

# 小型电子设备着陆缓冲气囊的优化设计

王一波, 江乐果, 陈珂, 周洁, 胡亮  
(上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

**摘要:** **目的** 针对一种新型分离式飞行数据记录系统的着陆缓冲气囊外形进行优化设计。**方法** 基于多岛遗传算法和近似建模法通过 ISIGHT 优化设计平台制定相应的优化流程, 建立不同坠落姿态下气囊缓冲着陆过程的数学模型, 并以电子设备过载为优化目标, 对气囊的外形尺寸参数进行优选, 从而得出相应的气囊外形设计方案。**结果** 描述气囊缓冲着陆冲击过程的近似模型具有较高的可信度。基于近似模型的多岛遗传算法可提高在多初始坠落倾角下气囊外形尺寸的优化效率。相较于初始外形的气囊模型, 经上述优化流程运算后得到的最优气囊模型在不同初始坠落倾角下的电子设备着陆冲击过载均有所下降。**结论** 该研究的过程和方法对于开展轻小型设备缓冲气囊的设计和优化具有指导意义。

**关键词:** 缓冲气囊; 优化设计; 遗传算法; 近似建模

中图分类号: TB485.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-3563(2020)13-0111-07

DOI: 10.19554/j.cnki.1001-3563.2020.13.015

## Optimized Design of Landing Buffer Airbag for Small Electronic Equipment

WANG Yi-bo, JIANG Le-guo, CHEN Ke, ZHOU Jie, HU Liang

(Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

**ABSTRACT:** The work aims to optimize the shape of landing buffer airbag aiming at a new type of separate flight data recording system. Based on the multi-island genetic algorithm and approximate modeling method, the optimization process was developed on ISIGHT optimization design platform and the mathematical model of the airbag buffer landing process in different falling postures was established. With electronic equipment overload as the optimization goal, the dimension parameters of the airbag were optimized to obtain the corresponding airbag shape design scheme. The approximate model describing the airbag buffer landing process had higher credibility. The multi-island genetic algorithm based on the approximate model could improve the optimization efficiency of the overall dimensions of the airbag at multiple initial fall inclination angles. Compared with the airbag model of an initial shape, the optimal airbag model calculated by the above-mentioned optimization process decreased the landing impact overload of electronic equipment at different initial fall inclination angles. The process and methods of the research have guiding significance on the design and optimization of cushioning airbag for light and small equipment.

**KEY WORDS:** buffer airbag; optimized design; genetic algorithm; approximate modeling

缓冲气囊因其具有重量轻、体积小、易折叠、成本低等优势, 被广泛应用于航天飞行器着陆回收、安全营救、物资空投等多个领域<sup>[1-2]</sup>。国内外对于缓冲

气囊的优化设计工作主要采用以下几种方式开展: 多样本试验, 在控制部分变量条件下选取不同的样本在相同试验条件下验证气囊缓冲性能, 通过比较得到更

收稿日期: 2019-12-09

作者简介: 王一波(1993—), 男, 硕士, 助理工程师, 主要研究方向为环境仿真技术。

优的气囊尺寸，该方法从准备到开展试验的周期较长，成本相对较高，样本数目有限，试验结果的随机性较大；理论分析，联合几何学、动力学、热力学方程建立气囊的数学模型，选取合适的优化算法计算得出最佳的气囊结构参数，该方法简化部分计算条件，计算精度难以保证；数值计算，即利用优化算法配合相应软件或程序模拟气囊缓冲变化过程，根据结构参数所对应的气囊缓冲性能关系得到气囊优化设计的方向，并最终给出最优的气囊外形尺寸，随着数值运算能力的进步和优化算法寻优速度的提升，在着陆缓冲气囊的研究中该方法得到了越来越多的应用和实践<sup>[3-12]</sup>。

当前对于着陆缓冲设备的优化设计主要集中在适用于重装设备的大尺寸降落伞或群伞，而围绕小型缓冲系统的缓冲设计，特别是对于小型电子设备的防护，相应的研究工作较少。针对飞机飞行事故发生时黑匣子的有效定位和飞行数据的存储传输，一款新型分离式飞行数据记录系统被开发出来。该系统可实现特定环境条件下系统自动抛脱脱离机体、跟踪拍摄系统坠落状态、系统坠落过程减速缓冲、水上漂浮和飞行数据远程传输等功能<sup>[13]</sup>，从而确保了复杂飞机失事环境下黑匣子的寻回，对于开展及时救援和事故分析调查工作具有重要意义。

为确保系统数据记录和传输功能的实现，黑匣子在坠落过程的冲击过载应得到有效地控制，该系统通过气囊缓冲系统为黑匣子提供防护。文中基于LS-DYNA数值模拟得出的气囊初始外形，以降低黑匣子这一电子设备的加速度过载为设计目标，利用ISIGHT优化软件对该气囊的外形尺寸进行优选。

## 1 缓冲气囊的模型建立

### 1.1 物理模型和环境条件

为便于开展缓冲气囊的优化设计工作，需对气囊模型提出合理化的假设和环境条件的限制，如下所述。

1) 被缓冲的小型电子设备内部结构复杂，将封装后的电子设备视为圆柱刚体，且密度均匀；气囊视为薄膜壳体。

2) 飞行事故发生区域决定了电子设备抛投坠落时的具体环境，该飞行数据记录系统主要考虑了设备着陆和着水等2种情况。由于水的浮力对于系统的坠落冲击有一定缓解作用，因此在同等的初始姿态条件下，陆地环境对气囊缓冲能力要求更高，在缓冲气囊的优化设计过程中应优先考虑系统着陆过程。

3) 气囊缓冲系统的坠落姿态不定，文中将系统坠落的初始姿态通过气囊、电子设备中心线与水平面的初始角度 $\beta$ 来表示。依据系统的正常工况，在降落

伞的牵引和控制下，系统在近地面和近水面时不会出现过大角度侧翻(即 $\beta$ 为 $0^\circ\sim 30^\circ$ 的极限状态)且速度不大，因而文中设定系统正常工作条件下 $\beta$ 的变化范围为 $30^\circ\sim 90^\circ$ ，每隔 $15^\circ$ 选取1个测试模型，着陆初始位置为囊体最低点距着陆面 $0.1\text{ m}$ 处。系统坠落竖直初始速度为 $8\text{ m/s}$ (依据降落伞的设计标准)，气囊外环境压力为1个标准大气压( $1\text{ atm}=101.325\text{ kPa}$ )。

4) 根据黑匣子的设计需求，设定黑匣子总质量为 $4\text{ kg}$ ，极限过载为 $80g^{[14]}$ ( $g$ 为重力加速度，取 $9.8\text{ m/s}^2$ )。

小型电子设备着陆缓冲气囊初始充气后的设计外形见图1。该气囊采用四气室的气囊结构，并通过隔膜分隔各气室互不连通<sup>[15]</sup>。给定初始设计参数：气囊上端高度 $H_1$ 和下端高度 $H_3$ 均为 $0.100\text{ m}$ ，气囊底面半径 $R$ 为 $0.150\text{ m}$ ，气囊中段高度 $H_2$ 为 $0.272\text{ m}$ (受黑匣子高度控制，恒定)。某初始角度下的系统着陆模型见图2。

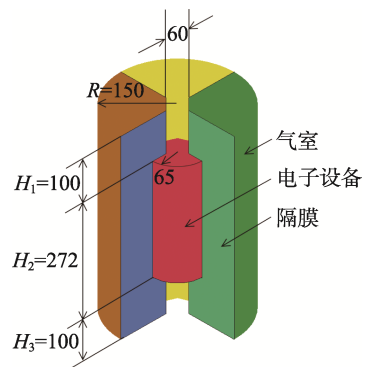


图1 气囊初始充气外形  
Fig.1 Initial inflation profile of the airbag

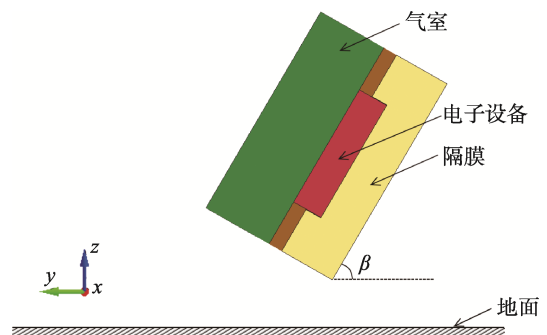


图2 系统着陆模型  
Fig.2 System landing model

### 1.2 有限元模型

对于气囊着陆过程的分析采用控制体积法。气囊的数学模型为均压模型，气囊被视为不断扩大的控制体积，模拟由薄膜单元所构成的囊体体积<sup>[15]</sup>。单位时间步长下各单元表面积、法线与轴线夹角通过运算得到。根据格林公式，建立面积和体积的关系为：

$$\iiint \phi \frac{\partial \psi}{\partial x} dx dy dz = - \iiint \psi \frac{\partial \phi}{\partial x} dx dy dz + \oint \phi \psi n_x d\Gamma \quad (1)$$

式中： $n_x$  为单元法线位置与  $x$  轴间的夹角余弦。

令  $\phi=1$ ， $\psi=x$ ，式 (1) 可写作：

$$\iiint dx dy dz = \oint x n_x d\Gamma \quad (2)$$

式中：等式左右的体积分和面积分可分别写为：

$$V = \iiint dx dy dz \quad (3)$$

$$\oint x n_x d\Gamma \approx \sum_{i=1}^N \bar{x}_i n_{ix} A_i \quad (4)$$

式中： $\bar{x}_i$ ， $n_{ix}$ ， $A_i$  分别为为  $i$  单元的  $x$  方向平均坐标值、法线位置同  $x$  轴间的夹角余弦和表面积。

## 2 缓冲气囊的优化设计方案

### 2.1 优化问题定义

缓冲气囊的优化目标是降低电子设备的加速度过载  $a_{max}$ ，该指标常被用以评价气囊的缓冲性能，因而，所建立的目标函数  $F(X)$  表示为：

$$\min F(X) = a_{max}$$

式中： $X = \{H_1, H_3, R\}$ ，即参与优化的参数为气囊的上下端高度和半径，为了控制优化流程和确保所优化气囊的合理性和有效性，对于气囊尺寸参数和着地冲击过程的极限过载值加以约束，具体的约束条

件如下：

$$\begin{cases} (H_1)_{min} \leq H_1 \leq (H_1)_{max} \\ (H_3)_{min} \leq H_3 \leq (H_3)_{max} \\ (R)_{min} \leq R \leq (R)_{max} \\ a_{max} \leq [a_p] \end{cases}$$

式中： $[a_p]$  为允许过载值，依据 1.1 中电子设备载荷控制要求， $[a_p]=80g$ 。

另外，气囊初始充气体积受总系统内部存放空间的约束，经核算，该体积不应超过  $0.0334 \text{ m}^3$ 。

### 2.2 优化设计流程

根据所提出的优化问题，利用 ISIGHT 优化软件建立相应的优化流程，图 3 所示的流程中，输入变量条件给定，气囊初始体积计算并判定，某初始坠落姿态下几何文件、网格文件、有限元模型生成，模型求解，结果提取、分析和重新选定输入条件构成一个循环，对应如图 4 所示 ISIGHT 平台集成图框中的体积判断、参数化建模、网格划分、有限元建模、模型旋转（用于调整模型初始姿态角）、求解运算、数据遍历、数据输出和全局优化模块，各模块分别实现自编 C++ 程序文件、建模软件 CATIA 命令流文件、网格划分软件 HyperMesh 命令流文件、有限元分析软件 LS-Prepost 命令流文件的自动运行和 Ansys 求解器的调用。

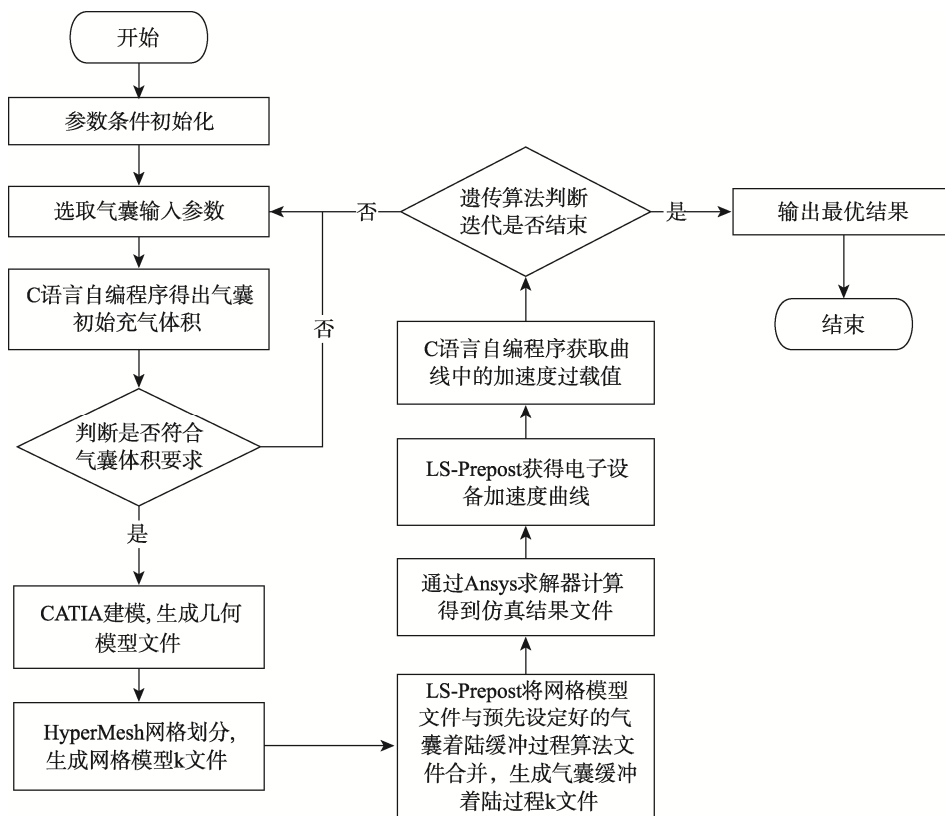


图 3 优化设计流程

Fig.3 Flow chart of optimized design

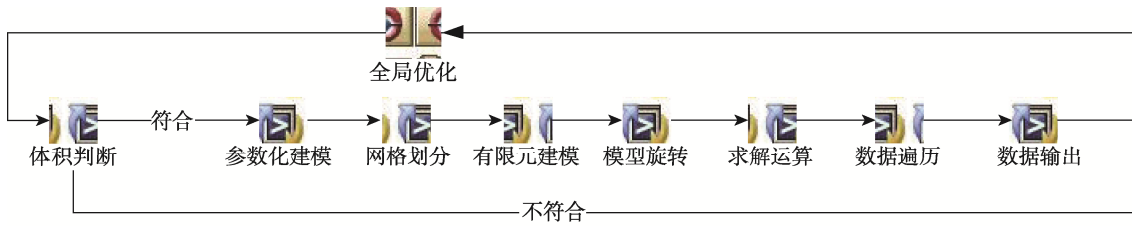


图4 全局优化流程模块  
Fig.4 Module of the global optimization process

## 2.3 优化策略制定

### 2.3.1 优化算法

优化算法是一套基于数据运算解决问题的计算策略,采用包括梯度优化算法、全局优化算法等手段可以处理不同类型的优化问题。在文中所提出的优化问题中,所建立的函数目标值与输入变量之间非线性变换关系,无法给出导数或梯度变化等有效信息,因此,文中选用多岛遗传算法进行模型优化。

多岛遗传算法作为全局优化算法的一种,在传统遗传算法的基础上可实现更为高效的全局解算。该算法的运算过程参考了生物进化学说中自然选择的理论,简要表述为:第1步,将参数编码化,形成个体,进而集成种群;第2步,由种群划分出多个子群体,各子群体称作“岛屿”;第3步,根据传统的遗传算法在各岛屿中进行一系列遗传操作,包括“选择”、“交叉”、“变异”等,在此过程中,间隔一定代数将部分个体“迁移”至其他岛屿,保持岛屿中个体的丰富程度;第4步,将编码化的末代种群解码为参数,即为问题的优化解。

针对文中的优化问题,多岛遗传算法中的设计变量和目标值作依如下设置。

1) 设计变量。变量  $H_1$  和  $H_3$  的上、下取值边界分别为 0.110 m 和 0.090 m, 变量  $R$  的上、下取值边界为 0.160 m 和 0.140 m。

2) 目标值。目标值  $a_{max}$  在 0~784 m/s<sup>2</sup> 变化范围内视为有效,其优化方向为趋向最小值。

### 2.3.2 近似建模法

近似建模法是一种基于一定数量样本数据建立

近似数学模型的计算方法。其优势在于在误差允许的范围内将复杂的输入输出关系表述为简单的量化关系式,加快了寻得最优解的运算速度,且寻优结果具有一定的可信度。该模型的建立过程如下所述。

1) 选取合适的近似模型建立方法,如响应面模型和克里格模型等。

2) 确定合适的样本数目,运行原始运算流程得出一定数量的输入输出值,将数据进行拟合得到输入输出值间的量化关系,从而建立近似模型。

3) 确定合适的核算样本数目,比对运行原始运算流程和代入近似模型运算结果之间的误差,选用一定的误差分析方法得到具体的差值,若差值在可接受的范围之内,则该近似模型被认为有效。

### 2.3.3 基于近似模型的全局优化算法

结合 2.3.1 节和 2.3.2 节中对于多岛遗传算法和近似建模法的表述,建立基于近似模型的多岛遗传优化算法,该算法首先将计算流程用近似模型进行合理简化,再对近似模型利用多岛遗传算法求解,以尽快得到误差允许范围内的最优解。依照图 3 所示的基础流程,将图 4 所示模块图中的参数化建模、网格划分、有限元建模、模型旋转、求解运算、数据遍历和数据输出模块替换为近似模型模块,相应的优化运算模块见图 5。

## 3 优化计算结果

### 3.1 多岛遗传算法运算结果

对于保持竖直坠落(即  $\beta=90^\circ$ ) 的气囊缓冲系统着陆模型,运算采用如图 4 所示运算流程。设置多岛

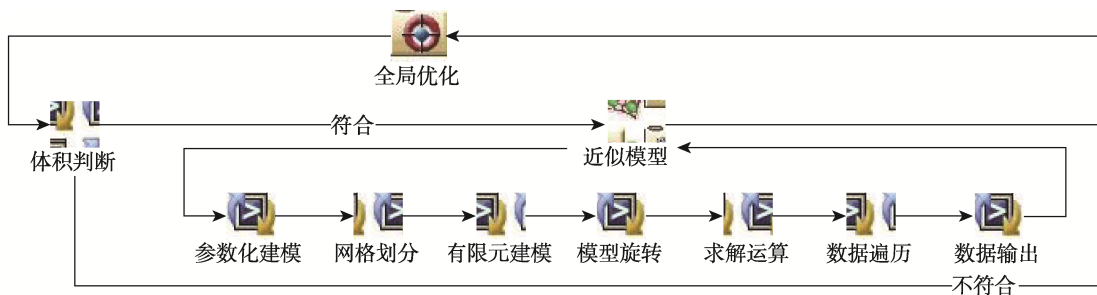


图5 基于近似模型的全局优化运算流程模块  
Fig.5 Module of the global optimization process based on the approximate model

遗传算法：子群规模为 30，岛的数目为 10，进化代数为 30。流程共迭代 1001 步，经流程运算得：产生符合约束条件的目标值的步数总计 106 步，由于给定输入变量下初始囊体体积过大，未通过判断模块或目标值超出合理区间而未计入结果的步数总计 895 步，电子设备过载值随运算步数迭代的变化见图 6。

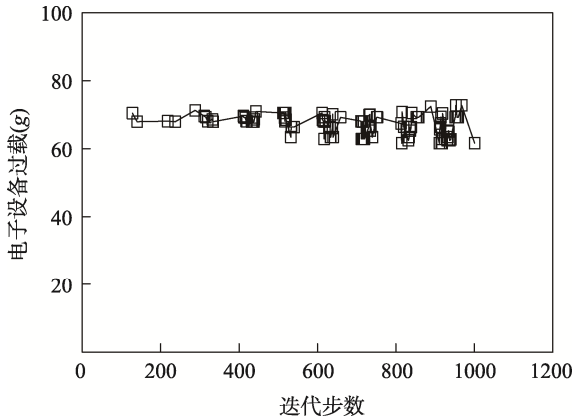


图 6 电子设备过载随迭代步数的变化曲线

Fig.6 Curve of electronic equipment overload changing with the number of calculation steps

由图 6 可知，随着迭代步数的增加，目标值在震荡变化中趋向降低，且在迭代的后期，随着算法对输入参数范围的不断修正，可正常输出的运算结果也逐渐增多。在迭代运算中，最优解出现在第 815 步，该步数对应的气囊模型计算结果见表 1。结合图 6 和表 1 可得，在采用多岛遗传算法处理复杂问题的过程中，该算法可在设定的迭代步数下得到符合目标值要求的气囊优化外形尺寸，而为了得到更好的优化结果，需增加总迭代步数以实现足够多的可运行步数，这一过程的运算周期较长。

### 3.2 基于近似模型的多岛遗传算法运算结果

建立近似模型时采用响应面模型，该方法的特点是建立适用的函数关系仅需少量试验数据，近似模型计算值（由函数关系式得到的与输入变量相对应的目标值）可接近实际的仿真运算值（采用涵盖建模、网格划分、仿真求解等步骤的原始流程得到的与输入变量相对应的目标值）。根据优化过程的计算周期和精确度要求，选取 200 组随机输入值的仿真运算数据用于建该该次优化的函数关系式。为了验证函数关系的准确性，另选取了 100 组输入值得到了相应的仿真运算值和近似模型计算值，并分析相同输入值下两结果值间差值的 R-Squared ( $R^2$ ) 值，当  $R^2$  值接近 1.00 时，可认为所建立的近似模型与真实情况接近。

对于竖直坠落的气囊缓冲系统着陆模型，所建立的近似模型的  $R^2$  值为 0.914， $R^2$  值靠近 1.00，可认为该近似模型的可信度较高。该模型的误差分析图见图 7，横纵坐标分别对应同一气囊模型的 100 组样本

的近似模型计算值和仿真运算值，过载值数据点分布于 45°斜率参考线周围，水平位置的蓝线代表误差分析所用样本点的过载平均值。

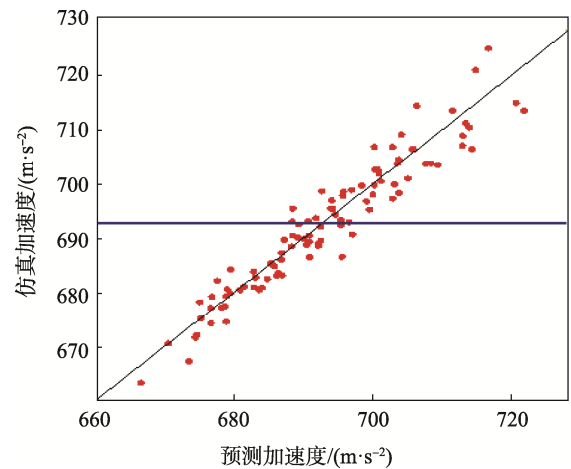


图 7 近似模型误差分析

Fig.7 Approximate model error analysis

采用优化流程得到相应的最优解见图 5。仅采用多岛遗传算法和采用基于近似模型的多岛遗传算法的运算结果见表 1。

表 1 应用不同优化方法的运算结果对比

Tab.1 Comparison of operation results with different optimization methods

算法	$H_1/mm$	$H_3/mm$	$R/mm$	$a_{max}(g)$
初始运算	100.000	100.000	150.000	68.277
多岛遗传算法	108.756	103.741	148.120	65.432
基于近似模型的多岛遗传算法	108.313	109.412	147.373	56.408

根据表 1 可得出，对比引入近似模型的多岛遗传算法与仅采用多岛遗传算法的运算结果，2 种运算条件下得到的输入输出值均接近，从而说明了近似建模法在全局优化中的应用具有一定的有效性。

为得到覆盖不同坠落姿态下气囊着陆冲击过载的优化结果，在建立近似模型的过程中利用预留的模型旋转模块，改变模型的初始姿态角，从而得到在不同  $\beta$  角度下的近似模型。相应  $\beta$  角度下的基于近似模型的多岛遗传算法运算结果见表 2。为具体描述综合优化效果，定义电子设备过载值优化率  $\alpha$  为电子设备初始过载值与优化后过载值之间的差值同其初始过载值的比值，优化率数值越大，表示气囊对电子设备起到的缓冲保护作用越强。

由表 2 可知，当气囊模型初始姿态角  $\beta$  取 30°~90° 范围内的不同角度值时，满足电子设备过载最小条件的气囊外形尺寸和优化率受到模型与地面不同撞击位置的影响而有明显区别，特别是 45° 倾角下的过载

表2 不同初始坠落倾角下的模型最优解  
Tab.2 Optimal solutions to the model corresponding to different initial fall inclination angles

$\beta/(\circ)$	$H_1/\text{mm}$	$H_3/\text{mm}$	$R/\text{mm}$	$a_{\max}(\text{g})$	$\alpha/\%$
90	108.313	109.412	147.373	68.28	3.76
75	103.150	102.748	149.109	65.43	2.94
60	107.740	98.986	148.986	56.41	6.34
45	108.290	92.710	149.850	49.90	0.58
30	96.684	94.756	150.390	70.43	5.21

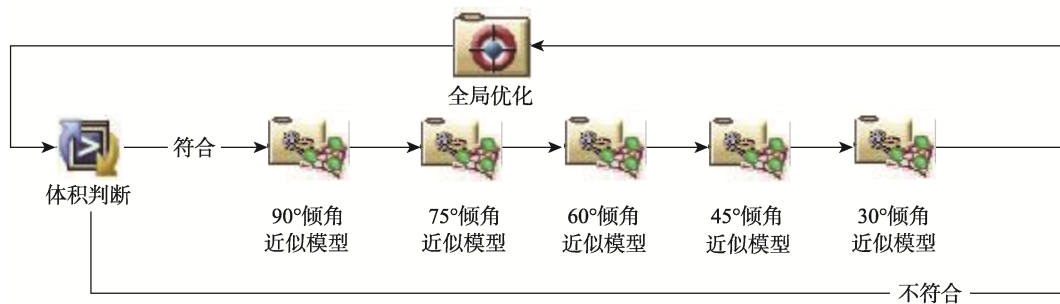


图8 综合优化设计流程模块

Fig.8 Module of the comprehensive optimization design process

优化率最低。可认为在所考虑的5种倾角中,45°倾角下气囊设计外形的调整对于电子设备冲击载荷的影响较小,这是由于45°倾角时囊体与地面碰撞时可压缩空间较大,在气囊压缩最低点处电子设备仍和地面有一定距离,所受冲击较小,在给定的外形参数调整范围内改变气囊外形不对囊体与地面的接触程度无明显影响。

为了得到在各初始倾角下均具有着陆冲击优化效果的气囊模型,利用不同初始 $\beta$ 角度对应的近似模型建立流程模块见图8,综合优化的目标是分别降低在90°,75°,60°,45°和30°初始坠落倾角下的电子设备加速度过载,且各角度下过载值优化的权重一致。

采用图8所示流程可得到综合各初始坠落姿态的优化外形尺寸,设计参数结果为:高度 $H_1=97.508$  mm,高度 $H_3=109.922$  mm,半径 $R=148.875$  m。对于不同 $\beta$ 角度气囊缓冲着陆系统分别在初始外形和综合优化设计外形下的电子设备过载见表3,分别表示为 $a_{\max \text{ 初始}}$ 和 $a_{\max \text{ 优化}}$ 。

表3 综合优化运算结果  
Tab.3 Comprehensive optimization results

初始坠落倾角/ $(\circ)$	$a_{\max \text{ 初始}}(\text{g})$	$a_{\max \text{ 优化}}(\text{g})$	$\alpha/\%$
90	70.95	68.77	3.07
75	67.41	66.16	1.86
60	60.23	58.23	3.32
45	50.19	50.16	0.05
30	74.3	71.64	3.58

由表3可知, $\beta$ 在30°~90°的变化范围内,所给出的综合优化气囊模型均可保证所包裹电子设备的安全,对比初始外形下的气囊模型,该优化结果对应的电子设备过载在各倾角下均得到一定程度的改善。为了得到更优的气囊缓冲效果,后续的优化改进方向为调整多岛遗传算法的设置,进一步提高近似模型的可信度,以及寻求更有效的遗传算法。

### 4 结语

通过对多岛遗传算法的设置,可生成满足约束条件的输入参数,并从可行的输入参数中得到符合优化目标的最优组合。对于特定初始坠落姿态的气囊缓冲着陆模型,该优化方式可在有限迭代步数中寻得最小过载值对应的气囊外形尺寸。

近似模型通过原始数据拟合多项式的方式描述了气囊缓冲着陆过程中气囊外形尺寸与电子设备过载间的关系,提高了优化运算过程的效率,且通过误差控制确保了运算结果的可信度。

对于约束初始充气体积的气囊缓冲着陆过程,文中得出的综合优化气囊外形符合多坠落姿态下电子设备的过载防护需求。对比优化前的初始外形,在多初始坠落倾角下,优化后气囊所包裹的电子设备的着陆冲击过载均减小。文中对小型电子设备缓冲气囊的优化设计提供了思路和方法,并为开发适用于多工况且更为轻质量的气囊提供了一定的参考。

## 参考文献:

- [1] 温金鹏, 李斌, 杨智春. 缓冲气囊冲击减缓研究进展[J]. 宇航学报, 2010, 31(11): 2438—2447.  
WEN Jin-peng, LI Bin, YANG Zhi-chun. Progress of Study on Impact Attenuation Capability of Airbag Cushion System[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(11): 2438—2447.
- [2] 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): 90—96.  
ZHOU Yu, LI Jian-yang, XING Wei, et al. Research Progress of Key Technologies of Airbag for Recovery[J]. Packaging Engineering, 2019, 40(1): 90—96.
- [3] WILLEY C, SANDY C, WELCH J, et al. Impact Attenuating Airbags for Earth and Planetary Landing Systems[C]// AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, 2007.
- [4] DO S, DEWECK O. Feasibility Study of an Airbag-based Crew Impact Attenuation System for the Orion MPCV[R]. Long Beach: NASA Technical Report, 2011.
- [5] 文桂林, 乐永祥, 尹汉锋, 等. 双气室缓冲气囊多学科设计优化[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2010, 37(7): 27—31.  
WEN Gui-lin, LE Yong-xiang, YIN Han-feng, et al. Optimal Design of Double-chamber Airbag Based on Multidisciplinary Design Optimization Technology[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2010, 37(7): 27—31.
- [6] 刘鑫, 韩旭, 文桂林. 基于遗传算法的缓冲气囊动态特性优化[J]. 中国机械工程, 2008, 19(6): 729—732.  
LIU Xin, HAN Xu, WEN Gui-lin. Optimization of Dynamic Characteristics of Airbag Based on Genetic Algorithm[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(6): 729—732.
- [7] 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.
- [8] 乐永祥. 着陆缓冲气囊缓冲过程数值模拟和优化设计研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2010: 41—50.  
LE Yong-xiang. Numerical Simulation and Optimal Design of the Process of Airbag Landing[D]. Changsha: Hunan University, 2010: 41—50.
- [9] 牛四波, 王红岩, 迟宝山. 空投设备缓冲气囊的优化设计[J]. 装甲兵工程学院学报, 2010, 24(5): 36—40.  
NIU Si-bo, WANG Hong-yan, CHI Bao-shan. Optimal Design of Airbag Cushion Process for Airdropping Equipment[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering, 2010, 24(5): 36—40.
- [10] 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 Si-cheng, SHI Yun-tao, XU Qing-hua. Optimum Design of Recovery Air Bag for Unmanned Aircraft[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2002, 22(1): 34—36.
- [11] 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.
- [12] 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): 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, 34(3): 215—220.
- [13] YE W, SUN J. Emergency Mechanical and Communication Systems and Methods for Aircraft: US, Patent 9452844[P]. 2016-09-27.
- [14] MIL-HDBK-304C, Package Cushioning Design[S].
- [15] 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 Yi-bo, SUN Jian-hong, 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.