【基础理论与应用研究】　　doi：10.11809/bqzbgcxb2021.01.033

超高速碰撞下蜂窝夹层板结构优化设计研究

袁小雅，马天宝

（北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室，北京　100081）

摘要：为掌握航天器常用的结构材料蜂窝夹层板的超高速碰撞特性与进行结构优化设计，采用光滑质点流体动力学和有限元耦合算法进行数值模拟研究。基于最优拉丁超立方法进行试验设计获得了样本空间，通过仿真结果构建 Kriging 近似模型并进行验证，利用 AMGA 算法进行迭代计算得到 Pareto 解集的 4 个优解。结果表明：优化后的蜂窝夹层板结构可提高蜂窝夹层板的吸能能力，满足轻量化要求。

关键词：蜂窝夹层板；超高速碰撞；SPH-FE；最优拉丁超立方；AMGA

本文引用格式：袁小雅，马天宝. 超高速碰撞下蜂窝夹层板结构优化设计研究[J]. 兵器装备工程学报，2021，42(01)：179－184.

Citation format：YUAN Xiaoya，MA Tianbao. Research on Structural Optimization Design of Hypervelocity Impact on Honeycomb Sandwich Panel[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering，2021，42(01)：179－184.

中图分类号：V214.6　　**文献标识码：**A　　**文章编号：**2096－2304(2021)01－0179－06

Research on Structural Optimization Design of Hypervelocity Impact on Honeycomb Sandwich Panel

YUAN Xiaoya，MA Tianbao

（Beijing Institute of Technology，State Key Laboratory of Explosion Science and Technology，Beijing 100081，China）

Abstract： In order to study on the hypervelocity impact characteristics and structural optimization design of the honeycomb sandwiches panel which is mainly used in spacecraft，Smooth Particle Hydrodynamics and Finite Element（SPH-FE）method was used in numerical simulation technology. Sampling points were obtained by using optimal Latin hypercube design of experimental method，the Kriging approximate model was constructed and verified by the simulation results，and then the AMGA algorithm was used to optimize the structure，4 solutions of the Pareto optimal solution set were obtained. The results show that the optimized honeycomb sandwich panel structure can improve the energy absorbing characteristics of the honeycomb sandwich panel and meets the requirement of lightweight.

Key words： honeycomb sandwich panel；hypervelocity impact；SPH-FE；optimal Latin hypercube design；AMGA

蜂窝夹层板[1]作为防护结构被广泛应用于航空航天领域，在卫星板式结构中的应用可占 80% 以上。蜂窝夹层板由上、下面板及中间的蜂窝芯子构成，具有比刚度、比强度高、抗疲劳、减振隔声，吸热隔热等优点。面板通常采用铝合金、碳纤维、凯芙拉、玻璃布等材料，蜂窝芯子一般采用铝或芳纶纸材料。

国内外许多学者对蜂窝夹层板的超高速碰撞特性进行了研究。Turner、Taylor 等[2]对带隔热层的单蜂窝夹层板及双蜂窝夹层板结构进行了大量超高速碰撞试验。在此试验数据基础上，Taylor 等[3]利用 AUTODYN 软件，应用 Lagrange

收稿日期：2020－04－16；**修回日期：**2020－05－05

基金项目：国家自然科学基金项目(11822203)

作者简介：袁小雅(1995—)，女，硕士研究生，E-mail：550307852@qq.com。

通信作者：马天宝(1981—)，男，教授，博士生导师，E-mail：madabal@bit.edu.cn。

单元、壳单元和 SPH 粒子结合的方法,分别在 2D 和 3D 情况下对碎片超高速碰撞蜂窝夹层板的撞击过程进行了数值模拟,并与试验数据进行了对比。徐小刚等[4]采用 APDL 语言编制了蜂窝芯建模程序。贾光辉等[5]利用 SPH-FE 耦合的算法,对铝蜂窝板结构被碎片正斜撞击过程分别进行了数值模拟研究,就碰撞角度对碎片云运动、蜂窝芯子及蜂窝后面板损伤的影响进行了详细分析。黄洁等[6]对带隔热层蜂窝结构开展了超高速碰撞试验研究和数值模拟。单立等[7]采用 SPH-FE 耦合的方法对冰粒超高速碰撞蜂窝板结构进行了数值模拟研究。廖高健等[8]对轻质多孔火山岩弹丸超高速碰撞蜂窝夹层板进行了试验研究。传统有限元法难以模拟内结构胞壁在高速撞击下的断裂破碎过程,刘平等[9]发展了蜂窝夹芯结构的物质点建模方案,基于该模型模拟的多种撞击工况均与实验或经验公式吻合。

超高速碰撞试验受限于试验条件与科研经费,其特性研究仅在物理试验取得了少量成果,而数值模拟方法灵活经济,越来越受到重视。本文首先建立了球形弹丸超高速碰撞蜂窝夹层板的有限元模型,采用最优拉丁超立方设计方法生成样本空间,得到仿真结果后,构建设计变量与目标函数之间的 Kriging 近似模型,选取前面板厚度、单蜂窝芯格边长、蜂窝芯子高度、壁厚作为优化变量,以最大化球形弹丸的动能损失、最小化蜂窝夹层板结构的面密度作为优化目标,利用存档微遗传算法(AMGA)进行优化,得到 Pareto 最优解集中的 4 组优解,为研究铝蜂窝夹层板结构的超高速碰撞特性及空间碎片防护结构的优化提供进一步支持。

1 蜂窝夹层板超高速碰撞模型建立

1.1 几何模型

蜂窝夹层板通常由上、下面板及中间的蜂窝芯子构成,蜂窝夹层板结构的面板与蜂窝芯子之间通过粘结剂相连。碎片超高速碰撞蜂窝夹层板结构的几何模型如图 1 所示。在设计蜂窝夹层板结构时,为了避免夹层板受载时的拉弯耦合效应和制造固化后引起的翘曲变形,前后面板一般采用相同材料及相同厚度。前面板厚度为 t_f,后面板厚度为 t_r,单蜂窝芯格边长 l_{hc},蜂窝芯子高度 S,蜂窝芯子壁厚 t_{hc}。

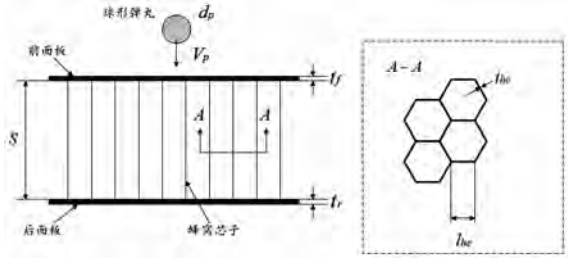

图 1 蜂窝夹层板结构的几何模型示意图

本文采用铝合金球形弹丸来模拟超高速碰撞中的碎片。弹丸撞击蜂窝夹层板的位置如图 2 所示,撞击位置为芯格的中心点。

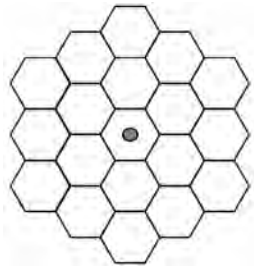

图 2 弹丸撞击蜂窝夹层板位置示意图

1.2 计算模型及材料参数

采用 SPH-FE 耦合的方法对蜂窝夹层板的超高速碰撞过程进行数值模拟。球形弹丸与蜂窝夹层板的前后板划分为 SPH 单元,蜂窝芯子划分为 Shell 单元。面板与蜂窝芯子通过粘结剂连接,有学者在数值模拟中忽略粘结剂的作用,在不影响计算结果的前提下,建模时使面板和蜂窝芯子之间保持一个很小的间距[10],本文采取间隔距离为 0.01 mm。SPH 单元与 Shell 单元间的作用关系采用接触关键字 * CONTACT_AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE 定义。

蜂窝芯子的壁厚很薄,如果采用 SPH 方法对蜂窝芯子建模,为了保证整体数值模型的 SPH 粒子尺寸一致,整体数值模型的 SPH 粒子数量会大大增加,导致计算规模超出计算能力。除此之外,采用 SPH 法对蜂窝芯子建模时,蜂窝芯子会产生碎片,与弹丸、前后面板产生的碎片混在一起,持续对其他部分结构进行破坏,通过与试验现象对比,这样做不能准确的描述蜂窝芯子变形吸能的现象。引入有限元法中的 Shell 单元对蜂窝芯子建模,可以减小计算规模,较好描述超高速碰撞中蜂窝芯子吸能的真实情况。

在仿真建模时必须合理的控制 SPH 粒子与 Shell 单元的网格密度。一般在单层板的超高速碰撞仿真研究中建议至少要划分 10 层 SPH 粒子来保证准确性。若在本文中对前后面板也采用此原则划分网格密度,整个模型的 SPH 粒子数目会很多,导致计算模型规模过大,超出计算机的计算能力。因此,本文中每个 SPH 粒子直径划分为 0.1 mm。

划分 Shell 单元的网格时,为了与 SPH 粒子接触良好,两者之间单元大小不能相差过大。文献[3]中采用的 SPH 粒子直径与 Shell 单元边长之比为 1∶7,本文采用 1∶4,则 Shell 单元网格划分大小为 0.4 mm。图 3 为弹丸超高速碰撞蜂窝夹层板的有限元模型。

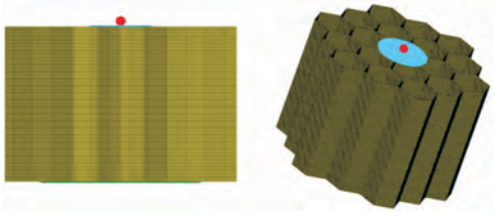

图 3 弹丸超高速碰撞蜂窝夹层板的有限元模型示意图

球形弹丸的材料采用 2017 铝合金,蜂窝夹层板前后面板的材料是铝合金 2024-T81,蜂窝芯子的材料是铝合金 5052-H19。前后面板、蜂窝芯子的本构方程均采用 Johnson-Cook 强度模型,状态方程均采用 Mie-Gruneisen 方程。薄板超高速撞击中材料破碎形成碎片云的过程,被认为是稀疏波导致的拉应力超过材料断裂应力后材料不断层裂破坏的过程,而状态方程与强度模型均不能表征材料断裂方面的特征,需要考虑在计算中引入失效模型。然而,SPH 方法失效模型的选择尚无具体结论,有研究者认为 SPH 方法中不需要材料失效模型,另一些研究者则采用最大拉应力或 Grady 失效模型[11]。球形弹丸与前后面板采用的 SPH 粒子建模,本文选取最大拉应力失效模型,蜂窝芯子材料的失效模型采用 Johnson-Cook 失效模型,具体材料参数[9]列于表 1。

表 1 材料参数

参数	Al2017	Al2024-T81	Al5052-H19
c_0(m·s^{-1})	5 328	5 330	5 240
S	1.34	1.34	1.34
γ_0	2	2	2
ρ/(g·cm^{-3})	2.79	2.77	2.68
E/GPa	73	75	73
μ	0.33	0.33	0.33
A/MPa	265	265	265
B/MPa	426	426	426
N	0.34	0.34	0.34
C	0.01	0.015	0.015
M	1	1	1
T_{melt}/K	775	775	775
T_{room}/K	293	293	293
c_v/(J·(kg·K)$^{-1}$)	875	875	875

1.3 超高速碰撞数值模拟结果及分析

选取欧空局 METOP 卫星上的蜂窝夹层板结构作为数值模拟的初始模型,结构几何参数如表 2 所示[3]。

表 2 METOP 蜂窝夹层板几何结构参数 mm

前面板厚度 t_f	蜂窝芯子高度 S	单蜂窝芯格边长 l_{hc}	蜂窝芯子壁厚 t_{hc}
0.4	35	4.76	0.017 8

为了对碎片超高速碰撞蜂窝夹层板的模型进行验证,选取文献[2]中的 4 个试验工况作为本文仿真算例,由于试验中蜂窝夹层板的前面板带隔热层,将隔热层厚度等效为 0.1 mm 的前面板,则仿真算例的前面板总厚度之和为 0.5 mm[3],其他结构参数不变。通过 LS-DYNA 软件对上述蜂窝夹层板结构进行 4 个试验工况的数值模拟研究,仿真结果与试验结果如表 3 所示。若有多个穿孔时,选取最大穿孔的直径作为穿孔直径,NP 表示没有穿透后面板。

表 3 试验结果与仿真结果

试验编号	碰撞速度/(km·s^{-1})	弹丸直径/mm	穿孔直径试验/mm	穿孔直径仿真/mm
1-002	4.89	1.5	5.62	5.14
1-008	4.57	2.0	5.80	5.68
B-001	1.96	1.2	1.62	1.93
B-002	1.56	1.0	NP	NP

结果表明,4 个工况的比较吻合度相对较好,采用的计算方法,材料模型、接触设置等可应用于碎片超高速碰撞蜂窝夹层板的数值模拟与后续研究中。

经过模型验证后,采用 SPH-FE 耦合的方法数值模拟直径 2 mm 的球形弹丸以 4.57 km/s 对 METOP 上不带隔热层的蜂窝夹层板(前后面板厚度一致)超高速碰撞过程,仿真过程如图 4 所示。大约 0.4 μs 前,球形弹丸撞击前面板后发生破碎,前面板的一部分碎片在碰撞后也获得了较大速度,与球形弹丸碎片混合在一起,形成了碎片云。约 2.8 μs 时,碎片云运动碰撞到了蜂窝芯子,由于蜂窝芯子的存在会阻碍碎片云径向的扩散,碎片云被束缚在一个或多个蜂窝芯格内。蜂窝芯子受到碎片云的冲击,产生极大的塑性变形,甚至蜂窝芯子被扭曲撕裂,蜂窝芯子的扭曲变形吸收了碎片云的部分动能,降低了碰撞后面板时碎片的数量和能量,从而削弱了碎片云对后面板的损伤。16.8 μs 之后,碎片云的动能基本进入稳定状态。

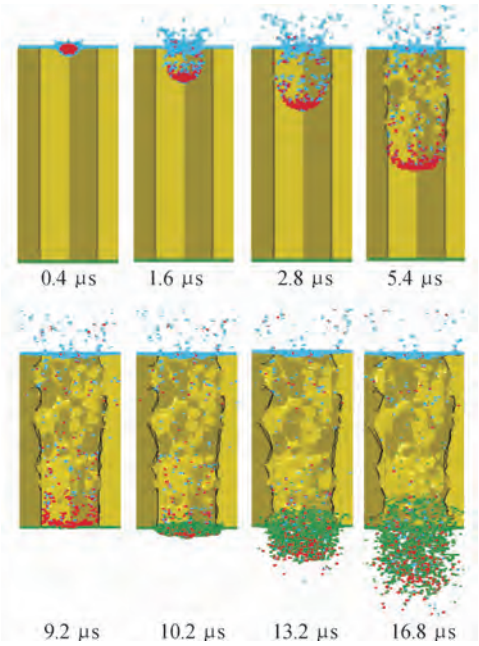

图 4 仿真弹丸超高速碰撞蜂窝夹层板过程

2 最优拉丁超立方试验设计及数值模拟

2.1 最优拉丁超立方试验设计

最优拉丁超立方设计(Optimal Latin hypercube design)改进了随机拉丁超立方设计的均匀性,让因子和响应的拟合更加精确真实,同时使所有的试验点尽量均匀的分布在设计空间,具有非常好的空间填充性和均衡性。图5显示了拉丁超立方随机生成的试验分布与最优拉丁超立方生成的试验点分布。

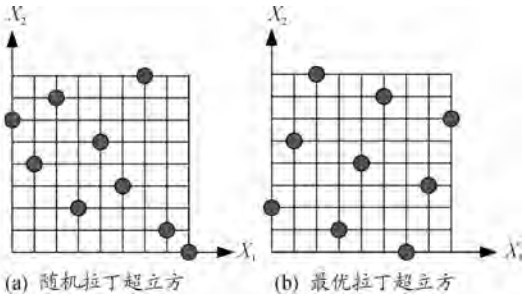

图5 拉丁超立方随机设计和最优设计的试验点分布示意图

2.2 试验设计及仿真结果

在碎片超高速碰撞蜂窝夹层板时,本文主要考虑如何改变蜂窝夹层板的尺寸参数来提升蜂窝夹层板的防护能力。由于前后面板一般采用相同材料及相同厚度,选取蜂窝夹层板主要的4个尺寸参数:前面板厚度 t_f、单蜂窝芯格边长 l_{hc}、蜂窝芯子高度 S、蜂窝芯子壁厚 t_{hc} 作为优化参数,通过调研国内外蜂窝夹层板的规格与尺寸参数范围,确定具体设计变量及其取值范围如表4所示。

表4 蜂窝夹层板结构设计变量及取值范围 mm

设计变量	初始值	上限	下限
前面板厚度 t_f	0.4	0.5	0.2
蜂窝芯子高度 S	35	50	10
单蜂窝芯格边长 l_{hc}	4.76	6	2
蜂窝芯子壁厚 t_{hc}	0.0178	0.08	0.01

本算例涵盖前面板厚度0.2~0.5 mm,蜂窝芯子的高度10~50 mm,单蜂窝芯格的边长10~50 mm,单蜂窝芯格的边长2~6 mm,蜂窝芯子的壁厚0.01~0.08 mm的组合情况,基于最优拉丁超立方法建立了25个样本点构成的设计方案。在弹丸直径2 mm与正入射速度4.57 km/s不变的情况下,对25个样本点进行数值模拟,得到弹丸损失动能的数据,选取部分结果如表5所示。本文中的动能损失是球形弹丸形成碎片云的动能损失,通过LS-PREPOST后处理软件得到初始弹丸动能与球形弹丸形成碎片云后的动能,计算两者之间差值则为动能损失。仿真过程中对大变形的蜂窝芯子壳单元进行了单元删除,最终碎片云的形成主要由后面板破碎形成的碎片云与弹丸破碎后形成的碎片云组成,弹丸的动能损失一定程度上能反映蜂窝芯子的吸能能力。

表5 最优拉丁超立方试验设计及数值模拟值(部分)

编号	t_f/mm	S/mm	l_{hc}/mm	t_{hc}/mm	动能损失/J
1	0.288	35.00	6.00	0.059 6	107.32
2	0.350	30.00	4.00	0.045 0	112.78
3	0.338	26.67	2.33	0.012 9	100.41
4	0.375	45.00	2.50	0.062 5	94.02
5	0.488	33.33	5.67	0.042 1	119.03
6	0.275	21.67	5.50	0.018 8	99.79
7	0.263	48.33	4.17	0.068 3	98.46
8	0.300	46.67	3.17	0.021 7	98.64
9	0.425	0.00	4.50	0.047 9	113.23
10	0.213	41.67	4.83	0.033 3	91.00

3 基于 Kriging 方法的近似模型构建

Kriging方法又称空间局部插值法,最早由南非地质学者Danie Krige提出,是一种以变异函数理论和结构分析为基础,在有限区域内对区域化变量进行无偏最优估计的方法,也是地统计学的主要内容之一。当输入变量数为4时,初始化克里格近似模型至少需要9个设计样本点,上述最优拉丁方试验设计方案中样本数量为25,约为基本数量的278%,有利于提高模型的拟合精度。

建立克里格模型首先要设 x_0 为待估值点,$x_1,x_2,\cdots,x_n$ 为其周围的观察点,观测值相应为 $y(x_1),y(x_2),\cdots,y(x_n)$。未测点的估值记为 $\tilde{y}(x_0)$,它由相邻观测点的已知观测值加权取和求得:

$$\tilde{y}(x_0) = \sum_{i=1}^{N} \lambda_i y(x_i) \tag{1}$$

式中:λ_i 为待定加权系数。

克立格插值的关键就是求解权重系数 λ_i,其必须满足两个条件:

1) 无偏估计。

设估值点的真值为 $y(x_0)$。由于模型空间变异性的存在,$y(x_i)$ 以及 $\tilde{y}(x_0)$,$y(x_0)$ 均可视为随机变量,当为无偏差估计时

$$E[\tilde{y}(x_0) - y(x_0)] = 0 \tag{2}$$

即

$$\sum_{i=1}^{N} \lambda_i = 1 \tag{3}$$

2) 估值 $\tilde{y}(x_0)$ 和真值 $y(x_0)$ 之差的方差最小:

$$D[\tilde{y}(x_0) - y(x_0)] = \min \tag{4}$$

$$D[\tilde{y}(x_0) - y(x_0)] = -\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\lambda_i\lambda_j\gamma(x_i,x_j) + 2\sum_{i=1}^{N}\lambda_i\gamma(x,x_0) \quad (5)$$

式中:$\gamma(x_i,x_j)$表示以 x_i 和 x_j 两点间的距离作为间距 h 时参数的半方差值,$\gamma(x_i,x_0)$则是以 x_i 和 x_0 两点之间的距离作为间距 h 时参数的半方差值。

建立 Kriging 模型后,在优化前为了保证该模型精度足够高对近似模型采用误差平方 R^2(R-Square)进行检验。R^2 可用来衡量近似模型与样本点项符合的程度,其大小在 0~1,R^2 越趋近于 1,越表示近似模型具有高可信度。本文中 R^2 的值为 0.945 85,大于设定的可接受水平 0.9。采用均方根误差 RMSE(Root Mean Square Error)进行检验时,RMS 值为 0.071 5,低于可接受水平 0.2。采用相对平均绝对误差 RAAE(Relative Average Absolute Error)进行检验时,RAAE 值为 0.063 26,低于可接受水平 0.2。采用相对最绝对误差 RMAE(Relative Maximum Absolute Error)进行检验时,RMAE 值为 0.097 92,低于可接受水平 0.3。因此,该模型可信度较高。

在对近似模型进行误差分析的同时,从优化设计域内随机选择两组尽量远离样本点的设计参数建模进行数值模拟,近似模型预测值与仿真值如表 6 所示。球形弹丸动能损失预测值与仿真值的误差小于 3%,在可接受范围之内。

表 6 Kriging 模型随机非样本点检验值

t_f/mm	S/mm	l_{hc}/mm	t_{hc}/mm	动能损失预测值/J	动能损失仿真值/J	误差/%
0.429	26.149	4.759	0.042 6	121.78	118.40	2.8
0.407	23.568	5.299	0.025 3	119.47	118.17	1.3

4 基于 AMGA 算法的蜂窝夹层板结构优化

4.1 AMGA 算法

存档微遗传算法(Archive-Based Micro Genetic Algorithm, AMGA)在进化过程之外设立一个存档,用于保存进化过程中的非支配个体及相应的多目标函数值。对每个子目标分别进行处理,所保存的可行非支配设计即组成最优的 Pareto 前沿。这种算法适用于高度非线性、不连续或非凸及高度约束的搜索空间,方法如下:

1) 通过支配关系选择出当前代种群 $\vec{X}(t)$ 中的非支配个 X^*。

2) 将 X^* 与档案 $\vec{A}(t)$ 中的个体放在一起进行比较:若 X^* 被档案 $\vec{A}(t)$ 中的个体所支配,则 X^* 不能进入档案 $\vec{A}(t)$,若 X^* 与档案 $\vec{A}(t)$ 中的个体无支配关系,则进入档案 $\vec{A}(t)$,若支配档案 $\vec{A}(t)$ 中的某些个体,则进入档案 $\vec{A}(t)$,并剔除那些被支配的个体。档案 $\vec{A}(t)$ 中的个体在进化过程中保持非支配地位。

3) 当准则终止时,档案 $\vec{A}(t)$ 中的解集即为所要求的 Pareto 最优解集的近似解集。

4.2 优化问题描述

在满足超高速碰撞防护性能要求的同时,希望蜂窝夹层板结构的面密度越小越好。蜂窝夹层板结构面密度由前后面板密度、蜂窝芯层密度及粘结层决定,为简化计算,忽略粘结层的质量,因此,正六边形蜂窝夹层板的面密度可表示为:

$$\rho = 2t_f\rho_f + S\rho_{hc} \quad (5)$$

$$\rho_{hc} = \frac{8}{3\sqrt{3}}\frac{t_{hc}\rho_0}{l_{hc}} \quad (6)$$

$$\rho = 2t_f\rho_f + \frac{8}{3\sqrt{3}}\frac{t_{hc}}{l_{hc}}S\rho_0 \quad (7)$$

式中:ρ_f 为前后面板材料的密度;ρ_{hc} 为蜂窝材料的密度;ρ_0 为蜂窝基体材料的密度;ρ 为蜂窝夹层结构的面密度。

针对提高蜂窝夹层板的吸能能力并考虑蜂窝夹层板轻量化要求,根据公式计算得到各样本点蜂窝夹层板的面密度。以最小化蜂窝夹层板结构的面密度、最大化球形弹丸的动能损失作为设计目标进行结构优化设计。该优化问题的数学描述如下:

设计变量:

$$\bar{x} = \{\bar{x}_1,\bar{x}_2,\bar{x}_3,\bar{x}_4\}^{\mathrm{T}} = \{t_f,S,t_{hc},l_{hc}\}^{\mathrm{T}} \quad (8)$$

目标函数:

$$\min_{\bar{x}} \cdot \rho(\bar{x}) = 2t_f\rho_f + \frac{8}{3\sqrt{3}}\frac{t_{hc}}{l_{hc}}S\rho_0 \quad (9)$$

$$\min_{\bar{x}} \cdot E(\bar{x}) \quad (10)$$

约束条件:

$$\bar{x}_L \leqslant \bar{x} \leqslant \bar{x}_U,\ \rho(\bar{x}) \leqslant \rho_{\mathrm{initial}},\ E(\bar{x}) \geqslant E_{\mathrm{initial}} \quad (11)$$

式中:$\bar{x}_L$ 和 $\bar{x}_U$ 分别为设计变量的下限与上限;ρ_{initial} 为初始模型的蜂窝夹层板结构密度;E_{initial} 初始模型的弹丸动能损失。

4.3 优化结果及讨论

蜂窝夹层板的结构参数通过 AMGA 算法进行优化,优化计算获取的 4 组候选分析值如表 7 所示。

对比初始模型的数据与优化后的数据可以看出,通过多目标优化,蜂窝夹层板的吸能能力得到了提升,面密度减小。

其中,方案1的动能损失最小,方案2、方案3虽然蜂窝夹层板吸能能力得到提升,略高于方案4,但蜂窝夹层板的面密度没有得到明显减小。最终选取方案4为最终方案。

表7 多目标优化值

	1	2	3	4
t_f/mm	0.401 92	0.411 16	0.413 96	0.404 7
S/mm	22.811	27.464	25.694	25.228
l_{hc}/mm	4.992 6	4.940 8	4.706 8	4.726 3
t_{hc}/mm	0.027 367	0.020 441	0.020 272	0.020 318
动能损失仿真值/J	116.86	117.55	117.31	117.08
动能损失预测值/J	119.87	119.88	119.82	119.54
误差/%	2.57	1.98	2.14	2.10
ρ/(g·cm^{-2})	0.274 25	0.274 66	0.274 99	0.268 95

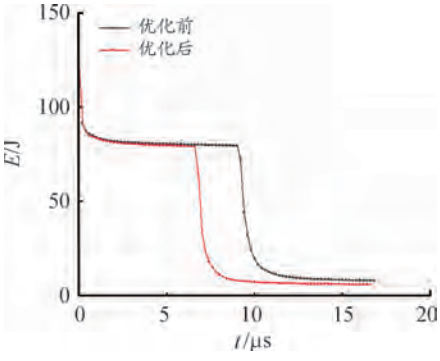

图6 优化前后弹丸动能变化对比

与初始设计相比,优化后占蜂窝夹层板质量比例较大的前后面板厚度略有增加,蜂窝芯子的间距大幅减小,而蜂窝胞壁的厚度略有增加以提升蜂窝夹层板整体的吸能能力。由于减少了蜂窝芯子间距,优化后碎片云更快碰撞到后面板而动能大幅减小,导致了优化前后动能损失的时间节点的差异。弹丸损失的动能与蜂窝夹层板面密度结果表明,采用优化后的结构得到的球形弹丸动能损失率更大,提升了约1.76%。蜂窝夹层板结构的面密度由初始模型的0.275 6 g/cm^2 减少为0.268 95 g/cm^2。

5 结论

1)通过最优拉丁超立方法对蜂窝夹层板的4个尺寸参数进行了试验设计,并利用LS-DYNA软件中SPH-FE方法对25个样本点进行了数值模拟。构建蜂窝夹层板结构多目标设计的Kriging近似模型,经随机点验证表明该模型误差在可接受范围内。

2)基于AMGA算法进行迭代计算,通过对优化前后的数值模拟结果进行对比,发现优化后球形弹丸动能损失增加约1.76%,蜂窝夹层板面密度减少了0.006 65 g/cm^2,提高了蜂窝夹层板结构的吸能能力并满足了轻量化要求。

3)优化后的参数为超高速碰撞下蜂窝夹层板结构的设计提供了理论参考,减少了计算量,提高了优化效率。

参考文献:

[1] 赤坂隆.蜂窝夹层结构[J].玻璃钢资料,1983(5):14-15.

[2] TURNER R J,TAYLOR E A,MCDONNELL J A M,et al. Cost effective honeycomb and multi-layer insulation debris shields for unmanned spacecraft[J]. International Journal of Impact Engineering,2001,26(1):785-796.

[3] TAYLOR E A,GLANVILLE J P,CLEGG R A,et al. Hypervelocity impact on spacecraft honeycomb:Hydrocode simulation and damage laws[J]. International Journal of Impact Engineering,2003,29(1):691-702.

[4] 徐小刚,黄海,贾光辉.蜂窝夹芯板超高速碰撞仿真[J].北京航空航天大学学报,2007(1):21-24.

[5] 贾光辉,刘羽飞.撞击角度对蜂窝夹层板超高速撞击的影响[C]//第十届中日复合材料学术会议论文集.成都:2012.

[6] 黄洁,兰胜威,马兆侠.带隔热层蜂窝夹层结构的超高速撞击特性研究[J].宇航学报,2010,31(8):2043-2049.

[7] 单立,郑世贵,闫军.冰粒超高速撞击蜂窝板的数值模拟研究[J].实验流体力学,2013,28(3):98-103.

[8] 廖高健,陈勇,刘西,等.多孔火山岩超高速撞击蜂窝夹层板试验研究[J].振动与冲击,2018,37(24):18-23.

[9] LIU P,LIU Y,ZHANG X. Internal-structure-model based simulation research of shielding properties of honeycomb sandwich panel subjected to high-velocity impact[J]. International Journal of Impact Engineering,2015,77:120-133.

[10] 贾光辉.航天器结构超高速碰撞数值仿真[M].北京:北京航空航天大学出版社,2017.

[11] 邸德宁,陈小伟.碎片云SPH方法数值模拟中的材料失效模型[J].爆炸与冲击,2018,38(5):948-956.

科学编辑 高玉波 博士(中北大学副教授、硕导)
责任编辑 杨梅梅