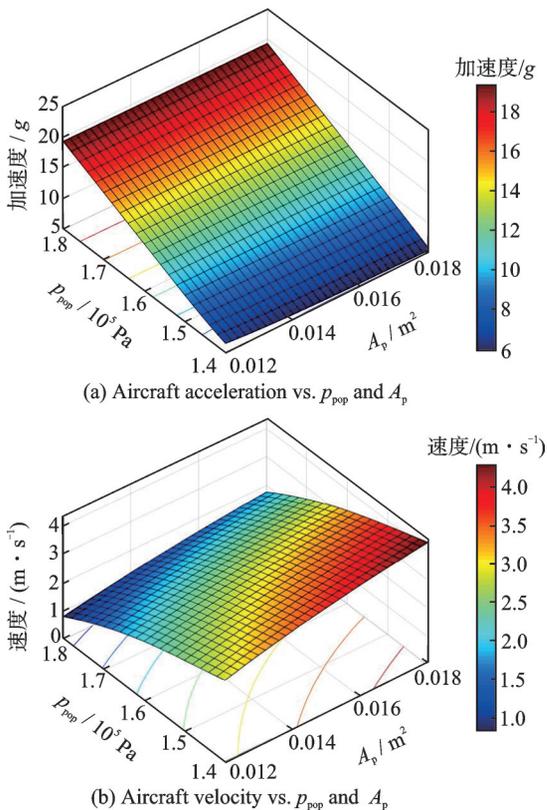


图 12 热力学仿真初始压力 0.13 MPa

Fig.12 Thermodynamic simulation with initial pressure 0.13 MPa

载载荷分布图, x 轴是气囊排气口面积, y 轴是卸载气压, z 轴加速度是每个排气口面积、卸载气压对应着飞行器承受的最大过载载荷; z 轴速度是每个

排气口面积、卸载气压对应飞行器 0.08 s 内最小速度(有限元仿真为 0.16 s 末速度); xy 平面内曲线是对应的等高线。

通过图 8~13 对比可以看出,热力学理论计算趋势与有限元结果相吻合,从而更进一步说明两者分析的一致性。从而可以得出:

(1) 飞行器最大过载载荷主要决定因素是卸载气压,且两者基本上成正比关系,与初始压力、卸压口尺寸关联性较小,其机理为缓冲过程中达到最大过载时,气囊与飞行器接触面积基本一致,气囊体积未发生变化,卸压口打开后气囊气体排出,气囊内部压力下降,导致飞行器受到的最大压力基本一致(即卸载压力),最终飞行器受到气囊最大支反力基本一致,亦即最大过载基本一致。

(2) 卸压口尺寸主要决定过载峰值后某时刻的速度,也就是减速缓冲效果,即飞行器减速到 0 时的距地面高度,其机理为缓冲过程中达到最大过载后,卸压口尺寸决定了气囊压力维持的时间,从而影响了飞行器加速度历程。

因此在气囊设计过程中,想要控制过载,主要从卸载压力设计入手;想要控制落地速度或零速高度,主要从卸压口尺寸设计入手。

4 双气囊落震分析

在工程应用中,一般采用双气囊分布于飞行器

质心两侧进行缓冲回收, 由于结构布局的限制, 双气囊并不一定完全关于质心对称; 另外, 飞行器伞降过程中, 在纵风的作用下一般较难完全实现水平落地, 因此着重研究质心非对称和俯仰角下飞行器过载变化规律。分析模型为全模型, 气囊典型参数为初始压力 0.13 MPa、卸载压力为 0.14 MPa, 气囊中心间距为 2.0 m、理论质心位于气囊中间位置, 假设地面平整。图 14、15 分别为质心前移 5% (以气囊中心距为参考值)、俯仰角 5° 的气囊缓冲过程图。

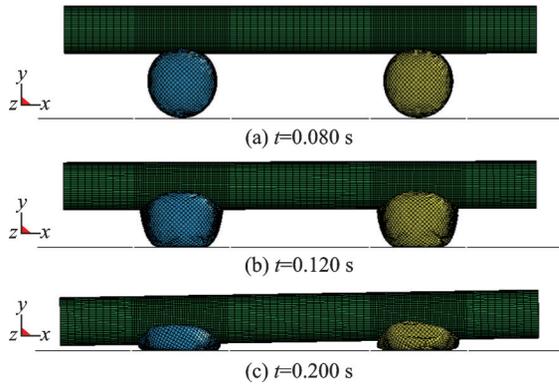


图 14 飞行器质心偏 5% 气囊回收效果

Fig.14 Airbag recovery effect when aircraft mass center is 5% offset

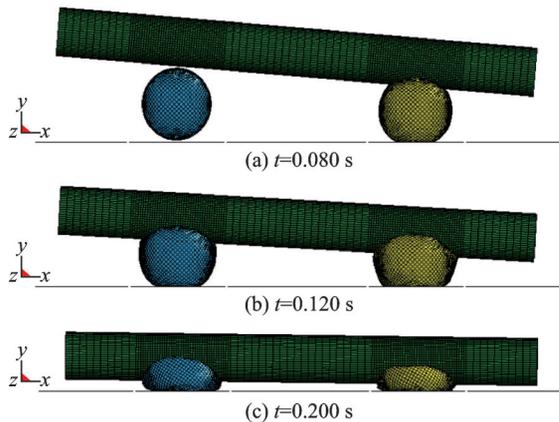
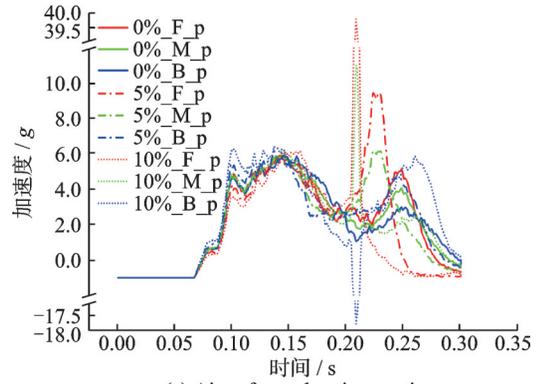


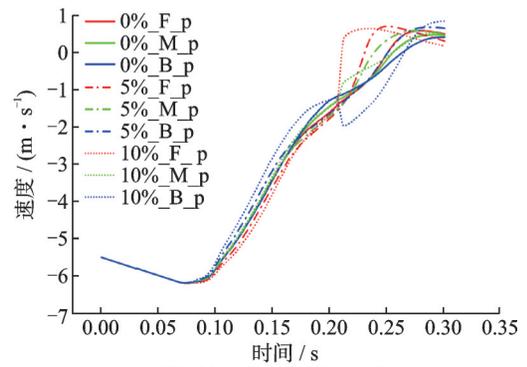
图 15 飞行器俯仰 5° 气囊回收效果

Fig.15 Airbag recovery effect of aircraft pitch angle 5°

在飞行器上分别取前气囊(F_p)、中间位置(M_p)、后气囊位置(B_p)测量点, 在不同质心、俯仰角状态下测量各点的过载、速度时程曲线分别如图 16、17 所示。质心偏心在气囊缓冲过程中, 质心偏向气囊一侧逐渐出现低头趋势, 落地末段甚至出现触地碰撞现象, 出现较大过载峰值, 如图 16(a) 所示, 碰撞峰值过载达 40g; 整体上质心偏心对缓冲过程中过载和速度影响较小。俯仰角在气囊缓冲过程中, 先触地一侧气囊缓冲减速, 另一侧继续保持正常落速和减速, 在双气囊作用下逐渐恢复水平状态; 整体上俯仰角对缓冲过程中过载和速度均有较大影响, 过载趋势为后触地点 > 中间位置点 >



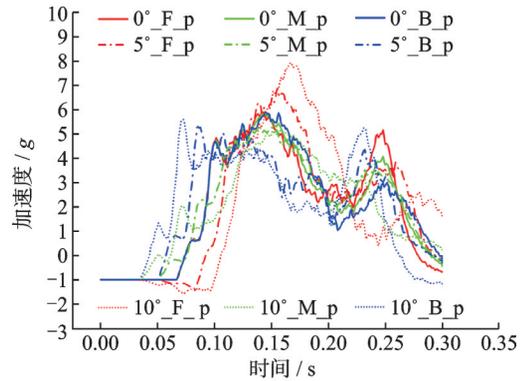
(a) Aircraft acceleration vs. time



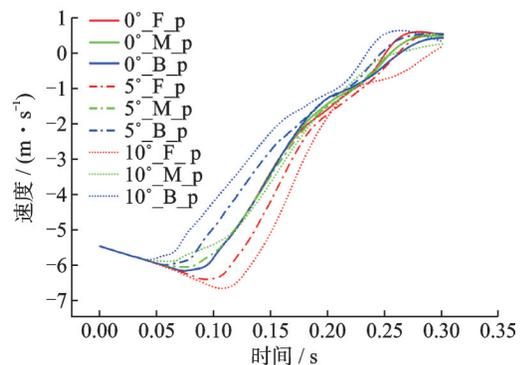
(b) Aircraft velocity vs. time

图 16 飞行器不同偏心下气囊缓冲效果

Fig.16 Airbag recovery effect of aircraft mass center dispersed



(a) Aircraft acceleration vs. time



(b) Aircraft velocity vs. time

图 17 飞行器俯仰角下气囊缓冲效果

Fig.17 Airbag recovery effect of aircraft pitch angle dispersed

先触地点, 并且随着俯仰角增加两端测量点过载增加、中间测量点过载减少的趋势; 5°、10°俯仰角下

测量点过载差异约分别为 24%、45%。因此,在气囊设计过程中需要考虑气囊质心偏心、飞行器落地俯仰角影响,甚至需要控制气囊缓冲后剩余高度,防止地面不平整和飞行器俯仰角导致的机体提前触地问题。

5 结 论

通过试验结果有效性验证,气体热力学理论方法和有限元 CV 方法在气囊缓冲分析中具有良好的适用性,热力学方法计算效率高,能够快速确定气囊初始压力、卸载压力、排气口面积等参数;有限元法能够有效仿真模拟飞行器缓冲历程变化。通过参数研究,可以得出如下结论:(1)对于固定的模型结构,气囊的排气口面积、初始压强、卸载压强是过载系数和末速度大小的重要影响因素;(2)对于固定的排气口面积,卸载压强是飞行器过载系数大小的主要影响因素,且成正比例关系;(3)从工程应用角度考虑,质心偏心对过载和速度影响较小,而俯仰角对其影响较大,在 5°俯仰角下前后气囊位置过载差异达 24%,因此在气囊设计过程中需要关注气囊质心偏心、飞行器落地姿态角影响,甚至需要控制气囊缓冲后剩余高度,防止地面不平整和飞行器俯仰角导致的提前触地问题。

参考文献:

- [1] 王宏新,刘长亮,成坚.无人机回收技术及其发展[J].飞航导弹,2016(1):27-31,73.
WANG Hongxin, LIU Changliang, CHENG Jian. UAV recovery technology and its development[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(1): 27-31, 73.
- [2] 王永滨,武士轻,蒋万松,等.航天器着陆缓冲技术研究进展[J].科学技术与工程,2021,21(24):10118-10126.
WANG Yongbin, WU Shiqing, JIANG Wansong, et al. Research progress of landing buffer technology of spacecraft[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(24): 10118-10126.
- [3] 沈超,杜建国,李万华,等.气囊缓冲技术研究现状与应用启示[J].噪声与振动控制,2023,43(2):1-8,42.
SHEN Chao, DU Jianguo, LI Wanhua, et al. Research status and application inspiration of airbag buffer technology[J]. Noise and Vibration Control, 2023, 43(2): 1-8, 42.
- [4] 朱华.安全气囊技术的新进展[J].城市车辆,2006(2):59-60.
ZHU Hua. New advances in airbag technology[J]. Urban Vehicles, 2006(2): 59-60.
- [5] 高浩鸿,王欢欢,张红英,等.某型无人机回收气囊缓冲性能试验研究[J].航天返回与遥感,2021,42(2):30-38.
GAO Haohong, WANG Huanhuan, ZHANG Hongying, et al. Experimental research on buffer performance of recycling airbag for a drone[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(2): 30-38.
- [6] 高浩鸿.某型无人机缓冲气囊设计及原理性试验研究[D].南京:南京航空航天大学,2021.
GAO Haohong. Design and demonstration test of buffer airbag for UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- [7] 陈刚,张志清,李艳春,等.某型无人机气囊系统设计及缓冲性能测试[J].兵工学报,2014,35(12):17-19.
CHEN Gang, ZHANG Zhiqing, LI Yanchun, et al. UAV cushion airbag design and cushioning performance testing[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(12): 17-19.
- [8] COOPER M, SINCLAIR R, SANDERS J, et al. Design and testing of an airbag landing attenuator system for a generic crew return vehicle[C]//Proceeding of the 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. [S.l.]: AIAA, 2005: 1-23.
- [9] LEE T J, MCKINNEY J, FARKAS M A. Airbag landing impact test/analysis for the crew exploration vehicle[C]//Proceeding of the 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamic, and Materials Conference. Schaumburg: AIAA, 2008: 1-20.
- [10] 邵志建,裴锦华.某无人机横向圆柱排气式气囊着陆装置缓冲过程研究[J].航天返回与遥感,2016,37(2):26-33.
SHAO Zhijian, PEI Jinghua. Simulation of bi-cylindrical airbag cushioning system for pilotless aircraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(2): 26-33.
- [11] 蔡文,李斌,温金鹏,等.无人机软着陆气囊缓冲特性研究[J].兵工学报,2014,35(11):1867-1875.
CAI Wen, LI Bin, WEN Jinpeng, et al. Research on cushioning characteristics of UAV soft landing airbags [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(11): 1867-1875.
- [12] ALIZADEH M, SEDAGHAT A, KARGAR E. Shape and orifice optimization of airbag systems for UAV parachute landing[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2014, 15 (3) : 335-343.
- [13] 李旭波,魏小辉.基于LS-DYNA的气垫式起落系统落震性能仿真[J].航空计算技术,2017,47(2):59-62.
LI Xubo, WEI Xiaohui. Simulation and analysis of air cushion landing system based on LS-DYNA[J]. Aero-

- nautical Computing Technique, 2017, 47(2): 59-62.
- [14] 张鹏飞. 组合气囊着陆缓冲特性及优化设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
ZHANG Pengfei. Study on landing attenuation characteristics and optimum design of combined airbags[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [15] 蒋寒, 华晓波. 无人机回收气囊减震性能有限元参数分析[J]. 包装工程, 2018, 39(11): 67-71.
JIANG Han, HUA Xiaobo. Parameter analysis of damping characteristics of recycled air bag of unmanned aerial vehicle with finite element method[J]. Packaging Engineering, 2018, 39(11): 67-71.
- [16] 吴琼, 余莉, 姚向茹. 气囊缓冲机理研究及排气口面积的影响[J]. 计算机仿真, 2016, 33(9): 85-89.
WU Qiong, YU Li, YAO Xiangru. Study on the cushioning properties of airbag and the effect of vent size[J]. Computer Simulation, 2016, 33(9): 85-89.
- [17] 黄国, 黄海明, 徐晓亮, 等. 双圆柱气囊缓冲性能分析[J]. 计算力学学报, 2014, 31(2): 212-216.
HUANG Guo, HUANG Haiming, XU Xiaoliang, et al. Simulation on impact attenuation capability of bi-cylinder airbags[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2014, 31(2): 212-216.
- [18] 周清艳, 言金. 自落式缓冲气囊仿真研究[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(2): 25-30, 61.
ZHOU Qingyan, YAN Jin. Simulation of the self-dropping cushion airbag[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(2): 25-30, 61.
- [19] TAYLOR A P. Investigation of the application of air-bag technology to provide a softlanding capability for military heavy airdrop: AIAA2001-2045[R]. [S.l.]: AIAA, 2001.
- [20] JHALLQUIST J O. LS-DYNA theoretical manual [M]. California: Livermore Software Technology Corporation, 1998.
- [21] ZHOU Mohan, DI Changchun, YANG Yuliang. Simulation of cushion characteristic of airbags based on corpuscular particle method[C]//Proceeding of the 2nd International Conference on Automation, Mechanical Control and Computational Engineering.[S.l.]: Atlantis Press, 2017: 200-203.
- [22] 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): 454-463.
GE Sicheng, SHI Yuntao. Study on cushioning characteristics of airbag for RPV recovery[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(4): 454-463.
- [23] 王亚伟, 杨春信. 货台空投系统气囊缓冲过程仿真[J]. 仿真系统学报, 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.
- [24] 代小芳, 宗智, 王喜军, 等. 折叠气囊展开过程 CV 和 ALE 数值模拟方法对比研究[J]. 汽车工程, 2008, 30(8): 676-680.
DAI Xiaofang, ZONG Zhi, WANG Xijun, et al. A comparative study on the CV and ALE methods for simulating folded airbag deployment[J]. Automotive Engineering, 2008, 30(8): 676-680.

(编辑:夏道家)