

## 二代伞兵战车的缓冲气囊系统参数优化设计

许鹏伟, 张红英, 陈建平, 童明波

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

**摘要:**目的 对一代伞兵战车缓冲气囊进行优化,设计出满足二代伞兵战车着陆安全的缓冲气囊。方法 基于现用的缓冲气囊,结合有限元仿真、试验设计,建立以气囊参数为设计变量、战车着陆冲击加速度峰值为目标函数的支持向量回归(SVR)模型。用遗传算法对现有气囊的宽度、高度、排气孔面积、排气孔爆破压强进行参数优化。结果 优化后的缓冲气囊系统将二代伞兵战车的冲击加速度峰值降低了73.4%,着陆减速过程变得平稳顺滑。结论 成功地对现有缓冲气囊的参数进行了优化改进,得到了适用于二代伞兵战车的缓冲气囊,并且为决策者提供了多种气囊设计方案。

**关键词:**二代伞兵战车;气囊;支持向量回归;有限元分析

**中图分类号:** TJ811<sup>+</sup>.91; TB485.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3563(2018)01-0024-06

## Optimal Design of Air Bag for the Second Generation of Airborne Vehicle

XU Peng-wei, ZHANG Hong-ying, CHEN Jian-ping, TONG Ming-bo

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**ABSTRACT:** The work aims to optimize the air bag of the first generation of airborne vehicle and design the air bag for the safe landing of the second generation of airborne vehicle. Based on the existing air bag and combined with the finite element simulation and experiment design, the support vector regression (SVR) model with the air bag parameters as design variables and the impact acceleration peak value for vehicle landing as objective function was established. Genetic algorithm was used to optimize the parameters of the existing air bag, including its width, height, exhaust vent area and burst pressure of exhaust vent. The optimized air bag reduced the impact acceleration peak of the second generation of airborne vehicle by 73.4% and made the deceleration process of landing smoother. Parameters of the current air bag have been optimized and improved successfully to get the air bag suitable for the second generation of airborne vehicle. In addition, lots of air bag design schemes have been provided for the decision-maker.

**KEY WORDS:** second generation of airborne vehicle; air bag; support vector regression; finite element analysis

我国近期研发的二代伞兵战车与现役的伞兵战车——ZBD03 相比区别很大,不仅质量比 ZBD03 大 1 倍多,并且尺寸也发生了很大的变化,现有的缓冲气囊明显无法满足二代伞兵战车的着陆缓冲性能要求。为了经济、快捷地找到适合二代伞兵战车的缓冲气囊,这里对现有的着陆缓冲气囊进行改进,对气囊参数进行优化,从而设计出满足二代伞兵战车着陆缓冲要求的气囊。

国内外对气囊以及重装空投进行了许多相关研

究。在对于气囊的相关研究中,Wang 等<sup>[1]</sup>设计了关于气囊的控制体积算法,张学荣等<sup>[2]</sup>用计算流体力学的理论对气囊进行了仿真计算。气囊广泛用于航天器的着陆返回中,Shook 等<sup>[3]</sup>对猎户座飞船返回舱所使用的第二代气囊着陆系统进行了介绍,Timmers 等<sup>[4]</sup>对第二代猎户座飞船的返回舱气囊着陆系统进行了建模和仿真,何成等<sup>[5]</sup>研究了气囊缓冲系统的冲击动力学多目标优化问题,Liu 等<sup>[6]</sup>研究了针对着陆气囊缓冲特性的不确定性优化, Lee 等<sup>[7]</sup>对气囊的碰撞仿

收稿日期: 2017-06-21

基金项目: 空装综计部重点科研项目(KJ2015023500A21058); 江苏高校优势学科建设工程基金

作者简介: 许鹏伟(1993—),男,南京航空航天大学硕士生,主攻结构优化设计。

通讯作者: 张红英(1976—),女,博士,南京航空航天大学副教授,主要研究方向为航天器返回技术。

真技术进行了研究和对比分析, 罗覃月等<sup>[8]</sup>研究了气囊刚度对某多用途车正面碰撞乘员造成的侧胸部损伤, 并进行了优化。针对重装空投方面, 尹汉锋等<sup>[9]</sup>利用 LS-DYNA 对缓冲空投设备的气囊进行仿真计算, 并用遗传算法对气囊的排气孔进行了优化。洪焯杰等<sup>[10]</sup>在代理模型的基础上, 利用多目标遗传算法对主气囊进行了多目标优化。

目前还没有二代伞兵战车的相关研究。文献[9]仅对气囊的排气孔相关参数进行了优化, 并未对气囊尺寸进行优化, 文献[10]对气囊尺寸和排气孔都进行了优化, 然而该文献中仅抽取 28 个样本点, 建立了径向基函数的代理模型, 抽取的样本点较少, 代理模型精度有限, 且文献[9—10]中均研究的是上一代伞兵战车。这里将采用参数化建模的方法, 抽取 1200 个样本点进行仿真试验, 建立支持向量机近似模型, 从而为二代伞兵战车设计合适的气囊缓冲系统。

## 1 有限元建模与校验

### 1.1 气囊控制体积法

现有的伞兵战车气囊缓冲系统以及尺寸见图 1。当前着陆缓冲系统中的气囊由 8 个气囊组成, 每个气囊拥有 1 个主气囊和 1 个辅气囊。主气囊和辅气囊之间由通气孔相连, 主气囊下面有 1 个进气口, 辅气囊侧面有 1 组排气孔。排气孔初始面积为 0.012 m<sup>2</sup>。排气孔上有尼龙搭扣, 提供了初始爆破压强, 当气囊内压强比环境大气压强大 200 Pa 时, 排气孔冲开。

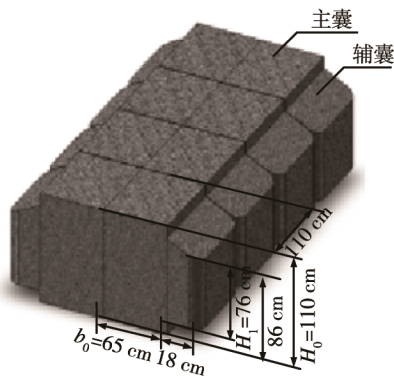


图 1 现有气囊模型及参数

Fig.1 The current air bag model and parameters

文中对气囊的仿真建模采用控制体积法。控制体积法也叫均压法, 可以用于近似计算气囊内部压力随时间的变化, 该方法通过对进气模型高度简化, 具有建模简便、计算速度快、求解精度高等优点<sup>[11]</sup>。

控制体积法使用高斯积分定理来计算任意时间点的气囊体积。假设气囊内是理想气体, 并且缓冲过程绝热, 压强可以被表示为气体密度  $\rho$  的函数:

$$p = (\gamma - 1)\rho e \quad (1)$$

式中:  $\gamma$  为等熵系数 ( $C_p/C_v$ ,  $C_p$  为定压比热容,  $C_v$  为定容比热容);  $e$  为比内能 ( $E_{int}/\rho_0$ ,  $E_{int}$  为内能,  $\rho_0$  为气囊内气体密度)。2 个相邻状态的比内能关系为:

$$\frac{e_2}{e_1} = \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^\gamma = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^\gamma \quad (2)$$

式中:  $e_1$ ,  $V_1$ ,  $\rho_1$  分别为  $t=t_1$  时刻时气囊的内能、体积和密度;  $e_2$ ,  $V_2$ ,  $\rho_2$  分别为  $t=t_2$  时刻时气囊的内能、体积和密度。

当  $t=t_2$  时刻气囊的体积  $V_2$  已知时, 可以求出之前时刻的体积  $V_1$ 、相应的内能  $e_1$  以及当前内能  $e_2$ 。假设压强均匀地作用在整个气囊织物内部, 再结合求解出的内能, 便可以求出压强。

由于在着陆前, 气囊缓冲系统便已完全充气, 所以充气过程不影响计算, 在仿真中只需要考虑通过排气孔漏气的过程。

控制体积法中, 定义通过排气孔泄露的气体质量流量为:

$$\dot{m}_{23} = C_{23} A_{23} \frac{p_2}{R\sqrt{T_2}} Q^{1/k} \sqrt{2g_c \left(\frac{kR}{k-1}\right) \left(1 - Q^{k-1/k}\right)} \quad (3)$$

式中:  $C_{23}$  为排气孔口流量系数;  $A_{23}$  为排气孔口面积;  $R$  为气体常数;  $g_c$  为重力换算常数;  $Q$  为压力关系比, 等于环境压力与气囊内压之比;  $k$  为比热容比;  $p_2$  为气囊内部压强;  $T_2$  为排出气体的温度。

首先基于给定的热力学气囊模型计算出气囊内部的气体压力, 然后将气囊内部压力作为载荷施加到气囊上, 从而求解气囊下一步的形状。

### 1.2 车体有限元模型

伞兵战车的结构相当复杂, 包括装甲板、炮塔、动力舱、发动机等部件。因为这里是对二代伞兵战车车体-气囊系统的着陆缓冲过程进行仿真, 关注的是伞兵战车着陆的最大冲击加速度, 重点在于伞兵战车的整体与气囊之间的相互作用。为了减少计算量, 将伞兵战车简化为一个由刚性材料组成的壳体。

二代伞兵战车简化有限元模型见图 2, 在有限元计算中, 这个刚性壳体拥有二代伞兵战车的外形, 将其视作惯性模块, 赋予它二代伞兵战车的质量、转动惯量, 并且定义了它的重心位置。这种伞兵战车简化模型大大减少了仿真计算所需要的时间。

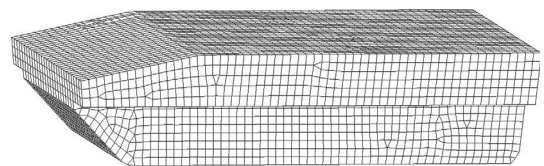


图 2 二代伞兵战车简化有限元模型

Fig.2 The simplified airborne vehicle II FEA model

### 1.3 有限元仿真校验

要想通过仿真的方法来进行二代伞兵战车的气囊参数设计,就必须验证建立的有限元模型的精度。采用相同的有限元建模方法,对上一代伞兵战车和气囊缓冲系统建立有限元模型,上一代伞兵战车同样被简化为刚性壳体,气囊采用控制体积法控制。

装甲兵工程学院的王红岩等对一代伞兵战车-气囊系统进行了深入研究<sup>[12-13]</sup>。将采用上述有限元建模方法获得的上一代伞兵战车-气囊模型计算结果与文献[14]中的数据进行比较,文献中经过试验验证的装备冲击加速度峰值有限元计算结果为7.18g,文中的建模计算结果为7.55g,误差为5.15%。冲击加速度对比结果见图3,可以看出冲击加速度随时间的变化趋势与试验结果吻合较好。对比结果表明,文中的有限元计算方法和计算模型是可靠的,可以满足要求。

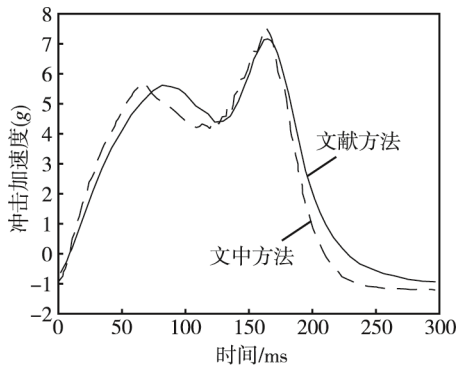


图3 冲击加速度对比结果

Fig.3 Comparison results of impact acceleration

## 2 气囊参数优化

### 2.1 流程简介

气囊参数设计流程见图4。首先,要确定文中设计的设计变量以及优化变量。根据二代伞兵战车的尺寸质量特征以及气囊缓冲系统的特点,该气囊参数设计的设计变量确定为气囊的宽度、高度、排气孔面积、

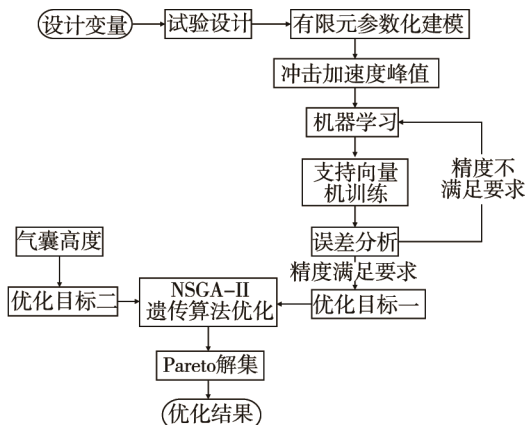


图4 气囊参数设计流程

Fig.4 The design process of air bag parameters

排气孔爆破压强。优化变量选取着陆缓冲过程中的战车最大冲击加速度和气囊高度。

这里将气囊高度作为优化变量,是因为通过这种方式可以限制气囊高度无限增长。由于最终目的是找到合适的气囊,经过仿真计算发现,气囊的所有主要参数中,随着缓冲效果的逐渐增加,高度也会无限增长,但这并不是所希望的。高度无限增长的同时也必然会影响伞兵战车着陆的稳定性,因此必须对气囊的高度进行一定的限制,采用多目标优化算法可以很好地解决这个问题。将气囊高度作为一个优化变量,采用多目标优化算法对加速度峰值与高度进行优化时,可以得到相应的 Pareto 前沿,在 Pareto 前沿上,每一点的坐标  $(x_n, y_n)$  可以看作当所希望的加速度峰值为  $x_n$  时,所对应的气囊最小高度为  $y_n$ 。由此,这里采用以冲击加速度峰值和气囊高度为优化目标的多目标遗传优化算法,对气囊参数进行优化。

进行试验设计时,根据第1步确定的4个设计变量来选取采样点。文中采用的试验设计方法是析因设计(即全因子实验设计),采样区域是根据初步的伞兵战车着陆参数化建模分析以及工程实际情况确定的。试验因素有4个,分别为气囊宽度(3水平),气囊高度(4水平),排气孔面积(10水平),排气孔爆破压强(10水平),总计1200个采样点。

宽度为1m的采样点见图5,共400个。同样的,宽度为1.2m与1.4m时,其余3个因素的水平变化与图5相同,组成了1200个采样点。

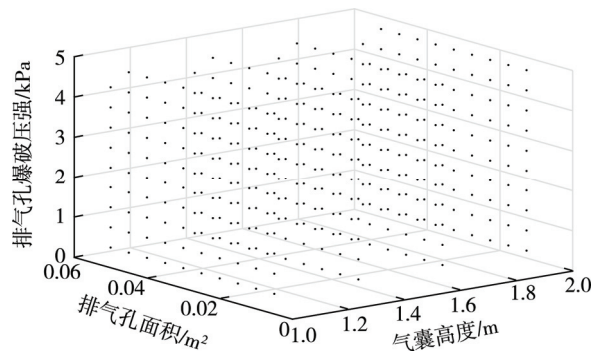


图5 析因设计采样点

Fig.5 Sampling point of factorial design

需要特别注意的是,在优化过程中,气囊宽度产生了较大的变化,而我军初代伞兵战车中,气囊的宽度一般与战车底部宽度相差不大。理论上气囊宽度是可以任意变化的,采取的各个方案样本点也完全可行。实际操作中主要是有一些工程实际方面的考虑,因此在前期设计中,先按照宽度可以任意变化的假设来进行计算,之后再行筛选。

这里对车体-气囊有限元模型采用参数化建模的方法,用 Python 语言自主开发一套程序。程序实现了全自动化,可以根据输入的1200个采样点参数,



按照上文所说的有限元建模方法，自动建立相应的有限元模型，自动提交 LS-DYNA 进行计算，自动提取计算结果并整理成表格。

### 2.2 构建支持向量回归模型

支持向量机 (SVM) 是统计机器学习的代表性技术，最初用于处理模式识别问题，随后推广到解决回归估计问题<sup>[15]</sup>。支持向量回归 (SVR) 具体的原理阐述如下所述。

给定一组训练样本集  $\{(x_1, y_1) \dots (x_i, y_i) \dots (x_l, y_l)\}$ ，其中  $i=1, 2, \dots, l$ ，需要拟合的函数表达式为  $y = f(x)$ ， $\varepsilon$ -SVR 采用  $\varepsilon$  不敏感损失函数， $\varepsilon$  为不敏感损失函数的关键参数，其作用是确保误差小于  $\varepsilon$  时损失函数为 0，而误差大于  $\varepsilon$  时模型会在优化过程中进行相应的惩罚约束。 $\varepsilon$ -SVR 首先通过映射函数  $\Phi$  将  $X$  映射到特征空间  $H$ ，这样问题便转换成在特征空间上寻找一个线性决策函数：

$$\hat{y} = \mathbf{w} \cdot \Phi(\mathbf{x}) + b \quad (4)$$

式中： $\hat{y}$  为决策函数输出值； $\mathbf{w}$  是超平面的法向量； $\mathbf{x}$  为输入矩阵； $b$  为阈值。

通过对决策函数的寻找，使得其尽可能地逼近函数  $y = f(\mathbf{x})$ 。

$\varepsilon$ -SVR 的标准形式 (原问题) 为：

$$h(x) = \min_{\mathbf{w}, b, \xi, \xi^*} \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 + C \sum_{i=1}^l (\xi_i + \xi_i^*) \quad (5)$$

$$\text{约束条件为: } \begin{cases} y_i - \mathbf{w} \cdot \Phi(\mathbf{x}_i) - b \leq \varepsilon + \xi_i \\ \mathbf{w} \cdot \Phi(\mathbf{x}_i) + b - y_i \leq \varepsilon + \xi_i^* \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0, i = 1, 2, \dots, l \end{cases}$$

式中： $C$ ， $\varepsilon$  为支持向量回归模型的结构参数， $\xi_i$  为松弛变量； $\xi_i$  与  $\xi_i^*$  分别为支持向量距超平面两侧的 2 个松弛变量； $y_i$  为第  $i$  个向量的决策函数值； $\mathbf{x}_i$  为输入矩阵。

通过调节支持向量回归模型的结构参数  $\varepsilon$  和  $C$  的大小，可以相应地控制模型的推广泛化能力。 $\varepsilon$  主要用于控制决策边界误差带的宽度， $\varepsilon$  越小则误差带越紧凑，相应地支持向量的个数会增多，模型在训练样本上的误差变小，但模型有可能因此出现过拟合； $\varepsilon$  越大则位于误差带外的支持向量个数越少，模型在训练样本上的误差会变大，此时模型可能会出现欠拟合。将式 (5) 中的目标函数写成如下形式：

$$h(x) = \min_{\mathbf{w}, b, \xi, \xi^*} C \left( \frac{1}{2C} \|\mathbf{w}\|^2 + \sum_{i=1}^l (\xi_i + \xi_i^*) \right) \quad (6)$$

参数  $C$  可以看作一个正则化参数，其作用是用于控制模型的复杂。 $C$  越大，则式 (6) 中第 1 项的权重越小，此时模型容易出现过拟合；相反， $C$  越小，则模型可能因为过于简单而出现欠拟合，从而导致模型泛化能力的降低。

根据拉格朗日乘子，求解目标函数可以得到的回

归函数为：

$$f(x) = \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}) + b \quad (7)$$

式中： $\alpha_i$  和  $\alpha_i^*$  为拉格朗日乘子； $K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x})$  为核函数，是向量  $\mathbf{x}_i$  和  $\mathbf{x}$  在特征空间中的内积。SVM 性能在很大程度上受核函数及其参数选取的影响，常用的核函数有线性核函数、多项式核函数、径向基核函数、Sigmoid 核函数等。如果 SVM 采用线性核函数，那么实际上是在输入空间构造回归超平面，因此回归的能力有限；如果采用多项式核函数，虽然其回归能力会增强，但计算量也将逐渐增加。径向基函数 (RBF) 回归能力不低于多项式核函数和 Sigmoid 核函数，而且可以视线性核函数为其特殊情况。采用 RBF 核函数时，SVM 可以在非常宽泛的函数集中选择最优的函数，RBF 的另一个优点在于它只有一个核参数，因此文中研究采用 RBF 核函数。

$$K(\mathbf{x}, \mathbf{x}') = \exp \left( \frac{-\|\mathbf{x} - \mathbf{x}'\|^2}{\sigma^2} \right) \quad (8)$$

这里将根据采样计算获得的数据构建  $\varepsilon$ -SVR 模型，气囊的宽度、高度、排气孔面积、排气孔爆破压强作为模型的输入自变量，冲击加速度峰值作为因变量，通过核函数的转换，映射在高维特征空间实现线性回归，从而对冲击加速度峰值进行预测模拟。

利用构建出的支持向量回归模型预测气囊宽度为 1.25 m，高度为 1.58 m，排气孔面积为 0.02 m<sup>2</sup> 时，冲击加速度峰值随排气孔爆破压强的变化曲线见图 6a。模型预测的气囊宽度为 1.12 m，高度为 1.71 m，排气孔爆破压强为 2.5 kPa 时，冲击加速度峰值随排气孔面积的变化曲线见图 6b。

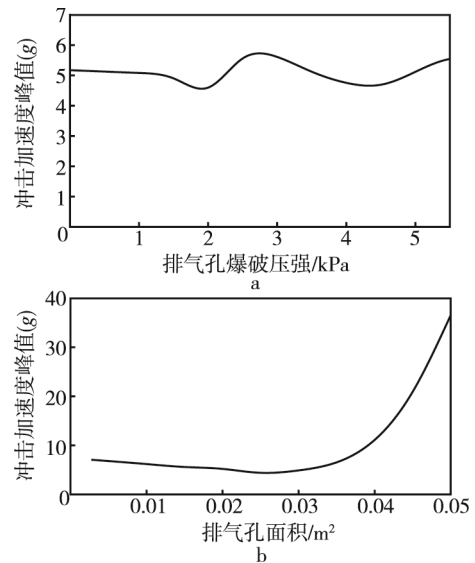


图 6 冲击加速度峰值随排气孔爆破压强和面积变化的曲线

Fig.6 The curve of peak value of impact acceleration varying with the burst pressure and area of exhaust vent

### 2.3 遗传算法优化

构建出基于RBF核函数的支持向量回归模型后,这里采用NSGA-II算法(带精英策略的非支配排序的遗传算法)对冲击加速度峰值和气囊高度进行多目标优化。

NSGA-II是在常规遗传算法基础上改进得来的<sup>[16]</sup>,以气囊的高度、宽度、排气孔面积、排气孔爆破压强为优化变量,冲击加速度峰值和气囊高度作为优化目标,建立的二代伞兵战车-气囊缓冲系统支持向量机模型作为优化函数,通过NSGA-II算法来寻找设计空间中的Pareto解集。

### 2.4 优化结果分析

按照以上步骤,这里对冲击加速度峰值和气囊高度进行多目标优化,得到Pareto解集。部分Pareto解见表1。可以看出该优化设计为气囊提供了多种设计方案。

表1 部分 Pareto 解  
Tab.1 Part of Pareto solutions

| 气囊高度/m | 气囊宽度/m | 排气孔面积/m <sup>2</sup> | 排气孔爆破压强/Pa | 加速度峰值(g) |
|--------|--------|----------------------|------------|----------|
| 1.89   | 1.22   | 0.0314               | 3108       | 3.212    |
| 1.64   | 1.42   | 0.0397               | 4521       | 3.659    |
| 1.25   | 1.47   | 0.0357               | 3964       | 4.835    |

仿真中所用的二代伞兵战车底部宽度约为2.4m。第1组参数中单个气囊的宽度为1.22m,2个气囊并在一起宽度为2.44m,与战车底部宽度较为吻合。第2,3组参数气囊宽度略大,但是根据实际经验,较宽的气囊有利于伞兵战车的着陆稳定性,较不容易发生侧翻。文中选取第1组参数,对其进行有限元计算,同时计算二代伞兵战车搭配未经过优化的气囊缓冲系统的仿真结果,将这2个结果进行对比,见图7。可以看出,优化前的战车加速度峰值为11.495g,优化后的战车加速度峰值为3.054g,冲击加速度峰值减小了73.4%,效果十分显著。经过优化后的缓冲气囊不仅能够使二代伞兵战车最大着陆加速度减至

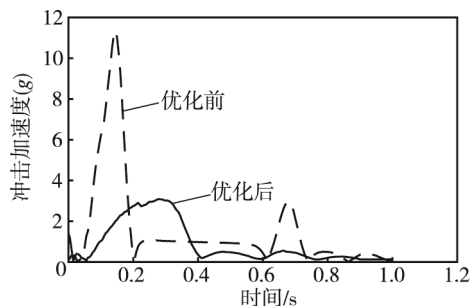


图7 优化前后仿真结果对比

Fig.7 The comparison of simulation results before and after optimization

3.054g,且减速过程也十分平稳顺滑,符合伞兵战车的减速要求。

## 3 结语

建立了二代伞兵战车-气囊系统着陆缓冲过程的有限元模型,并结合文献对模型进行了校验。采用析因法,设计了1200个各不相同的试验,对这些试验进行了计算并提取了计算结果。应用统计机器学习理论中的代表性技术——支持向量机,构建了关于冲击加速度峰值的支持向量回归模型。模型成功构建后,利用NSGA-II遗传算法,在现有气囊的基础上对气囊高度、宽度、排气孔面积、排气孔爆破压强进行了优化设计。优化后的二代伞兵战车冲击加速度峰值降低了73.4%,同时获得的Pareto最优解集也为决策者提供了多种设计方案。

### 参考文献:

- [1] WANG J T, NEFSKE D J. A New CAL3D Airbag Inflation Model[C]// SAE International Congress and Exposition, 1988.
- [2] 张学荣, 刘秋, 黄江寅, 等. 基于CFD的气囊展开模拟及其压力分析[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(15): 209—213.  
ZHANG Xue-rong, LIU Qiu, HUANG Jiang-yin, et al. Simulation of Airbag Deployment and Pressure Analysis Based on CFD[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(15): 209—213.
- [3] SHOOK L, TIMMERS R, HINKLE J. Second Generation Airbag Landing System for the Orion Crew Module[C]// 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2009.
- [4] TIMMERS R, HARDY R, WELCH J. Modeling and Simulation of the Second-generation Orion Crew Module Airbag Landing System[C]// AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, 2009.
- [5] 何成, 陈国平, 何欢, 等. 气囊着陆缓冲系统的冲击动力学多目标优化[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(5): 1—8.  
HE Cheng, CHEN Guo-ping, HE Huan, et al. Multi-objective Optimization of Impact Dynamics for Airbag Cushion Landing System[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2012, 33(5): 1—8.
- [6] LIU Xin, ZHANG Zhi-yong, ZHAO Zi-heng. The Uncertain Optimization of Buffering Characteristics of Landing Airbag in Manned Airdrop[J]. International Journal of Crashworthiness, 2013, 18(3): 225—236.
- [7] LEE J K, AHN B J, YE R H. Curtain Airbag Linear Impact Simulation Method for FMVSS 226 and NCAP Side Impact[J]. Indian Journal of Pure & Applied Mathematics, 2014, 47(2): 301—328.
- [8] 罗覃月, 潘华, 刘西, 等. 某多用途车正面碰撞乘员

- 侧胸部损伤优化[J]. 科学技术与工程, 2016, 36(16): 243—248.
- LUO Qin-yue, PAN Hua, LIU Xi, et al. Chest Injury Optimization of Passenger Side for a Certain MPV in Frontal Impact Test[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 36(16): 243—248.
- [9] 尹汉锋, 文桂林, 韩旭. 空投设备缓冲气囊的优化设计[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(5): 1325—1327.
- YIN Han-feng, WEN Gui-lin, HAN Xu. Optimal Design of Airbag Impact Attenuation System for Airdropping Equipment[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(5): 1325—1327.
- [10] 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(3): 215—220.
- HONG Huang-jie, WANG Hong-yan, LI Jian-yang, et al. Multi-objective Optimization of an Airbag Cushion System for Airdropping Equipment Based on Surrogate Model[J]. Journal of Vibration and Shock, 2015(3): 215—220.
- [11] HIRTH A, HAUFE A, OLOVSSON L. Airbag Simulation with LS-DYNA: Past-Present-Future[C]// European LS-DYNA Conference, 2007.
- [12] 王红岩, 洪煌杰, 李建阳, 等. 空降车缓冲气囊系统特性仿真及其参数优化方法研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(12): 1461—1466.
- WANG Hong-yan, HONG Huang-jie, LI Jian-yang, et al. Research on Simulation and Optimization of Cushion Characteristic of Airbags for Airborne Vehicle[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(12): 1461—1466.
- [13] WANG H, HONG H, HAO G, et al. Characteristic Verification and Parameter Optimization of Airbags Cushion System for Airborne Vehicle[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2014, 27(1): 50—57.
- [14] 王红岩. 空投装备回收系统建模与分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- WANG Hong-yan. Modeling and Analysis of Recovery System for Airdrop[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.
- [15] BALABIN R M, LOMAKINA E I. Support Vector Machine Regression (SVR/LS-SVM): an Alternative to Neural Networks (ANN) for Analytical Chemistry Comparison of Nonlinear Methods on near Infrared (NIR) Spectroscopy Data[J]. Analyst, 2011, 136(8): 1703.
- [16] RAMESH S, KANNAN S, BASKAR S. Application of Modified NSGA-II Algorithm to Multi-objective Reactive Power Planning[J]. Applied Soft Computing, 2012, 12(2): 741—753.