

## 复合材料帽形长桁结构冲击后压缩剩余强度研究

周开渊 张茹 李新祥

(中国飞机强度研究所 强度与结构完整性国家重点实验室, 西安 710065)

**摘要:**【目的】针对复合材料帽形长桁结构在帽缘冲击后压缩剩余强度研究匮乏的现状,旨在探明帽缘冲击对该类结构承载能力的劣化机制与影响规律,为结构抗冲击损伤容限设计提供参考。【方法】首先,开展复合材料帽形长桁结构的低速冲击与冲击后压缩试验;其次,建立考虑纤维、基体及层间损伤的渐进失效分析模型,通过编写 Vumat 子程序在 Abaqus 软件中实现低速冲击与冲击后压缩的一体化仿真,准确引入冲击损伤并进行剩余强度预测;然后,通过对比试验与仿真结果验证模型有效性;最后,分析帽缘冲击对压缩剩余强度及失效模式的影响。【结果】结果表明,所建模型能有效预测帽缘冲击损伤形态及尺寸,分层损伤面积预测误差小于 5.6%;含帽缘冲击损伤试件的压缩破坏载荷较无损伤试件下降超过 46.9%,其失效模式主要表现为长桁横向断裂及冲击侧长桁-蒙皮界面脱黏,仿真与试验破坏模式吻合良好。

**关键词:** 复合材料帽形长桁; 帽缘冲击; 冲击后压缩; 渐进失效分析方法; 破坏模式

**中图分类号:** TB332 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2026.04.008

## 0 引言

复合材料具有比强度大、比模量高、可设计、耐腐蚀及耐疲劳等优点,在航空领域得到了广泛的应用<sup>[1]</sup>。飞机机身筒段和机翼中布置大量帽形长桁,可显著提高结构的弯曲刚度和扭转刚度。然而,长桁帽缘在制造过程中易遭遇工具掉落,或在装配时发生磕碰,导致低速冲击损伤,进而引起结构承载能力大幅下降,威胁其安全使用<sup>[2-3]</sup>。

为探究复合材料结构低速冲击的损伤机制,国内外学者通常采用先进检测手段观测结构损伤形态,并结合数值仿真再现冲击损伤失效过程。目前,面外低速冲击下复合材料层合板的损伤机制已基本探明:冲击区域损伤模式以基体开裂和层间分层为主,当冲击能量较大时会伴随少量纤维断裂<sup>[4-11]</sup>。

在低速冲击对复合材料结构力学性能影响的研究中,试验与数值分析是常用手段。李念<sup>[12]</sup>在对 IMS/X850 复合材料 T 型和工字型加筋板进行边缘冲击后压缩试验,发现含边缘冲击损伤壁板的最终承载能力降低 35%~40%,表明边缘冲击会大幅削弱结构强度。任涛等<sup>[13]</sup>开展冲击位置对复合材料加筋板冲击后压缩剩余强度的影响试验,结果显示,筋条间蒙皮冲击导致压缩强度降低 2.0%,T 形筋条边缘冲击导致压缩强度降低 18.8%。由此可以看出,相较于蒙皮中心冲击,边缘冲击对结构承载能力影响更大。邹建超<sup>[14]</sup>

在复合材料加筋板冲击后剪切损伤机制研究中发现,冲击损伤会造成筋条与蒙皮界面脱黏,削弱筋条对蒙皮的支撑作用,改变剪切载荷传递与应力分布,从而改变剪切失效模式。OUYANG 等<sup>[15]</sup>采用损伤等效模型简化复合材料层合板冲击损伤,将冲击损伤区域等效为软化夹杂区,预制分层损伤并对冲击凹坑进行节点偏移,实现高保真建模并预测压缩剩余强度,通过与试验数据对比验证了模型的有效性,并比较了不同冲击能量下的压缩剩余强度。但该模型依赖试验数据,冲击损伤区域需试验检测确定,且冲击损伤刚度折减系数难以确定。RIVALLANT 等<sup>[16]</sup>、83-93<sup>[17]</sup>、212-226 基于 Abaqus/Explicit 平台建立了复合材料层合板低速冲击 (Low-Velocity Impact, LVI) 和冲击后压缩 (Compression After Impact, CAI) 的全过程有限元法,该方法无需试验数据标定,可较好地预测冲击层内损伤特征、分层损伤面积及压缩剩余强度。THORSSON 等<sup>[18-19]</sup>通过对不同铺层复合材料层合板在勉强目视可见冲击损伤 (Barely Visible Impact Damage, BVID) 下的压缩试验发现,由于面外变形,最外层基体损伤最先扩展,并最终贯穿整个截面;同时采用全过程有限元法预测压缩剩余强度,预测精度总体在 14.4% 以内,验证了模型的鲁棒性。

目前,针对复合材料帽形长桁结构帽缘冲击后压缩剩余强度的研究较少。帽缘冲击造成的损伤模式复杂,且会导致结构承载能力大幅降低。本文以复合

收稿日期: 2024-06-16 修回日期: 2024-08-24

基金项目: 民机科研项目 (MJ-2015-F-038)

作者简介: 周开渊,男,1994 年生,陕西榆林人,硕士,工程师; 主要研究方向为复合材料结构强度; E-mail: zhouky008@avic.com。

引用格式: 周开渊,张茹,李新祥. 复合材料帽形长桁结构冲击后压缩剩余强度研究[J]. 机械强度,2026,48(4):66-74.

ZHOU Kaiyuan, ZHANG Ru, LI Xinxiang. Study on compressive residual strength of hat-stiffened composite panel structure after impact [J]. Journal of Mechanical Strength, 2026, 48(4): 66-74.



免费获取

材料帽形长桁结构为研究对象,首先,采用落锤冲击装置完成帽缘冲击试验,并对无损伤和含帽缘冲击损伤的试件开展压缩试验,通过粘贴应变片监测失效过程;其次,基于全过程有限元法建立低速冲击与冲击后压缩一体化模型,模拟帽形长桁低速冲击损伤过程和冲击后压缩失效过程,通过试验结果,验证模型有效性;最后,分析帽缘冲击对压缩剩余强度的影响。

### 1 试验介绍

复合材料帽形长桁试件,由长桁和蒙皮通过共胶结工艺一体化固化形成,如图 1 所示。长桁和蒙皮均采用碳纤维预浸料单向带,单层名义厚度为 0.187 mm,长桁采用模具进行预成形,并与蒙皮在热压罐中固化成形,试件两端各用 35 mm 厚度的树脂灌封。材料性能如表 1 所示<sup>[20]</sup>。共有 2 类铺层形式的试件,编号为 S 和 T。试件 S 长桁铺层为 [45/0/0/-45/90/

-45/0/0/45],蒙皮铺层为 [45/-45/45/90/-45/0]<sub>s</sub>(下标“s”表示对称);试件 T 长桁铺层为 [45/0/0/-45/0/0/90/90/0/0/-45/0/0/45],蒙皮铺层为 [45/-45/45/90/90/0/-45/0/90/45/-45/0]<sub>s</sub>,长桁轴向为 0°铺层方向。每类试件有 3 件:2 件为无损伤试件,编号为 S-1、S-2、T-1 和 T-2;1 件为含帽缘冲击损伤试件,编号为 S-3 和 T-3。

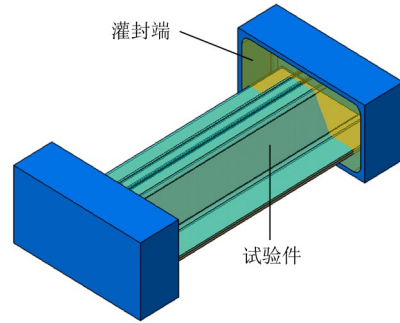


图 1 复合材料帽形长桁结构示意图

Fig. 1 Configuration of the hat-stiffened composite panel

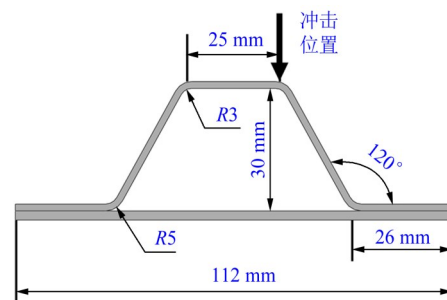
表 1 复合材料单向带力学性能参数  
Tab. 1 Mechanical properties of the unidirectional composite tape

参数	$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$\nu_{12}$	$X_T/\text{MPa}$	$X_C/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$
数值	154	8.5	4.2	0.35	2 610	1 450	55
参数	$Y_C/\text{MPa}$	$S_{12}/\text{MPa}$	$k/(\text{N}/\text{mm}^2)$	$N/\text{MPa}$	$T, S/\text{MPa}$	$G_{IC}/(\text{kJ}/\text{m}^2)$	$G_{IIC}/(\text{kJ}/\text{m}^2)$
数值	285	105	$1 \times 10^5$	50	70	0.374	2.48

表 1 中,  $E_{11}$  为纵向(纤维方向)拉伸模量;  $E_{22}$  为横向压缩模量;  $G_{12}$  为面内剪切模量;  $\nu_{12}$  为面内泊松比;  $X_T, X_C$  为纵向(纤维方向)拉伸、压缩强度;  $Y_T, Y_C$  为横向拉伸、压缩强度;  $S_{12}$  为面内剪切强度;  $k$  为界面初始刚度;  $N$  为界面法向拉脱强度;  $T, S$  为 2 个剪切强度;  $G_{IC}, G_{IIC}$  分别表示 I 型、II 型断裂韧性。

#### 1.1 低速冲击试验

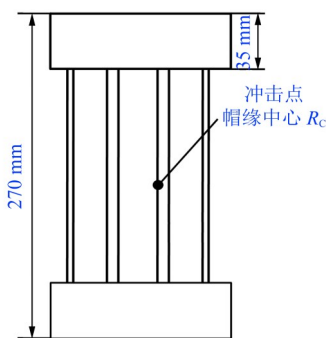
低速冲击试验采用落锤式冲击装置,通过调节落锤高度获得不同冲击能量。将复合材料帽形长桁试件两侧灌封端用工字型夹固定在冲击平台上,采用直径为 16 mm、质量为 1.6 kg 的落锤对长桁帽缘 R 角进行冲击,具体冲击位置如图 2 所示,对试件 S-3 的冲击能量为 10.2 J,超声 C 扫描得到冲击分层区域大小为 54 mm×23 mm,如图 3 所示,对试件 T-3 的冲击能量为 14.79 J,超声 C 扫描得到冲击分层区域大小为 32 mm×19 mm。



(b) 试件截面视图

图 2 帽缘 R 角冲击位置示意图

Fig. 2 Impact location at the R corner of the hat-stiffener



(a) 试件主视图

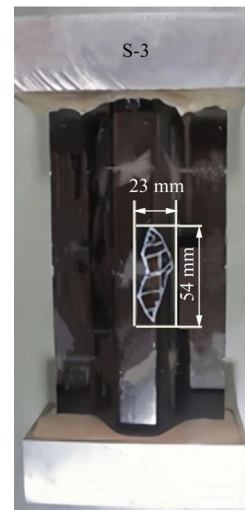


图 3 试件 S-3 冲击后分层损伤 C 扫描图像

Fig. 3 C-scan image of the delamination damage for the specimen S-3 after impact

## 1.2 压缩试验

对无损伤试件和含冲击损伤试件进行单轴压缩试验,采用50 t试验机加载。首先,进行小载荷调试,根据应变测量数据调整试件位置,当所有应变值基本一致时,试件处于纯压缩状态;然后,试验机以2 mm/min的加载速率对试件连续加载,直至试件破坏,加载装置如图4所示。

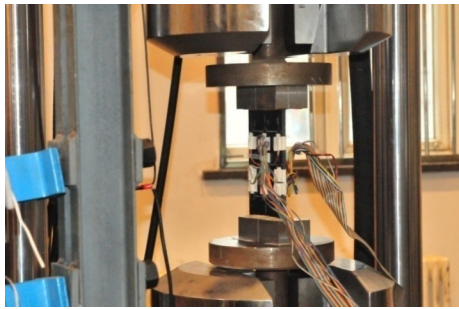


图4 压缩试验夹持装置示意图

Fig. 4 Fixture setup for the compression test

试件应变片位置和编号如图5所示,共计24个单片,用于监测蒙皮和长桁应变以分析各部位变形情况。

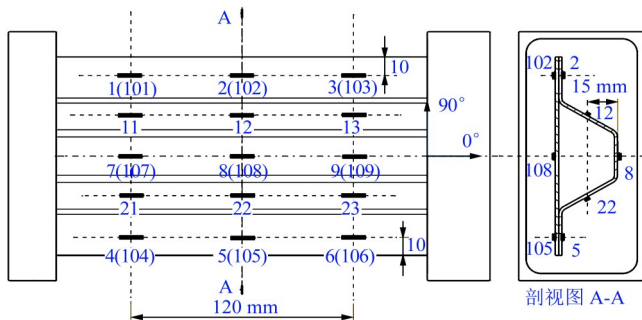


图5 应变片布置位置及编号

Fig. 5 Locations and numbers of strain gauges

## 1.3 复合材料帽形长桁压缩破坏过程

压缩试验测得的无损伤和含帽缘冲击损伤试件S的载荷-位移曲线如图6所示。由图6可知,压缩加载过程中,无损伤试件S-1和S-2保持线性增长,并且相互重合,当达到最大载荷时,突然破坏。试件S-1的破坏载荷为183.7 kN,试件S-2的破坏载荷为183.9 kN。观察无损伤试件压缩破坏模式得到,约在试件1/3处,长桁和蒙皮沿横截面断裂,蒙皮表面层向结构背面鼓起,如图7和图8所示。

对于含帽缘冲击损伤试件S-3,加载曲线与无损伤试件几乎重合,表明冲击损伤对整体刚度无影响。达到最大载荷97.6 kN时,试件发出大响声后破坏,破坏模式表现为长桁从冲击损伤截面压溃且长桁与蒙皮界面脱黏,如图9所示。

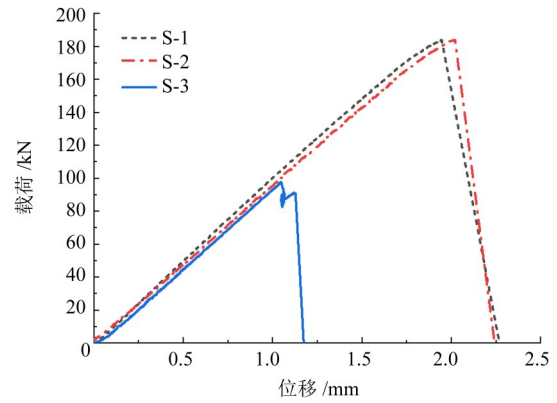
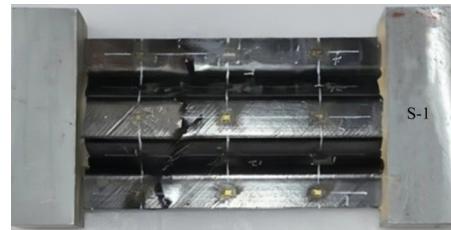
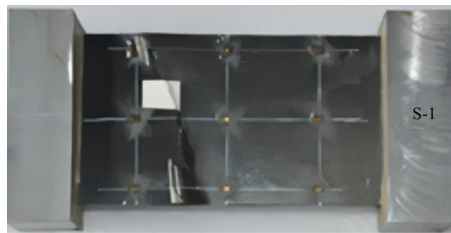


图6 试件S载荷-位移曲线

Fig. 6 Load-displacement curves of the specimens S



(a) 试件S-1长桁破坏



(b) 试件S-1蒙皮破坏模式

图7 试件S-1压缩破坏模式

Fig. 7 Compression failure mode of the specimen S-1



(a) 试件S-2长桁破坏模式



(b) 试件S-2蒙皮破坏模式

图8 试件S-2压缩破坏模式

Fig. 8 Compression failure mode of the specimen S-2



(a) 试件S-3长桁破坏模式

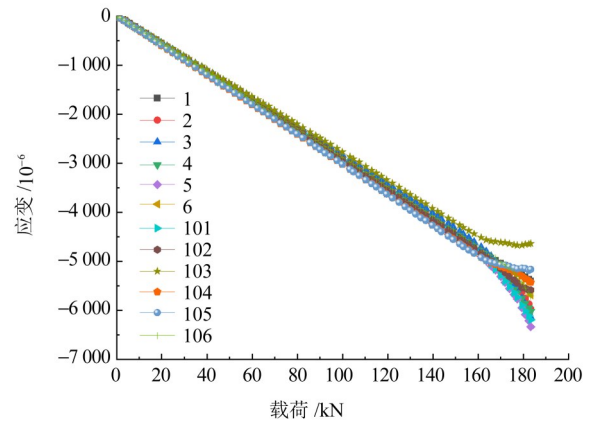


(b) 试件 S-3 界面分层破坏模式

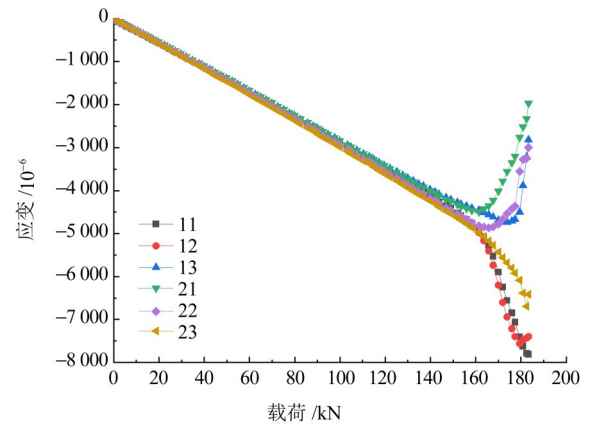
图 9 试件 S-3 压缩破坏模式

Fig. 9 Compression failure mode of the specimen S-3

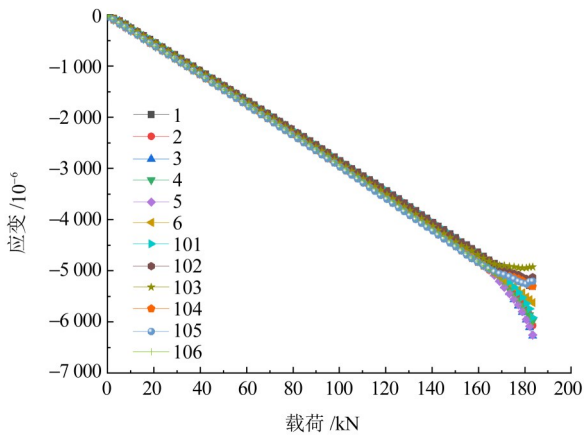
结合试件 S 的蒙皮和长桁关键位置载荷-应变曲线,如图 10 所示,分析结构变形与失效过程。对于试件 S-1 和 S-2,所有应变在加载前期都保持线性增长趋势,当达到一定载荷时,长桁帽腰两侧应变片 11#和 21#、13#和 23#的载荷-应变曲线出现分叉,长桁局部发生屈曲,从而改变了结构的传力路径,使得长桁不再处于纯压缩的状态,还受到弯曲载荷。在复合载荷作用下,长桁沿横截面断裂。同时,蒙皮背对背应变片加载曲线基本呈线性,表明破坏前蒙皮未屈曲。对于含冲击损伤试件 S-3,忽略位于冲击损伤区域的应变片 12#,其他应变片在达到最大载荷前均保持线性增长,结构无屈曲变形,最终呈现压溃失效模式。



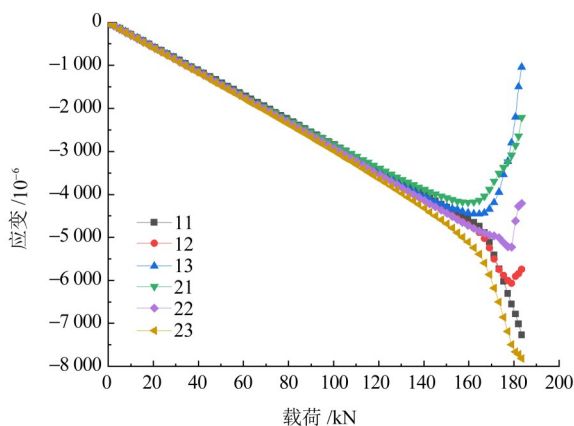
(c) 试件 S-2 蒙皮载荷-应变曲线



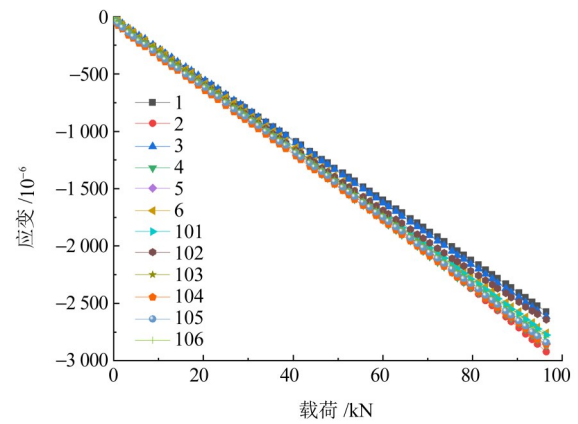
(d) 试件 S-2 长桁载荷-应变曲线



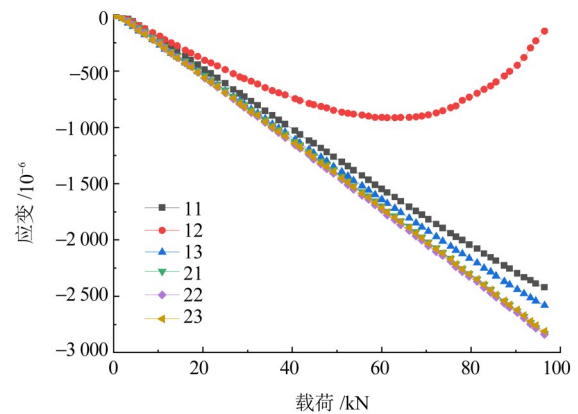
(a) 试件 S-1 蒙皮载荷-应变曲线



(b) 试件 S-1 长桁载荷-应变曲线



(e) 试件 S-3 蒙皮载荷-应变曲线



(f) 试件 S-3 长桁载荷-应变曲线

图 10 试件 S 载荷-应变曲线

Fig. 10 Load-strain curves of the specimens S

表2统计了2类试件的破坏载荷,相较于无损伤试件,含帽缘冲击损伤试件的压缩强度大幅下降,试件S-3破坏载荷的降幅达46.9%,试件T-3破坏载荷的降幅达56.8%。这是因为帽缘冲击损伤区域在压缩过程中产生应力集中,诱发损伤沿横向扩展直至长桁横向压溃;同时冲击损伤造成长桁局部刚度下降,削弱对蒙皮的支撑作用,导致界面提前脱黏,呈现与无损伤试件不同的破坏模式。

表2 2类试件压缩破坏载荷对比

试件编号	破坏载荷/kN	载荷平均值/kN	强度降幅/%
S-1	183.7	183.8	—
S-2	183.9		
S-3	97.6	—	46.9
T-1	477	481.0	—
T-2	484.9		
T-3	207.8	—	56.8

## 2 数值仿真

### 2.1 复合材料渐进损伤模型

复合材料损伤包括层内损伤和层间损伤。层内损伤发生在单层内,包括纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩4种失效模式。Hashin失效准则<sup>[21-22]</sup>考虑了各项应力分量之间的交互影响,被广泛应用于复合材料结构的失效分析中,具体表达式如下:

1) 纤维拉伸失效( $\sigma_{11} \geq 0$ )为

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \alpha \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \geq 1 \quad (1)$$

2) 纤维压缩失效( $\sigma_{11} < 0$ )为

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

3) 基体拉伸失效( $\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$ )为

$$F_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \geq 1 \quad (3)$$

4) 基体压缩失效( $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ )为

$$F_{mc} = \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \geq 1 \quad (4)$$

式中, $\sigma_{ij}(i,j=1,2,3)$ 为主轴坐标系下的应力分量。

复合材料损伤演化模型采用基于断裂能的双线性退化模型<sup>[23]</sup>。从开始加载到材料完全失效过程中,损伤状态变量可用等效应变表示为

$$d_i = \frac{\varepsilon_i^f(\varepsilon_i^{eq} - \varepsilon_i^0)}{\varepsilon_i^{eq}(\varepsilon_i^f - \varepsilon_i^0)}, i=ft, fc, mt, mc \quad (5)$$

式中, $\varepsilon_i^f$ 为当前等效应变; $\varepsilon_i^{eq}$ 为最终失效等效应变; $\varepsilon_i^0$ 为初始损伤等效应变;下标ft、fc、mt、mc分别对应纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩4种损伤模式。无损伤时 $d_i=0$ ,表明材料完好;材料完全失效时 $d_i=1$ 。

复合材料层间分层模拟采用Abaqus软件自带的内聚力模型,损伤起始的判定采用二次应力准则<sup>[24]</sup>,如式(6)所示。当界面单元应力达到损伤起始准则后,界面出现损伤并不断扩展直至完全开裂,混合模式下的分层损伤扩展采用Barenblatt-Kanninen(B-K)断裂准则<sup>[25]</sup>模拟,表达式如式(7)所示。

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{N}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{S}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{T}\right)^2 = 1 \quad (6)$$

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}}\right)^\alpha \quad (7)$$

式中, $t_n$ 为界面法向正应力; $t_s$ 、 $t_t$ 分别为2个剪切应力; $G_I$ 为法向拉伸能量释放率; $G_{II}$ 、 $G_{III}$ 分别为2个切向的能量释放率; $\alpha$ 为权重系数,可通过混合型弯曲试验来确定。

### 2.2 低速冲击和冲击后压缩一体化模型

采用Abaqus/Explicit平台对复合材料长桁低速冲击和冲击后压缩进行数值仿真,通过编写Vumat子程序来实现结构的渐进损伤分析。复合材料结构采用实体单元(C3D8R),厚度方向上的每个铺层设置一个单元,铺层之间插入零厚度内聚力单元(COH3D8)来模拟冲击分层损伤。有限元计算过程包括3个步骤,如图11所示。

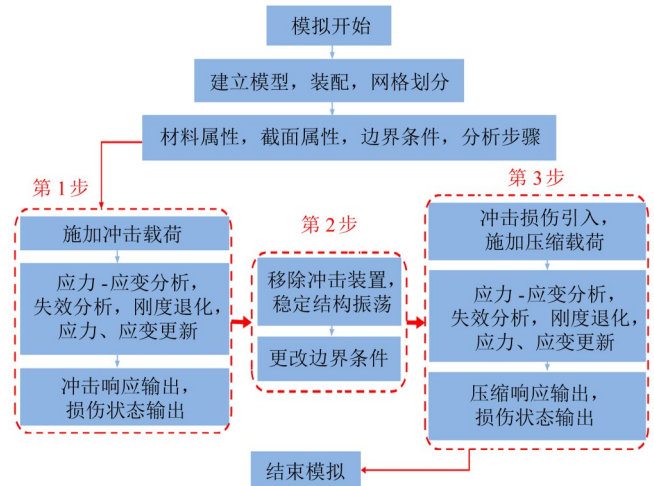


图11 低速冲击与冲击后压缩一体化仿真流程图

Fig. 11 Flow chart of the integrated LVI and CAI simulation

第1步:冲击仿真获得冲击损伤缺陷。冲击物采用离散刚体单元(R3D4),赋予结构质量,初始速度由

试验冲击能量换算得到。为模拟“工字”型夹对灌封端的夹持作用,灌封端内所有节点限制面外位移( $U_y=0$ ),上、下边界限制所有平动自由度( $U_x=U_y=U_z=0$ ),冲击过程中采用 Abaqus 软件中的通用接触算法来模拟冲击物与复合材料铺层及每个铺层之间的接触关系,冲击时间持续 4 ms。

第 2 步:移除冲击装置,通过约束节点位移稳定结构振荡。

第 3 步:采用 Abaqus 软件数据传递功能将冲击造成的内部损伤(纤维损伤、基体损伤和分层损伤)引入压缩过程,最终获得含冲击损伤结构的破坏模式及剩余强度。灌封端内所有节点限制面外位移( $U_y=0$ ),下边界限制所有自由度( $U_x=U_y=U_z=U_{R_x}=U_{R_y}=U_{R_z}=0$ ),上边界仅放开 Z 方向自由度<sup>[26]</sup>,边界条件如图 12 所示。

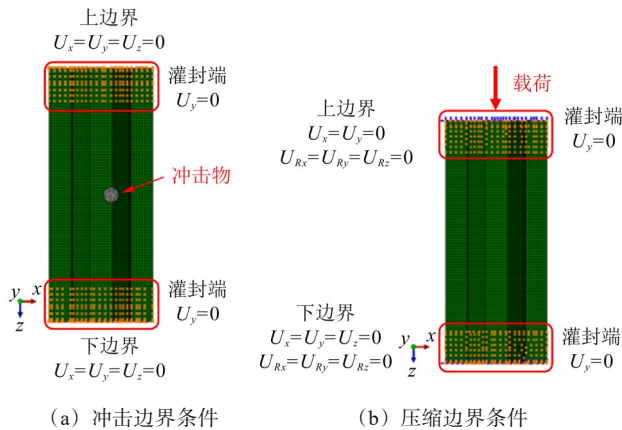


图 12 有限元模型边界条件示意图

Fig. 12 Boundary conditions of the finite element model

复合材料结构压缩强度试验是一个准静态过程,采用 Abaqus/Explicit 显式有限元算法求解,避免因接触或大变形导致的不收敛。但显式算法为动力学算法,需选择合适的加载速率以减少计算耗时。一般认为,当系统动能与应变能之比在 10% 以内,惯性力的影响已经比较小,该过程可视为准静态过程。本文采用 3.75 m/min 的加载速率对结构进行加载,同时,选取平滑载荷施加模式,并对时间增量小于  $1 \times 10^{-7}$  的增量步进行质量缩放<sup>[16]83-93[17]212-226</sup>。

### 3 结果与讨论

#### 3.1 冲击模拟结果

图 13 所示为试件 S-3 冲击分层损伤的仿真结果。本文模型较好地预测了冲击损伤形状和损伤尺寸,在冲击结束后,层间分层损伤在帽缘处的最大扩展长度为 51 mm,与试验结果相比,相对误差仅为 -5.6%,为后续复合材料长桁的损伤容限分析提供了有效的输入。

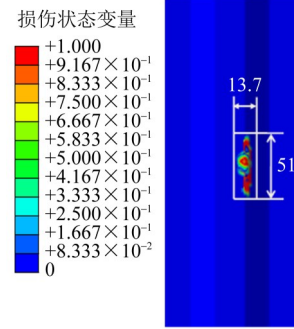


图 13 试件 S-3 分层损伤仿真结果

Fig. 13 Simulated delamination damage of the specimen S-3

图 14 和图 15 所示分别为试件 S-3 长桁所有铺层之间 (Ply-1~Ply-8) 的基体损伤情况和分层损伤情况, Ply-1~Ply-8 为冲击正面到冲击背面的界面层编号。由图 14、图 15 可知,铺层角度相差越大,造成的层间分层损伤越大,如 Ply-4(-45/90)、Ply-5(90/-45) 层,分层损伤和基体损伤主要沿着长桁纵向扩展,这将对结构压缩剩余强度有很大影响。

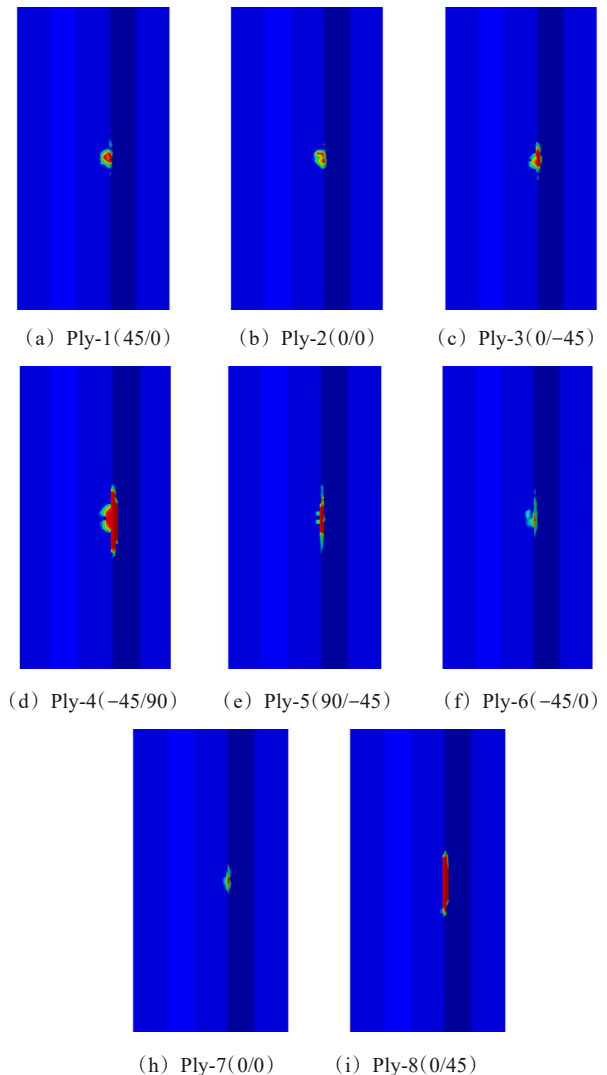


图 14 试件 S-3 各铺层界面分层损伤云图

Fig. 14 Delamination damage contour plots at each interply interface of the specimen S-3

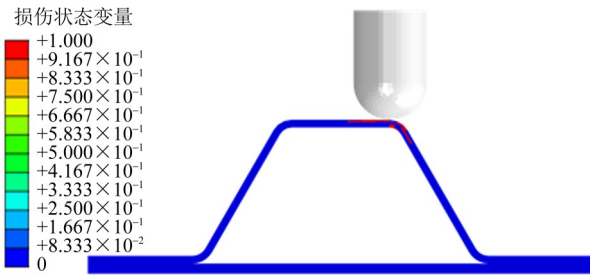


图 15 试件 S-3 基体拉伸/压缩损伤云图

Fig. 15 Matrix tensile/compressive damage contour plots of the specimen S-3

### 3.2 冲击后压缩模拟结果

图 16 所示为含帽缘冲击损伤复合材料帽形长桁试件 S-3 的压缩失效过程。压缩初始时刻,长桁帽缘已存在基体冲击损伤,最终基体损伤贯通横截面导致结构失效。其原因为冲击造成该区域基体损伤扩展,导致长桁冲击侧刚度下降,长桁-蒙皮界面在帽缘冲击侧提前脱黏,如图 17 所示,与 S-3 的试验结果一致。有限元分析得到含帽缘损伤试件破坏载荷为 112.3 kN,与试验值比较,相对误差为 15.0%,误差原因在于模型未考虑制造缺陷,且凹坑深度和纤维劈裂等冲击损伤信息未引入压缩模型,导致预测值偏大。

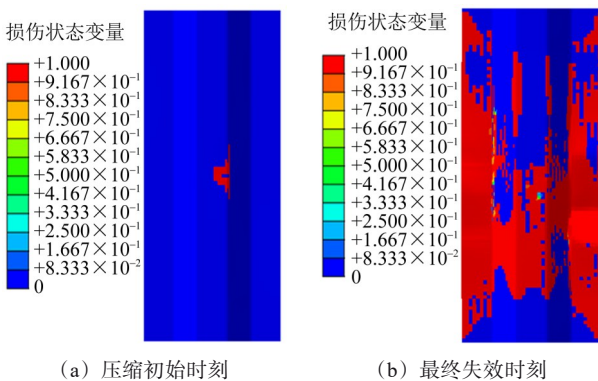


图 16 含冲击损伤试件 S-3 压缩失效过程

Fig. 16 Compression failure process of the impacted specimen S-3

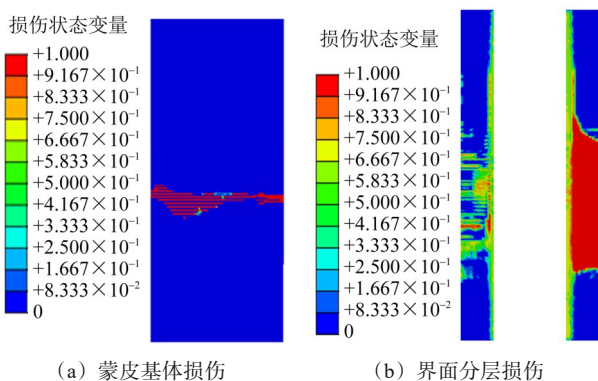


图 17 冲击后试件 S-3 压缩损伤云图

Fig. 17 Damage contour plots of the specimen S-3 after CAI

研究表明,帽缘冲击对复合材料帽形长桁压缩性能影响显著,造成压缩强度大幅下降,降幅超过 46.9%。由此可以看出,长桁作为承受主要轴向载荷的部件,帽缘冲击会严重削弱其力学性能,减弱了对蒙皮的支持作用,诱发冲击一侧长桁-蒙皮界面提前脱黏,长桁横向断裂而失效。

## 4 结论

通过对复合材料帽形长桁结构开展低速冲击试验和冲击后压缩试验,并结合有限元一体化模型,得到了以下主要结论:

1) 通过试验获得了复合材料帽形长桁帽缘冲击损伤形态、冲击后压缩剩余强度及破坏模式。结果表明,帽缘冲击对压缩性能影响显著,相较于无损伤试件,含帽缘冲击损伤试件压缩强度降幅超过 46.9%,且呈现不同破坏模式。

2) 建立了复合材料帽形长桁低速冲击与冲击后压缩一体化有限元模型,有效预测了冲击损伤形状和大小。将冲击损伤引入压缩模型进行破坏分析,所得破坏模式与试验结果吻合。

3) 帽缘冲击严重削弱复合材料帽形长桁力学性能,减弱对蒙皮的支撑作用,诱发冲击侧长桁-蒙皮界面提前脱黏,导致长桁横向断裂失效。该结论可为结构冲击损伤容限设计提供参考。

### 参考文献 (References)

- [1] LIU L Q, XU W J. Effects of fillers on the impact damage and compressive residual properties of single hat-stiffened composite panels[J]. *Thin-Walled Structures*, 2022, 180: 109705.
- [2] 曹勇,张超. 薄层复合材料冲击损伤行为研究进展[J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 147-163.  
CAO Yong, ZHANG Chao. Impact damage behavior of thin-ply composites: a review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(6): 147-163. (In Chinese)
- [3] 杨钧超,陈向明,邹鹏,等. 复合材料层合板剪切稳定性试验及强度预测[J]. *复合材料学报*, 2023, 40(3): 1707-1717.  
YANG Junchao, CHEN Xiangming, ZOU Peng, et al. Shear stability test and strength prediction of composite laminates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(3): 1707-1717. (In Chinese)
- [4] 沈真,陈普会,刘俊石,等. 含缺陷复合材料层压板的压缩破坏机理[J]. *航空学报*, 1991, 12(3): A105-A113.  
SHEN Zhen, CHEN Puhui, LIU Junshi, et al. Experimental study on the compressive failure mechanisms of damaged composite laminates [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12

- (3):A105-A113. (In Chinese)
- [5] LIN S Y, WAAS A M. Accelerating computational analyses of low velocity impact and compression after impact of laminated composite materials[J]. *Composite Structures*, 2021, 260: 113456.
- [6] FAGGIANI A, FALZON B G. Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2010, 41(6): 737-749.
- [7] ZHANG D, ZHENG X T, ZHOU J, et al. Bridging the low-velocity impact energy versus impact damage and residual compression strength for composite laminates [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2020, 40(9/10): 378-390.
- [8] MAIO L, MONACO E, RICCI F, et al. Simulation of low velocity impact on composite laminates with progressive failure analysis [J]. *Composite Structures*, 2013, 103: 75-85.
- [9] MANSERI L, NAVARRO P, DORIVAL O, et al. Development of a hybrid element to model intralaminar damage in thick composite plates under impact loading [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2021, 222: 109024.
- [10] ZHOU J J, WEN P H, WANG S N. Finite element analysis of a modified progressive damage model for composite laminates under low-velocity impact [J]. *Composite Structures*, 2019, 225: 111113.
- [11] 李磊, 宋贵宾, 郑华勇, 等. 基于 Puck 准则的复合材料层压板低速冲击数值分析与试验验证 [J]. *复合材料科学与工程*, 2021 (6): 20-25.
- LI Lei, SONG Guibin, ZHENG Huayong, et al. Numerical analysis and experimental verification of low-velocity impact of composite laminates based on Puck's failure criterion [J]. *Composites Science and Engineering*, 2021(6): 20-25. (In Chinese)
- [12] 李念. 复合材料加筋板边缘冲击损伤及冲击后压缩失效机理分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016: 1-172.
- LI Nian. Failure mechanism analysis for edge impact damage and compression-after-impact behavior of stiffened composite panels [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006: 1-172. (In Chinese)
- [13] 任涛, 彭昂, 吴大可, 等. 冲击位置对复合材料加筋板冲击后压缩行为影响试验 [J]. *复合材料学报*, 2022, 39(2): 788-801.
- REN Tao, PENG Ang, WU Dake, et al. Experimental study on the influence of impact positions on compression-after-impact behavior of composite stiffened panels [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(2): 788-801. (In Chinese)
- [14] 邹建超. 纤维复合材料冲击后压缩/剪切的损伤机理及性能预测研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2021: 1-210.
- ZOU Jianchao. Study on damage mechanism and performance prediction of fiber composites under compression/shear after impact [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021: 1-210. (In Chinese)
- [15] OUYANG T, BAO R, SUN W, et al. A fast and efficient numerical prediction of compression after impact (CAI) strength of composite laminates and structures [J]. *Thin-Walled Structures*, 2020, 148: 106588.
- [16] RIVALLANT S, BOUVET C, HONGKARNJANAKUL N. Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after impact: FE simulation using discrete interface elements [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 55: 83-93.
- [17] TAN W, FALZON B G, CHIU L N S, et al. Predicting low velocity impact damage and compression-after-impact (CAI) behaviour of composite laminates [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, 71: 212-226.
- [18] THORSSON S I, WAAS A M, RASSAIAN M. Low-velocity impact predictions of composite laminates using a continuum shell based modeling approach part A: impact study [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2018, 155: 185-200.
- [19] THORSSON S I, WAAS A M, RASSAIAN M. Low-velocity impact predictions of composite laminates using a continuum shell based modeling approach part B: BVID impact and compression after impact [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2018, 155: 201-212.
- [20] 成李南, 徐思文, 陈向明, 等. 含预埋缺陷复合材料帽形加筋壁板界面失效研究 [J]. *复合材料科学与工程*, 2022(8): 28-34.
- CHENG Linan, XU Siwen, CHEN Xiangming, et al. Analysis of interfacial failure in omega stiffened composite panel with embedded defect [J]. *Composites Science and Engineering*, 2022 (8): 28-34. (In Chinese)
- [21] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials [J]. *Journal of Composite Materials*, 1973, 7 (4): 448-464.
- [22] 袁菲, 刘富, 柴亚南, 等. 复合材料加筋壁板帽形筋条包覆层对界面脱黏起始的影响 [J]. *机械强度*, 2022, 44(6): 1490-1497.
- YUAN Fei, LIU Fu, CHAI Yanan, et al. Internal cladding layer influence on the debonding of hat-stringer stiffened composite panels under axial compression [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2022, 44(6): 1490-1497. (In Chinese)
- [23] LI X, MA D Y, LIU H F, et al. Assessment of failure criteria and damage evolution methods for composite laminates under low-velocity impact [J]. *Composite Structures*, 2019, 207: 727-739.
- [24] CAMANHO P P, DAVILÁ C G. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials [R]. Washington, D. C. NASA, 2002: 211737.
- [25] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. *Composites Science and Technology*, 1996, 56(4): 439-449.
- [26] PENG A, DENG J, CAI D A, et al. On damage behavior and stability of composite T-shaped stiffened panels under compression after impact considering impact locations [J]. *Thin-Walled Structures*, 2023, 182: 110295.

## Study on compressive residual strength of hat-stiffened composite panel structure after impact

ZHOU Kaiyuan ZHANG Ru LI Xinxiang

(National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** [Objective] In view of the limited research on the compressive residual strength of hat-stiffened composite panels structure after edge-on impact, this study aims to investigate the degradation mechanism and influence of edge-on impact on the load-bearing capacity of such structures, so as to provide reference for impact damage tolerance design. [Methods] Firstly, low-velocity impact and compression-after-impact tests were conducted on hat-stiffened composite panels. Secondly, a progressive failure analysis model considering fiber, matrix, and interlaminar damage was established. An integrated simulation of low-velocity impact and compression after impact was implemented in Abaqus software by writing a Vumat subroutine, which accurately introduced the impact damage and predicted the residual strength. Then, the validity of the model was verified by comparing experimental and simulation results. Finally, the influence of edge-on impact on the compressive residual strength and failure modes was analyzed. [Results] The results show that the proposed model can effectively predict the morphology and size of edge-on impact damage, with a prediction error for the delamination area less than 5.6%. Compared with the undamaged specimens, the compressive failure load of specimens with edge-on impact damage decreased by more than 46.9%. The primary failure modes are identified as transverse fracture of the hat-stiffener and debonding of the stiffener-skin interface on the impact side, which are consistent with the experimental observations.

**Key words:** Hat-stiffened composite panel; Edge-on impact; Compression after impact; Progressive failure analysis method; Failure mode

Corresponding author: ZHOU Kaiyuan, E-mail: zhouky008@avic.com

Fund: Civil Aircraft Scientific Research Project (MJ-2015-F-038)

Received: 2024-06-16 Revised: 2024-08-24

(编辑:刘欢欢)