

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.01.014

纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体高速冲击损伤分析

方自力¹, 王道坤², 毛春见³, 杨志贤², 张超²

(1. 中国飞行试验研究院, 西安 710089; 2. 江苏大学机械工程学院, 镇江 212013;
3. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 纤维金属板蜂窝夹芯结构作为一种轻质航空结构, 研究其抗鸟体高速冲击性能具有重要的现实意义。本文提出一种基于连续介质损伤力学的有限元模型, 研究鸟体高速冲击下纤维金属板蜂窝夹芯结构的力学行为及损伤机理。采用光滑粒子流体动力学 (Smooth particle hydrodynamics, SPH) 法对鸟体类流体力学行为进行建模; 采用 Johnson-Cook 模型模拟金属层冲击力学响应; 采用三维 Hashin 准则, 考虑应变率效应, 模拟复合材料层板面内损伤演化; 采用界面单元模拟层间分层现象。编写用户材料 VUMAT 子程序, 实现基于 ABAQUS/Explicit 软件平台的数值求解。探讨鸟体速度、蜂窝高度和面板厚度对纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体冲击性能的影响, 分析预应力条件下纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体高速冲击损伤特性, 为夹芯结构鸟体冲击问题数值分析提供一定的参考。

关键词: 纤维金属板夹芯结构; 鸟体冲击; 损伤; 分层; 有限元建模

中图分类号: V231.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2024)01-0134-10

Damage Analysis of Fiber Metal Honeycomb Sandwich Structures Under High Velocity Bird Impact

FANG Zili¹, WANG Daokun², MAO Chunjian³, YANG Zhixian², ZHANG Chao²

(1. Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China; 2. School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China; 3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: It is of great practical significance to study the high velocity bird impact resistance of fiber metal honeycomb sandwich structures as they are lightweight aerospace structures. In this work, a continuum damage mechanics based nonlinear finite element model is developed to study the mechanical behavior and damage mechanics of fiber metal honeycomb sandwich structures subjected to high velocity bird impact. The smooth particle hydrodynamics (SPH) method is employed to model the hydrodynamic behavior of the bird body. The Johnson-Cook model is utilized to capture the damage response of aluminum layer. The 3D Hashin failure criteria are adopted to predict the intra-laminar damage evolution of composites considering the high strain-rate effect. Cohesive elements are incorporated to simulate the inter-laminar delamination phenomena. A user material subroutine VUMAT is coded and implemented to obtain the numerical solution based on the ABAQUS/Explicit solver. The effects of bird velocity, honeycomb height and plate thicknesses on the bird impact properties of fiber metal honeycomb sandwich structures are discussed and the damage characteristics

基金项目: 江苏省自然科学基金 (BK20231319); 航空航天结构力学及控制全国重点实验室开放课题 (MCAS-E-0124G03)。

收稿日期: 2023-11-09; **修订日期:** 2024-01-28

通信作者: 张超, 男, 博士, 副教授, E-mail: zhangchao@uj.s.edu.cn。

引用格式: 方自力, 王道坤, 毛春见, 等. 纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体高速冲击损伤分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(1): 134-143. FANG Zili, WANG Daokun, MAO Chunjian, et al. Damage analysis of fiber metal honeycomb sandwich structures under high velocity bird impact [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(1): 134-143.

are analyzed in detail in pre-stress conditions. This study provides a proper reference for numerical study on bird impact problems of other sandwich structures.

Key words: fiber metal sandwich structure; bird impact; damage; delamination; finite element modeling

纤维金属层板(Fiber metal laminate, FML)综合了纤维复合材料和金属材料的特点,弥补了单一复合材料和金属材料的不足。由FML和蜂窝结构组成的纤维金属板蜂窝夹芯结构具有质量轻、比强度高、疲劳寿命长和抗冲击性能好等优良特性,常应用于飞机外露部件,如机翼前缘等。

与刚性撞击不同,鸟类撞击是一种软体撞击事件,鸟类在高速撞击下具有类流体特征。撞击行为主要由4个时期组成:初始冲击、冲击衰减、稳定流动和压力衰减^[1]。鸟类撞击引起的损伤,如金属塑性破坏、纤维断裂、基体开裂和层间分层,将大大降低纤维金属板蜂窝夹芯结构的剩余力学性能。飞机在飞行期间可能会遇到瞬时鸟撞事件,这将严重威胁到航空安全。因此,研究纤维金属板蜂窝夹芯结构在鸟体高速冲击下的结构响应和破坏行为具有重要的现实意义。

鸟体撞击实验研究成本高,不仅耗时而且受到特定物理条件限制,但也是研究复合材料结构冲击响应和破坏机理最直接的方案。Guida等^[2]对C27J全尺寸无肋复合材料前缘进行了鸟击实验,结果表明鸟击位置对结构损伤具有明显影响。Liu等^[3]对铝制双板进行了鸟击实验研究,在这个实验中,禽类被用来作为替代鸟类的弹丸。然而,真正的鸟类撞击实验总是具有高成本和低可重复性。在鸟体冲击实验中,使用软质材料作为鸟类的替代物在航空领域被广泛采用。文献[4]采用明胶和橡胶弹丸来代替真实鸟类以研究铝和夹层玻璃的软冲击问题。此外,霍雨佳^[5]采用明胶鸟体撞击复合材料蜂窝夹芯平板并对其进行了动态响应分析。

数值模拟是解决瞬态软体冲击问题的一种低成本、高效和可靠分析技术。鸟体高速冲击的类流体特征是鸟体冲击问题数值模拟的主要挑战。为了处理大变形问题,通常使用两种方法来模拟鸟体撞击的类流体行为,即耦合的欧拉-拉格朗日(Coupled Eulerian-Lagrangian, CEL)方法和光滑粒子流体力学(Smooth particle hydrodynamics, SPH)方法。在文献[6-7]中,使用CEL方法研究了典型大型客机内侧襟翼结构和复合材料机翼的鸟体撞击损伤。文献[8]则采用SPH方法研究了鸟体对复合材料机翼襟翼结构的冲击响应。然而,所得到的数值结果会因所使用的数值方法而存在一定的差异^[9]。此外,鸟体几何形状对模拟结果也有重要影

响,鸟体形状通常被模拟为圆柱形、中间圆柱形两端半球形、椭圆形和球形^[10-14]。

目前,对于鸟体高速冲击问题,国内外学者进行了一定的实验和模拟工作。但对于鸟体冲击纤维金属板蜂窝夹芯结构的研究鲜有报道,对其复合材料结构在高速冲击下应变率效应的认识不足,相关的数值模拟和分析工作仍需进一步深入。本文基于考虑应变率效应的复合材料本构模型,编写VUMAT子程序,对不同蜂窝高度、不同面板厚度纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体冲击动态响应进行模拟,并分析不同预载下纤维金属板蜂窝夹芯结构损伤特性,为夹芯结构鸟体冲击问题数值分析提供了一定的参考。

1 损伤本构模型

1.1 金属本构模型

Johnson-Cook模型适用于许多材料,包括绝大多数金属的高应变率变形,其塑性模型表达式为

$$\bar{\sigma} = \left[A + B(\bar{\epsilon}^{pl})^n \right] \left[1 + C \ln \left(\frac{\dot{\bar{\epsilon}}^{pl}}{\dot{\epsilon}_0} \right) \right] (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

式中: A 、 B 、 $\bar{\epsilon}^{pl}$ 、 n 、 C 、 $\dot{\bar{\epsilon}}^{pl}$ 、 $\dot{\epsilon}_0$ 、 T^* 、 m 依次为屈服应力强度、应变强化参数、等效塑性应变、应变强化指数、应变率敏感系数、等效塑性应变率、参考应变率、无量纲化温度以及温度软化系数。

失效模型的表达式为

$$\bar{\epsilon}_f^{pl} = \left[d_1 + d_2 \exp \left(d_3 \frac{p}{q} \right) \right] \left[1 + d_4 \ln \left(\frac{\dot{\bar{\epsilon}}^{pl}}{\dot{\epsilon}_0} \right) (1 + d_5 T^*) \right] \quad (2)$$

式中: $d_1 \sim d_5$ 为在参考温度 T_r 之下测得的失效参数; p 为压应力, q 为Mises应力。当损伤参数 $D = \sum (\Delta \bar{\epsilon}^{pl} / \bar{\epsilon}_f^{pl})$ 累积达到1时,材料失效。

1.2 鸟体本构模型

在高速冲击过程中,由于鸟体内产生的应力明显高于其自身强度,会出现类似流体的流动特征。在此冲击速度下,决定冲击响应的是材料密度,而不是材料的强度^[1]。Mie-Grüneisen状态方程是一个水动力材料的模型,常常被用于描述高速冲击下鸟体的材料属性。在此模型中,材料的体积强度是通过状态方程确定的。Mie-Grüneisen状态方程的线性表达式为

$$P = \frac{\rho_0 c_0^2 \eta}{(1 - s\eta)^2} \left(1 - \frac{\Gamma_0 \eta}{2} \right) + \Gamma_0 \rho_0 E_m \quad (3)$$

式中： Γ_0 为材料常数； ρ_0 为参考密度； $\eta = 1 - \rho_0/\rho$ 为名义体积压缩应变； E_m 为单位质量内能。这种形式已经被用于一些鸟击的研究中^[1,6,15]。4个材料参数： ρ_0, c_0, s, Γ_0 ，如表1所示。

表1 EOS材料参数^[6,15]

Table 1 EOS material parameters^[6,15]

$\rho_0/(\text{t}\cdot\text{mm}^{-3})$	$c_0/(\text{mm}\cdot\text{s}^{-1})$	s	Γ_0
950	1 480 000	0	0

1.3 单向复合材料损伤本构模型

对于碳纤维和基体，其应力-应变关系可以表示为

$$\sigma_f = E_f \epsilon \quad (4)$$

$$\sigma_m(t) = \int_0^t E_r(t-\tau) \dot{\epsilon} d\tau \quad (5)$$

式中： E_f, E_r 分别为纤维弹性模量和基体松弛模量； $\dot{\epsilon}$ 为应变率。

在常应变率下 E_r 的具体表达式由 Karim 等^[16]给出

$$E_r(t) = E_m + E_1 e^{-\frac{tE_1}{\eta_1}} + E_2 e^{-\frac{tE_2}{\eta_2}} \quad (6)$$

式中： E_m 基体弹性模量； E_1, E_2 则为 Maxwell 体中弹性系数； η_1, η_2 为 Maxwell 体中阻尼系数。

基于等应变假设，对于单向纤维增强复合材料的轴向力学行为，有

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_{11}(t) &= \int_0^t E_{11}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau = V_f E_{11} \epsilon_{11} + \\ &(1 - V_f) \int_0^t E_r(t-\tau) \dot{\epsilon}_{11} d\tau \end{aligned} \quad (7)$$

式中： E_{11}, V_f 分别为纤维轴向弹性模量和纤维体积含量。

当应变率 $\dot{\epsilon}_0$ 一定时，将式(6)代入式(7)，且 $t = \epsilon_{11}/\dot{\epsilon}_0$ ，积分可得

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_{11}(\epsilon_{11}) &= (E_{11} V_f + E_m (1 - V_f)) \epsilon_{11} + \\ &E_1 V_m \theta_{e1} \dot{\epsilon}_0 \left(1 - e^{-\frac{\epsilon_{11}}{\dot{\epsilon}_0 \theta_{e1}}} \right) + E_2 V_m \theta_{e2} \dot{\epsilon}_0 \left(1 - e^{-\frac{\epsilon_{11}}{\dot{\epsilon}_0 \theta_{e2}}} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

式中： $\dot{\epsilon}_0$ 为常应变率； $\theta_{e1} = \eta_1/E_1, \theta_{e2} = \eta_2/E_2$ 为 Maxwell 体的松弛时间； $V_m = 1 - V_f$ 。

同理，可得单向复合材料在其他主方向上的应力-应变关系，具体表达式详见文献[16]。

单向纤维增强复合材料率相关三维本构关系可表示为

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = U^{-1} \begin{bmatrix} \int_0^t E_{11}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \\ \int_0^t E_{22}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \\ \int_0^t E_{22}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \\ \int_0^t G_{23}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \\ \int_0^t G_{12}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \\ \int_0^t G_{12}(t-\tau) \dot{\epsilon}(\tau) d\tau \end{bmatrix} = U^{-1} \begin{bmatrix} \bar{\sigma}_{11} \\ \bar{\sigma}_{22} \\ \bar{\sigma}_{33} \\ \bar{\sigma}_{23} \\ \bar{\sigma}_{31} \\ \bar{\sigma}_{12} \end{bmatrix} \quad (9)$$

复合材料损伤判据采用三维 Hashin 失效准则。考虑应变率对强度参数的影响，则

$$S^0 = S_r^0 \left(1 + \xi \ln \frac{|\dot{\epsilon}|}{\dot{\epsilon}_0} \right) \quad (10)$$

式中： S^0 为当前应变率下的强度； ξ 为应变率修正系数； S_r^0 为参考应变率 $\dot{\epsilon}_0$ 下的强度。

在整个冲击过程中，当复合材料层出现损伤后，纤维和基体的弹性模量和剪切模量会进行不同程度的折减，折减方案如表2所示。

表2 材料刚度折减方案

Table 2 Material stiffness reduction scheme

失效模式	刚度折减系数					
	E_{f1}	E_{f2}	G_{f12}	G_{f23}	E_m	G_m
纤维拉伸失效	0.01	0.2	0.01	1	1	1
基体拉伸失效	1	0.2	0.2	0.2	0.01	0.01
纤维压缩失效	0.01	0.2	0.01	1	1	1
基体压缩失效	1	0.2	0.2	0.2	0.01	0.01

1.4 层间损伤模型

为了模拟鸟体冲击下纤维金属层板的层间分层现象，引入了双线性 Traction-Separation 界面本构模型。界面未损伤时，其响应为线弹性响应，损伤后则采用线性损伤演化。

$$\begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (1-d) K_{nn} \langle t_n \rangle / t_n & 0 & 0 \\ 0 & (1-d) K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中： t_n 为法向应力； t_s, t_t 为两个切向应力； δ_n 为法向相对位移； δ_s, δ_t 则为两个切向的相对位移； d 为当损伤发生时的损伤变量。

损伤起始准则如下

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (12)$$

式中： t_n^0 为法向界面强度； t_s^0, t_t^0 则为两个切向的界面强度。

2 有限元模型

2.1 鸟体冲击纤维金属板蜂窝夹芯结构有限元模型

纤维金属板蜂窝夹芯结构鸟体高速冲击有限元模型如图 1 所示。该夹芯结构由上面板、芯层以及下面板组成。其中上面板为纤维金属层板,芯层为 Nomex 蜂窝,下面板为铝合金层板。该夹芯结构的整体尺寸为 500 mm×500 mm,四周采用固支边界条件。鸟体模型采用长径比为 2:1 的两端半球形中间圆柱形模型,质量为 1.0 kg,以 90°方向垂直冲击该夹芯结构。在鸟体冲击的过程中,该夹芯

结构的损伤主要集中在中心区域,因此为了保证计算效率,提高收敛性,在中心区域细化网格,从外向中心网格由疏到密。鸟体与该夹芯板之间采用“通用接触”,接触属性设置为无摩擦的“硬接触”。纤维金属层板采用典型的 CRALL3/2 结构,由两层 0.5 mm 厚 T700s 纤维的复合材料层和 3 层 0.3 mm 厚的 AL 2024-T3 组成。其中复合材料层由 4 层单向纤维增强复合材料层组成(每层 0.125 mm),按 [0°/45°/-45°/90°] 方式交叉铺层。图 1 中 CFRP 为复合材料层。

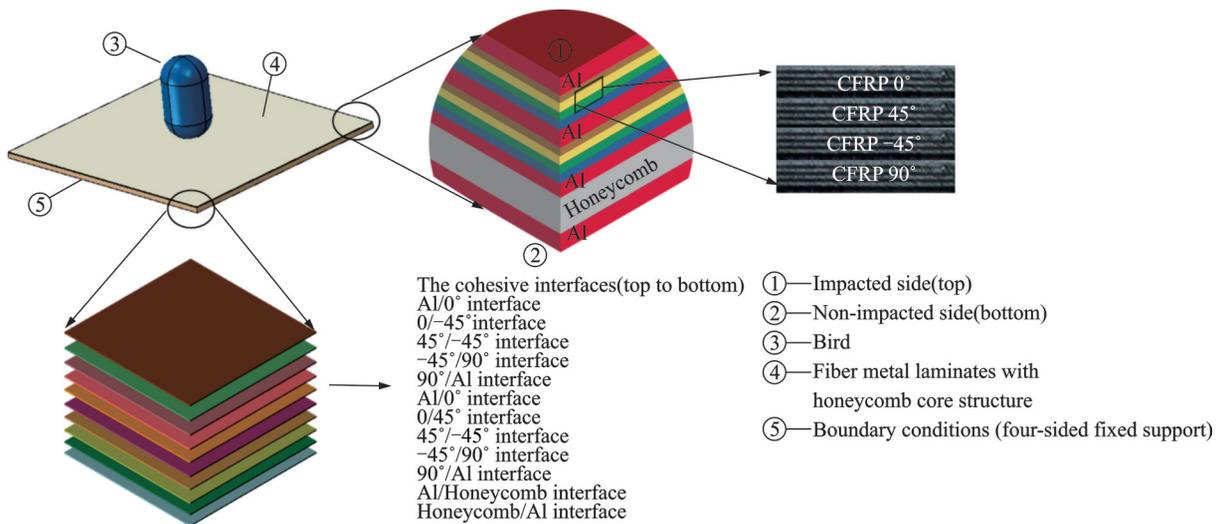


图 1 纤维金属板蜂窝夹芯结构图

Fig.1 Schematic diagram of fiber metal honeycomb sandwich structure

在工程领域通常将传统的蜂窝结构等效为均匀的各向异性材料,以克服其离散和不均匀性所带来的计算和分析困难。因此芯层蜂窝采用等效蜂窝模型,以简化计算,提高效率。基于文献[17]的力学性能实验,得到 Nomex 蜂窝各个方向的材料参数,见表 3。为了更加真实的模拟纤维金属板蜂窝夹芯结构的层间分层现象,在层与层之间插入了 0 厚度的 cohesive 界面单元。在冲击模拟过程中,当损伤变量大于 1 时,损伤单元就会被删除。单向纤维复合材料和界面的材料参数由表 4 和表 5 给出,Al 2024-T3 的材料参数由表 6 给出。

表 3 Nomex 蜂窝材料参数

材料参数	数值	材料参数	数值
$\rho_b / (\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	48	G_{LT} / MPa	19
E_L / MPa	0.5	G_{WT} / MPa	10
E_w / MPa	0.3	G_{LW} / MPa	0.21
E_T / MPa	79	ν	0.33

表 4 单向复合材料参数^[16,18-19]

Table 4 Material parameters of unidirectional composites^[16,18-19]

参数	值	参数	值
E_{11} / GPa	230	G_2 / GPa	0.041
$E_{12} = E_{13} / \text{GPa}$	15	θ_{g2} / ms	12 000
$G_{112} = G_{113} / \text{GPa}$	2.35	$\rho_c / (\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1 570
G_{123} / GPa	24	V_f	0.6
E_m / GPa	2.31	$\mu_{12} = \mu_{13}$	0.28
E_1 / GPa	0.971	μ_{23}	0.36
E_2 / GPa	0.104	c	0.01
θ_{e1} / ms	0.041	X_T / MPa	2 550
θ_{e2} / ms	121 000	X_C / MPa	1 050
G_m / GPa	0.857	Y_T / MPa	71
G_1 / GPa	0.401	Y_C / MPa	132
θ_{g1} / ms	0.077	S / MPa	75

表 5 界面单元材料参数^[20]

Table 5 Material parameters of interface elements^[20]

参数	值	参数	值
$\rho_i / (\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1 440	$S = T / \text{MPa}$	183
k / GPa	1 000	$G_{1c} / (\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	0.3
N / MPa	80	$G_{11c} = G_{11c} / (\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	0.6

表6 Al 2024-T3材料参数^[18]

Table 6 Material parameters of Al 2024-T3^[18]

参数	值	参数	值
$\rho_{Al}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	2780	T_r/K	293
E/GPa	72.4	T_m/K	775
μ	0.33	d_1	0.112
A/MPa	369	d_2	0.123
B/MPa	684	d_3	1.5
C	0.00111	d_4	0.007
n	0.73	d_5	0
m	0		

2.2 高速冲击损伤分析流程

本文通过编写用户定义子程序 VUMAT, 将材料的损伤本构模型引入 ABAQUS/Explicit 模块进行数值求解。图 2 给出了鸟体高速冲击纤维金属板蜂窝夹芯结构的具体分析流程。

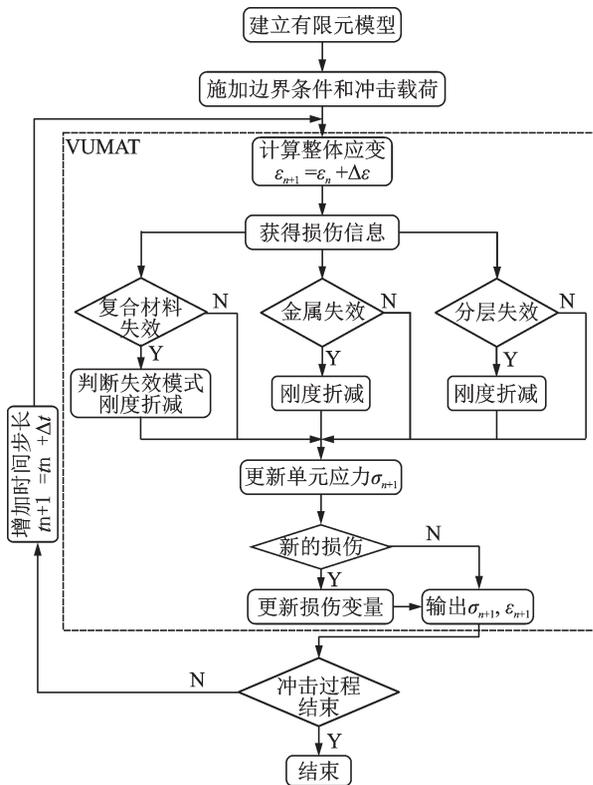


图2 鸟体高速冲击数值分析流程图

Fig.2 Flow chart of high velocity bird impact analysis

3 分析与讨论

为了详细研究纤维金属板蜂窝夹芯结构在鸟体高速冲击下的动态响应和损伤特征, 本节对不同纤维金属板蜂窝夹芯结构(见表7), 在 1 kg 鸟体以不同速度(140 m/s, 180 m/s)冲击下的数值结果进行了对比分析。

表7 不同纤维金属板蜂窝夹芯结构

Table 7 Different configurations of fiber metal honey-comb sandwich structures

名称	上面板(FMLs) 蜂窝高 下面板厚 铺层结构 度/mm 度/mm		
FML1.9/Honeycomb6	Al/[0°/±45°/	6	0.3
FML1.9/Honeycomb12	90°]/Al/[0°/	12	0.3
FML1.9/Honeycomb18	±45°/90°]/Al	18	0.3
FML2.9/Honeycomb6	Al/[0°/±45°/	6	0.3
FML2.9/Honeycomb12	90°] _s /Al/[0°/	12	0.3
FML2.9/Honeycomb18	±45°/90°] _s /Al	18	0.3

3.1 不同面板厚度冲击分析

在纤维金属板蜂窝夹芯结构中, 纤维金属层板对整个夹芯结构起着重要的承载作用。因此, 为了研究纤维金属层板厚度对夹芯结构鸟体冲击的影响, 本节选取了表7中厚度分别为 1.9 mm 和 2.9 mm 的两种铺层结构的纤维金属层板作为夹芯结构的上面板, 并对其蜂窝夹芯结构在鸟体冲击下的动态响应进行研究。在整个冲击过程中, 由于鸟体冲击力的作用, 纤维金属板蜂窝夹芯结构由中心逐渐向四周凹陷, 直到鸟体动能不足以使夹芯结构继续弯曲, 夹芯结构开始回弹, 最终产生不可逆的塑性损伤。图3为两种不同厚度的纤维金属板作为夹芯结构上面板时, 鸟体分别以 140 m/s 和 180 m/s 的速度冲击该结构的位移云图。可发现速度为 140 m/s 时, 两种厚度的纤维金属板蜂窝夹芯结构并没有被冲破, 且上面板厚度越大夹芯结构中心点位移越小。随着冲击速度增加到 180 m/s 时, 上面板厚度较小的夹芯结构被完全冲破, 失去了承载能力, 而上面板厚度较大的夹芯结构虽然产生了损伤但并没有被完全冲破, 还有一定的承载能力。

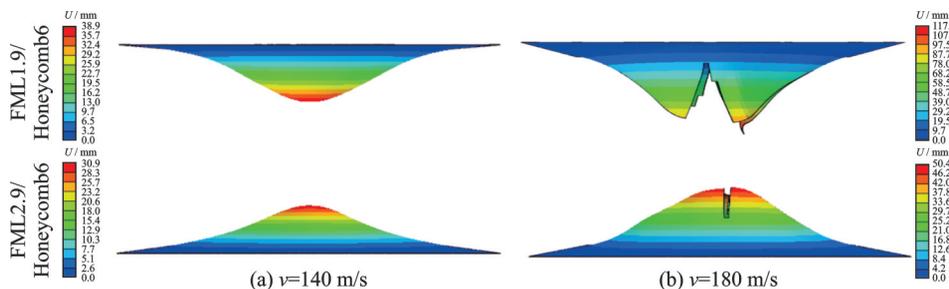


图3 FML1.9/Honeycomb6 和 FML2.9/Honeycomb6 在不同冲击速度下位移云图

Fig.3 Displacement maps of FML1.9/Honeycomb6 and FML2.9/Honeycomb6 under different impact velocities

对于 FML1.9/Honeycomb6 夹芯结构,如图 4 所示。随着鸟体冲击速度增加到 180 m/s,中心区域层间分层增大,基本呈椭圆分布。复合材料层中心区域伴随着基体大面积开裂,纤维开始大面积发生脆性断裂,纤维金属层板承载能力迅速下降,夹芯板弯曲变形增大,铝合金层发生断裂现象,致使夹芯结构被完全穿透,失去承载能力。对于 FML2.9/Honeycomb6 夹芯结构,如图 5 所示。该夹芯结构上下面板都发生了断裂损伤,但并未穿透。层间损伤基本成椭圆形,分布在中心

区域,复合材料出现明显的纤维断裂和基体损伤。对比图 4 和图 5,可以发现,当把纤维金属层板中复合材料层数由 8 层增加 16 层时,夹芯结构的承载能力明显增强,FML2.9/Honeycomb6 中的复合材料层并没有像 FML1.9/Honeycomb6 中发生大面积的断裂从而导致失去承载能力。同时,由于 FML2.9/Honeycomb6 并没有被穿透,故其层间分层的面积相较于 FML1.9/Honeycomb6 较小,且离冲击位置最近的 Al/0° 层间损伤最大。

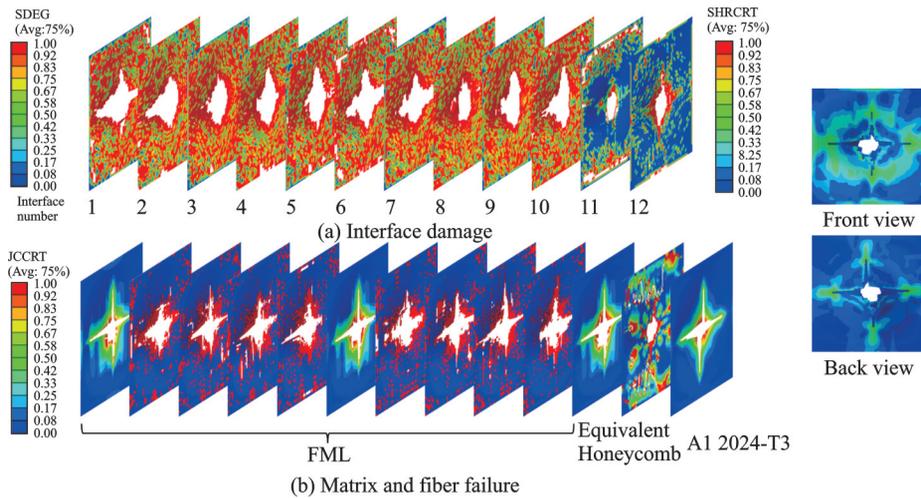


图 4 FML1.9/Honeycomb6 在 180 m/s 冲击速度下的损伤预测
Fig.4 Damage prediction of FML1.9/Honeycomb6 at 180 m/s impact velocity

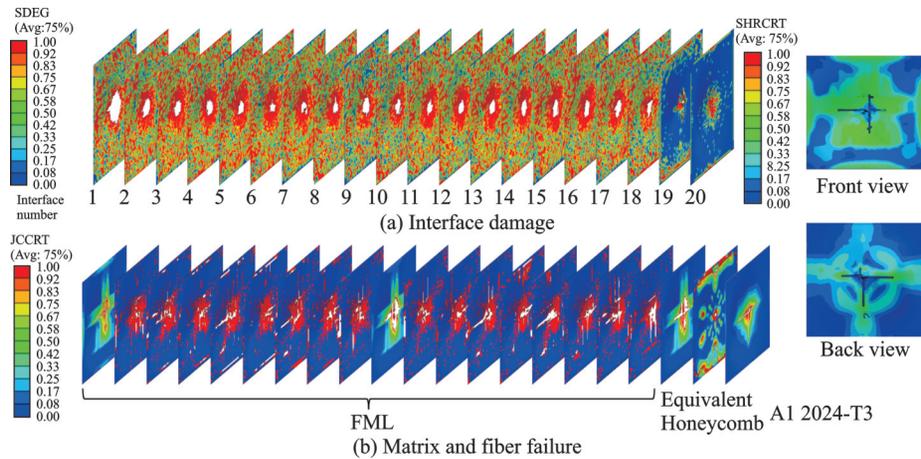


图 5 FML2.9/Honeycomb6 在 180 m/s 冲击速度下的损伤预测
Fig.5 Damage prediction of FML2.9/Honeycomb6 at 180 m/s impact velocity

3.2 不同芯层高度冲击分析

图 6 为不同蜂窝芯层高度的纤维金属板蜂窝夹芯结构的中心点位移随时间变化图,其中图 6 (a,b)为上面板厚度为 1.9 mm 的纤维金属板蜂窝夹芯结构分别在 140 m/s 和 180 m/s 的冲击速度下的中心点位移随时间变化历程;而图 6(c,d)则为上面板厚度为 2.9 mm 的纤维金属板蜂窝夹芯结构分别在 140 m/s 和 180 m/s 的冲击速度下的

中心点位移随时间变化历程。从图 6 中可以看到,纤维金属板蜂窝夹芯结构在鸟体高速冲击下,弯曲变形逐渐增大,在 1.5 ms 左右达到最大值,随后鸟体的残余动能不足使纤维金属板蜂窝夹芯结构继续发生弯曲变形,纤维金属板蜂窝夹芯结构开始进入回弹阶段。不难发现,在保持冲击速度和纤维金属层板厚度不变的条件下,随着蜂窝芯层高度增加,纤维金属板夹芯结构的整体刚度得

到加强,其弯曲变形更小。如图6(a)所示,在蜂窝高度为6 mm时,其中心处位移最大为48 mm,当把蜂窝芯层的高度增加到18 mm时,其中心处位移最大为40 mm,整体刚度提高了约17%。随着冲击速度增加到180 m/s,如图6(b)所示,该夹芯结构被完全冲破失去承载能力,在蜂

窝高度为6 mm时,其中心处位移最大为122 mm。当蜂窝芯层的高度增加到18 mm时,其中心处最大位移为109 mm,整体刚度提高了约10%。因此,受鸟体冲击时,增加纤维金属板蜂窝夹芯结构中蜂窝芯的高度可以有效的提高该夹芯结构的整体弯曲刚度。

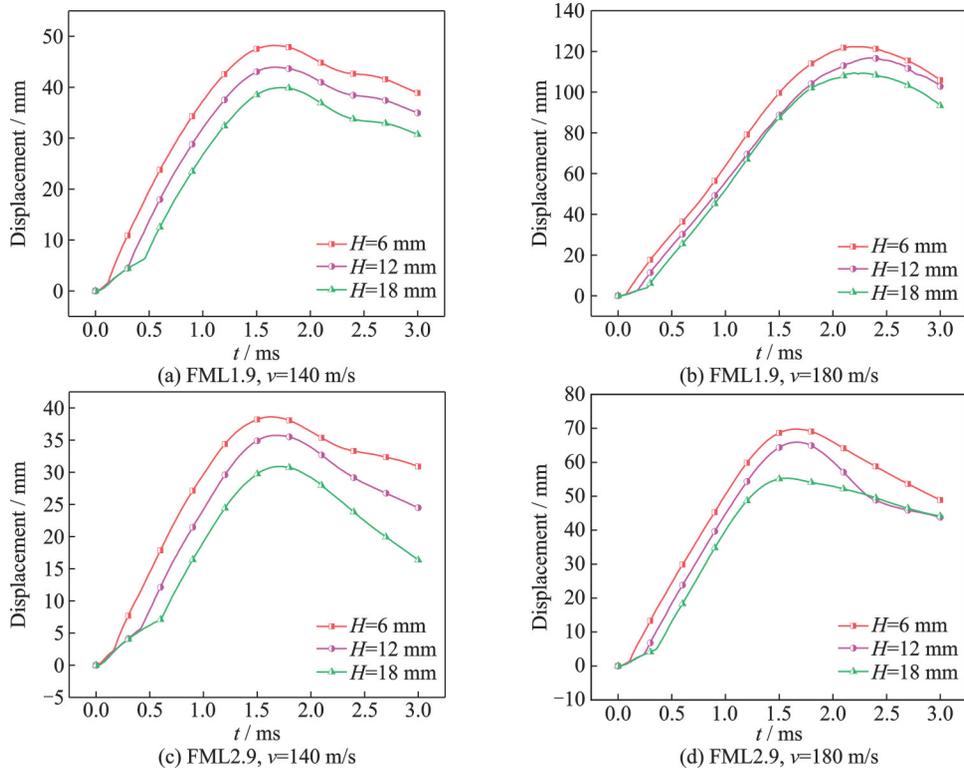


图6 不同蜂窝芯层高度的纤维金属板蜂窝夹芯结构中心点位移变化历程

Fig.6 Displacement variation of the center point of fiber metal honeycomb sandwich structures with different honeycomb heights

3.3 能量吸收分析

鸟体以不同速度冲击不同纤维金属板蜂窝夹芯结构的能量吸收情况,如图7所示。其中图7(a, b)为上面板厚度为1.9 mm的纤维金属蜂窝夹芯结构分别在140 m/s和180 m/s冲击速度时上下面板及蜂窝芯层能量吸收统计图;而图7(c, d)则为上面板厚度为2.9 mm的纤维金属板蜂窝夹芯结构分别在140 m/s和180 m/s冲击速度时上下面板及蜂窝芯层能量吸收统计图。可以发现,来自鸟体冲击的大部分能量,被上面板吸收,因此上面板是该夹芯结构的主要承载结构。与上面板吸收的能量相比,蜂窝芯层吸收能量最少,下面板次之。同时不难发现,蜂窝芯层吸收的能量和上面板吸收的能量随着蜂窝芯层高度的增加而增加,而下面板吸收的能量则随着蜂窝芯层高度的增加而减小。这可能是由于蜂窝芯层的刚度相对于上、下面板较小,当鸟体冲击该夹芯结构时,冲击力迅速传递到蜂窝芯

层,而高度越高的蜂窝芯层其形变越大,从而进一步增大上面板形变,导致上面板和蜂窝芯层吸收能量随蜂窝芯层高度的增加而增加。而增加蜂窝芯层的高度可以有效提高该夹芯结构的整体弯曲刚度,因此下面板相较于上面板和芯层发生较小的形变,从而使下面板吸收能量随蜂窝芯层高度的增加而减小。结合图6和图7可以看出,随着冲击速度的增加,夹芯结构整体的形变增大,从而使夹芯结构的上下面板及蜂窝芯层的吸收能量增加。而在相同冲击速度下,增加上面板的厚度使夹芯结构整体形变减小,从而使夹芯结构上下面板和芯层吸收能量减小。

3.4 预应力下冲击分析

为了模拟航空结构真实应力条件,对纤维金属板蜂窝夹芯结构分别施加2、4和6 mm的拉伸和压缩位移,研究鸟体高速冲击下含预应力纤维金属蜂窝夹芯结构的动态响应,讨论预应力对冲击响应的影

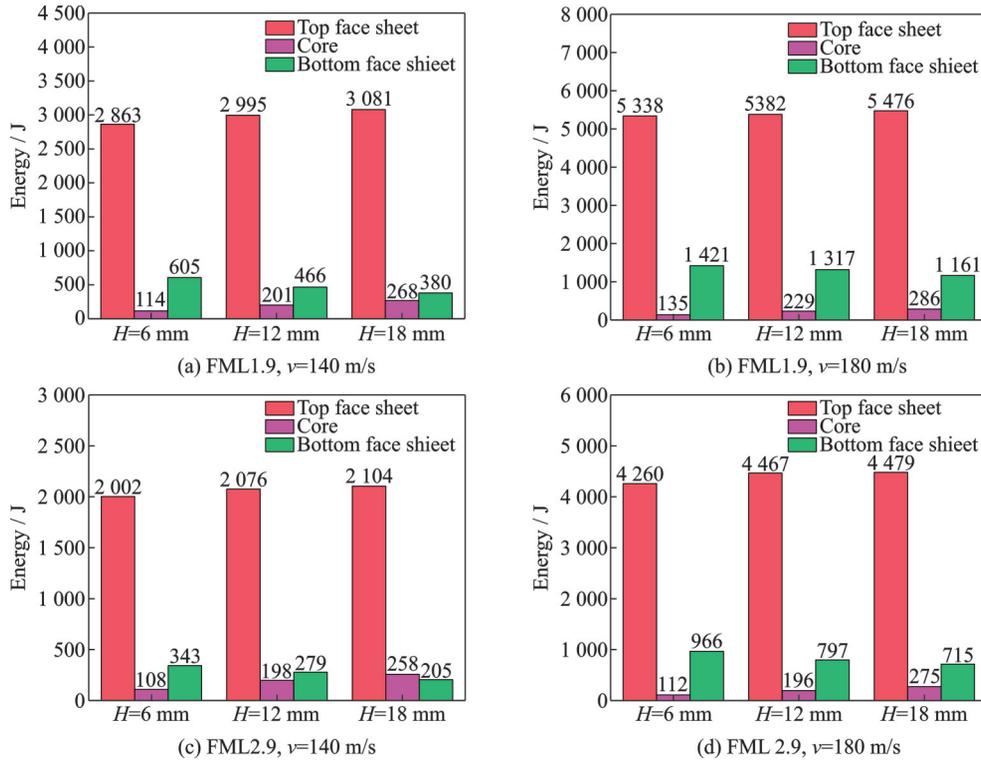


图 7 不同冲击速度下不同纤维金属板蜂窝夹芯结构能量吸收

Fig.7 Energy absorption of different fiber metal honeycomb sandwich structures under different impact velocities

响。在上述拉伸和压缩位移下,夹心结构未出现屈曲失效和强度损伤,这表明预应力设置在合理范围内。

在不同拉伸、压缩预应力下,鸟体以 140 m/s 的速度冲击纤维金属板蜂窝夹芯结构(FML1.9/Honeycomb6)时,其复合材料层(layer3)的损伤状态如图 8 所示。可以看到,在无预应力条件下,复合材料层纤维和基体损伤主要集中在中心区域。随着拉伸预载增加到 2 mm 时,纤维和基体损伤进一步增加。当拉伸预载增加到 4 mm 时,伴随着基体大面积的开裂,纤维断裂面积增加,该夹芯结构从中心区域被鸟体穿透,失去承载能力。进一步将预载增加到 6 mm,该复合材料层基体基本完全损

伤。与拉伸预应力不同,在压缩预应力下,该夹芯结构并没有被穿透,失去承载能力其复合材料层基体出现大面积损伤,但纤维损伤并不严重。因此相比于拉伸预应力,其在压缩预应力下的抗冲击性能表现更好。图 9 为不同拉伸、压缩预载条件下,该夹芯结构各个复合材料层的基体损伤面积。可以看到,无论是拉伸还是压缩预载,复合材料层基体损伤面积随着预应力的增大而增大。对比图 9(a)和图 9(b),不难发现,相比于 2 mm 拉伸预载,在 2 mm 压缩预载下,该夹芯结构复合材料层基体损伤面积陡然增加,因此,复合材料层中基体损伤对压缩预应力下冲击更加敏感。

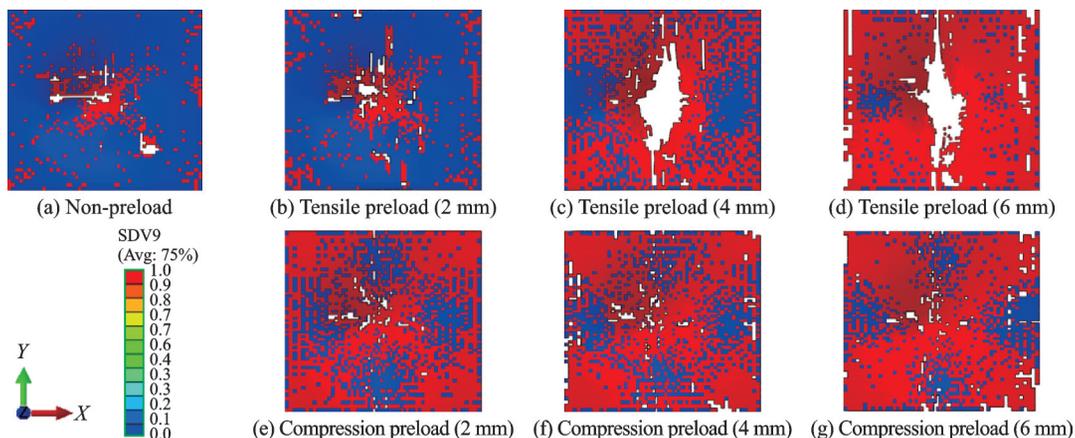


图 8 FML1.9/Honeycomb6 在不同预载下受鸟体以 140 m/s 的速度冲击后复合材料层损伤状态

Fig.8 Damage state of FML1.9/Honeycomb6 composite layer in different preloads after 140 m/s bird impact

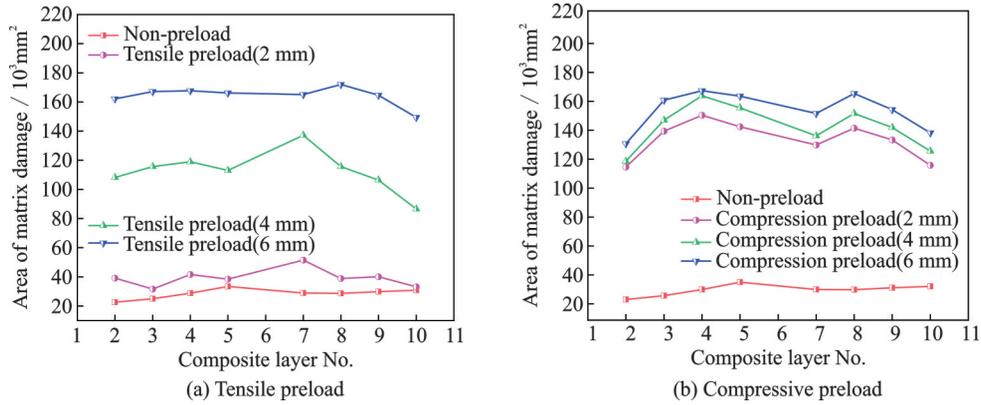


图9 FML1.9/Honeycomb6在不同预载下受鸟体以140 m/s的速度冲击后复合材料层基体损伤面积

Fig.9 Matrix damage area of FML1.9/Honeycomb6 composite layer in different preloads after 140 m/s bird impact

4 结 论

(1) 对于纤维金属板蜂窝夹芯结构,纤维金属层板是主要的冲击承载结构,增加上面板复合材料的层数可以有效的提高其冲击防护能力;而增加蜂窝芯层的高度,则可以提高该夹芯结构的整体弯曲刚度,降低冲击中心点位移。

(2) 在相同的鸟体冲击速度下,夹芯结构上面板吸收的能量最多,下面板次之,蜂窝芯层吸收能量最少。蜂窝芯层吸收的能量和上面板吸收的能量随着蜂窝芯层高度的增加而增加,而下面板吸收的能量则随着蜂窝芯层高度的增加而减小。

(3) 与无预应力冲击相比,在拉伸预应力下,该夹芯结构抗冲击承载能力下降。在预应力条件下,压缩预应力下的抗冲击性能优于拉伸预应力下的抗冲击性能。夹芯结构各复合材料层基体损伤面积随着预应力的增大而增大,且基体损伤对压缩预应力下冲击更加敏感。

(4) 所建有限元模型能够有效模拟鸟体高速冲击下的类流体特征、复合材料层板应变率效应和层内、层间损伤过程,且建模方法和所采用的损伤模型具有良好的通用性,本文研究结果可为夹芯结构鸟体冲击问题数值分析提供一定的参考。

参考文献:

- [1] HEIMBS S. Computational methods for bird strike simulations: A review[J]. Computers & Structures, 2011, 89(23/24): 2093-2112.
- [2] GUIDA M, MARULO F, MEO M, et al. Certification by birdstrike analysis on C27J fullscale ribless composite leading edge[J]. International Journal of Impact Engineering, 2013, 54: 105-113.
- [3] LIU J, LIU Z, HOU N. An experimental and numerical study of bird strike on a 2024 aluminum double plate[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2018, 32(1): 40-49.
- [4] ZHOU J, LIU J, ZHANG X, et al. Experimental and numerical investigation of high velocity soft impact loading on aircraft materials[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 90: 44-58.
- [5] 霍雨佳. 鸟撞复合材料蜂窝夹芯平板动响应分析[J]. 航空材料学报, 2021, 41(6): 81-88. HUO Yujia. Dynamic response analysis on bird impacted composite honeycomb sandwich structure[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(6): 81-88.
- [6] SMOJVER I, IVANCEVIC D. Bird strike damage analysis in aircraft structures using Abaqus/Explicit and coupled Eulerian Lagrangian approach[J]. Composites Science and Technology, 2011, 71(4): 489-498.
- [7] SAPUTO S, SELITTO A, RICCIO A, et al. Crashworthiness of a composite wing section: Numerical investigation of the bird strike phenomenon by using a coupled Eulerian-Lagrangian approach[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2019, 28(6): 3228-3238.
- [8] ORLANDO S, MARULO F, GUIDA M, et al. Bird strike assessment for a composite wing flap[J]. International Journal of Crashworthiness, 2017, 23(2): 219-235.
- [9] GUIDA M, MARULO F, MEO M, et al. SPH-Lagrangian study of bird impact on leading edge wing[J]. Composite Structures, 2011, 93(3): 1060-1071.
- [10] ARACHCHIGE B, GHASEMNEJAD H, YAS-AEE M. Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge[J]. Advances in Engineering Software, 2020, 148: 102839.
- [11] DI-CAPRIO F, CRISTILLO D, SAPUTO S, et al. Crashworthiness of wing leading edges under bird impact event[J]. Composite Structures, 2019, 216: 39-52.
- [12] YU Z, XUE P, YAO P, et al. Analytical determination of the critical impact location for wing leading edge under birdstrike[J]. Latin American Journal of Solids and Structures, 2019, 16(1): 1-17.

- [13] ABDUL KALAM S, VIJAYA KUMAR R, RAN-GA JANARDHANA G. SPH high velocity impact analysis-influence of bird shape on rigid flat plate[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2017, 4(2): 2564-2572.
- [14] SHETTY B P, REDDY S, MISHRA R K. Numerical analysis of bird impact on glass-reinforced leading edge of an aircraft wing[J]. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, 2017, 17(4): 750-755.
- [15] SMOJVER I, IVANCEVIC D. Numerical simulation of bird strike damage prediction in airplane flap structure[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(9): 2016-2026.
- [16] KARIM M R, FATT M S H. Rate-dependent constitutive equations for carbon fiber-reinforced epoxy[J]. *Polymer Composites*, 2006, 27(5): 513-528.
- [17] HEIMBS S, MIDDENDORF P, MAIER M. Honeycomb sandwich material modeling for dynamic simulations of aircraft interior components[C]//*Proceedings of the 9th International LS-DYNA Users Conference*. Dearborn, USA: [s.n.], 2006: 1-13.
- [18] XU M M, HUANG G Y, DONG Y X, et al. An experimental investigation into the high velocity penetration resistance of CFRP and CFRP/aluminium laminates[J]. *Composite Structures*, 2018, 188: 450-460.
- [19] 朱倩. 纤维金属层板抗高速冲击性能及损伤机理研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2019.
- ZHU Qian. Study on impact resistance and damage mechanism of fiber metal laminates under high velocity impact[D]. Zhenjiang, China: Jiangsu University, 2019.
- [20] ZHANG C, CURIEL-SOSA J L, BUI T Q. A novel interface constitutive model for prediction of stiffness and strength in 3D braided composites[J]. *Composite Structures*, 2017, 163: 32-43.

(编辑:张蓓)