

筋条形状对复合材料加筋壁板 低速冲击动态响应的影响*

丁 铁, 张晓晴, 姚小虎

(华南理工大学土木与交通学院工程力学系, 广东广州 510640)

摘要: 针对复合材料加筋壁板的抗冲击问题, 着重考虑筋条形状对其冲击动态响应的影
响。通过局部细化的方法分别建立 T 型、工字型和帽型筋条的复合材料加筋壁板的有限元分
析模型, 采用黏结接触模拟层与层之间的界面, 分析了 3 种筋条形状的复合材料加筋壁板在低
速冲击下的动态响应和损伤情况。根据数值计算结果发现: 结构的动态响应与冲击位置的刚
度密切相关, T 型和工字型筋条复合材料加筋壁板在冲击位置以外的区域发生翘曲; 此时 T 型
和工字型筋条的基体拉伸损伤不仅形状相似, 而且损伤面积相近; 蒙皮与筋条界面相邻两层的
铺层角影响分层损伤的面积。

关键词: 复合材料加筋壁板; 低速冲击; 分层损伤; 动态响应

中图分类号: O347.3; V214.8 **文献标志码:** A

doi: 10.11858/gywlb.2017.06.012

1 引 言

复合材料由于比强度高、比刚度大、可设计性好等优点被广泛应用于航空领域。目前, 为了减轻飞
机的质量, 飞机中复合材料所占比重越来越高, 在波音公司最新研制的波音 787 客机中, 复合材料质量
占总体质量之比已经超过 50%^[1]。在飞机服役的过程中, 难免遇到外来物体的冲击, 进而在复合材料
结构内产生损伤, 这些损伤的存在使得复合材料结构的承载能力大幅下降, 对结构安全构成潜在威胁。

早期的飞机制造只将复合材料用于次承力结构, 研究的重点是层合板的冲击损伤问题。Choi 等^[2]
通过对冲击过程的分析, 解释了层间分层产生的原因: 由内部剪切裂纹引起和由表面弯曲裂纹引起两种
情况。朱炜焱等^[3]采用应变描述的失效判据来判断铺层层内各类损伤。王一飞等^[4]用落锤进行了 3 种
不同铺层层合板的低速冲击试验, 研究了能量和接触力与层合板分层损伤、凹坑变形的关系。近年来,
随着承受大载荷的主承力结构也开始使用复合材料, 如商用和军用飞机的机翼、机身及尾翼等部件, 研
究人员逐渐关注复合材料加筋结构的抗冲击能力。赵维涛等^[5]通过对比研究不同冲击位置的响应结
果, 给出了影响低速冲击响应因素的一般规律。Found 等^[6-7]通过试验对比碳纤维增强复合材料薄板与
加筋板的响应, 描述了复合材料加筋板受冲击荷载后的动力响应。Wiggenraad 等^[8]研究了冲击位置、
能量以及加筋板形状对复合材料加筋板冲击损伤特性的影响。虽然业界开始关注复合材料的加筋结
构, 但是关注的重点仍然是冲击位置、能量等因素对其动态响应的影响, 对筋条形状与复合材料加筋结

* 收稿日期: 2017-01-11; 修回日期: 2017-03-29

基金项目: 国家自然科学基金(11472110, 11372113, 11472100); 华南理工大学中央高校专项资金(2015ZP042); 广东
省普通高校特色创新项目(2014ktsx015); 爆炸科学与技术国家重点实验室开放基金(KFJJ15-20M)

作者简介: 丁 铁(1991—), 男, 硕士研究生, 主要从事复合材料与冲击动力学研究. E-mail: ctd.tie@mail.scut.edu.cn

通讯作者: 姚小虎(1974—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事复合材料与冲击动力学研究. E-mail: yaoxh@scut.edu.cn

构动态响应的关系则研究很少。

本研究将建立筋条形状为 T 型、工字型和帽型的复合材料加筋壁板的低速冲击模型。用零厚度的界面单元模拟层与层间、面板与筋条间的连接,采用连续壳-常规壳耦合的方法局部细化冲击区域的模型,探讨筋条形状对结构动态响应的影响,以及复合材料加筋结构的分层损伤情况。

2 复合材料损伤模型

2.1 层内损伤模式

复合材料失效机理比较复杂,不同铺层的复合材料结构在不同载荷作用下发生多种破坏形式,因此需要采用适当的损伤判据进行判定。Hashin 失效准则^[9]由于能较准确地判定不同的损伤形式且简单有效,已在实际中得到了广泛的应用。二维 Hashin 损伤判据主要包括以下几种模式:

(1) 纤维拉伸断裂($\sigma_{11} \geq 0$)

$$e_i^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

(2) 纤维压断($\sigma_{11} < 0$)

$$e_i^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

(3) 基体开裂($\sigma_{22} \geq 0$)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

(4) 基体压断($\sigma_{22} < 0$)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中: X^T 、 X^C 、 Y^T 、 Y^C 、 S^L 、 S^T 分别代表轴向拉伸、轴向压缩、横向拉伸、横向压缩、轴向剪切和横向剪切强度, α 为剪切应力对纤维拉伸破坏的贡献因子, σ_{11} 、 σ_{22} 、 τ_{12} 是有效应力 σ 的分量。

当材料满足某种模式的损伤判据后,相应的材料参数将会折减。本研究使用渐进的损伤模型进行弹性模量折减。如图 1 所示,单元在损伤前其应力、应变呈线性关系,OA 段为弹性段,AC 段为弹性模量折减段。当单元中的应变达到 B 点对应的应变时,其弹性模量由 E_{ii} 折减为 $(1-d_{ii})E_{ii}$,其中: d_{ii} 为损伤因子,随着损伤的增加,其值从 0 逐渐增大到 1,此时材料发生破坏。

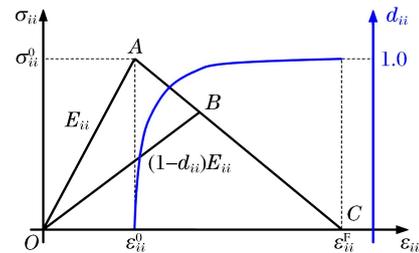


图 1 层内损伤模型

Fig. 1 Intralaminar damage model

2.2 层间损伤模式

在复合材料的冲击损伤模式中,分层损伤是一种主要的损伤形式,采用 ABAQUS 中的 Cohesive 单元模拟层间损伤的萌生和扩展。

Cohesive 单元被认为是线弹性的,当其满足初始损伤准则时,将根据相应的损伤演化模型对刚度进行折减。分层的起始和扩展通常是在混合模式载荷作用下发生的,因此采用混合模式下界面元损伤起始和扩展的双线性本构方程。

初始损伤准则为

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right)^2 + \left(\frac{\langle t_s \rangle}{t_s^0} \right)^2 + \left(\frac{\langle t_t \rangle}{t_t^0} \right)^2 = 1 \quad (5)$$

式中: t_n 、 t_s 、 t_t 分别为界面层的正应力和两个剪应力, t_n^0 、 t_s^0 、 t_t^0 分别是其临界界面的强度,符号 $\langle \rangle$ 是 Macaulay bracket 算子。

$$\langle t_n \rangle = \begin{cases} t_n & t_n > 0 \\ 0 & t_n \leq 0 \end{cases} \quad (6)$$

层间损伤的扩展采用 BK 能量准则^[10]

$$G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left(\frac{G_s}{G_T} \right)^\eta = G^c \quad (7)$$

式中: $G_s = G_s + G_t, G_T = G_n + G_s$; G_n, G_s, G_t 依次表示在混合模式下分层破坏时法向和两个切向的应变能释放率; G_n^c, G_s^c, G_t^c 分别为法向和两个切向的临界应变能释放率; G^c 为临界能量释放率总和; η 为材料参数。

3 模型验证

为了验证模型的有效性,将数值模拟结果与 Greenhalgh 等^[11]的工字型复合材料加筋壁板冲击实验数据进行对比。该实验采用直径 12.7 mm 的冲锤冲击复合材料加筋壁板,实验时试件两端夹持,冲锤的质量为 2.63 kg,下落高度为 0.58 m。

试件蒙皮的基本尺寸为 375 mm × 480 mm × 3 mm,由于两端夹持,其实际有效长度为 450 mm。蒙皮的铺层为 $[45^\circ / -45^\circ / 0^\circ / 90^\circ]_{3S}$,筋条由 3 个铺层相同的复合材料层板组成,其铺层为 $[45^\circ / -45^\circ / 0^\circ_3 / 90^\circ / 0^\circ_3 / -45^\circ / 45^\circ]$ 。复合材料的单层材料属性如表 1 所示,其中: $G_{1c}^t, G_{1c}^c, G_{2c}^t, G_{2c}^c$ 分别为轴向拉伸断裂能、轴向压缩断裂能、横向拉伸断裂能和横向压缩断裂能, $S_{12} = S^L = S^T$ 。

表 1 复合材料单层材料参数^[12]
Table 1 Material properties of composite^[12]

| Elastic modulus | | | Shear modulus | | | Poisson's ratio | | |
|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| $E_{11} / (\text{GPa})$ | $E_{22} / (\text{GPa})$ | $E_{33} / (\text{GPa})$ | $G_{12} / (\text{MPa})$ | $G_{13} / (\text{MPa})$ | $G_{23} / (\text{MPa})$ | ν_{12} | ν_{13} | ν_{23} |
| 145 | 10.3 | 12.1 | 5 300 | 5 275 | 3 950 | 0.301 | 0.5 | 0.495 |
| Strength | | | | | Fracture energy | | | |
| $X^T / (\text{MPa})$ | $X^C / (\text{MPa})$ | $Y^T / (\text{MPa})$ | $Y^C / (\text{MPa})$ | $S_{12} / (\text{MPa})$ | $G_{1c}^t / (\text{N/mm})$ | $G_{1c}^c / (\text{N/mm})$ | $G_{2c}^t / (\text{N/mm})$ | $G_{2c}^c / (\text{N/mm})$ |
| 2 000 | 1 600 | 64 | 290 | 98 | 12.5 | 12.5 | 1 | 1 |

数值模拟获得的冲击力时程曲线与实验数据的对比如图 2 所示,二者吻合较好,可见所建立的复合材料加筋壁板低速冲击模型是合理的。

4 数值模型

为了研究筋条形状对复合材料加筋壁板的冲击动态响应的影响,在第 3 节结构模型的基础上,修改复合材料加筋壁板的尺寸,分别建立筋条截面为 T 型、工字型和帽型的复合材料加筋壁板的低速冲击模型。这 3 种结构的蒙皮尺寸均为 400 mm × 400 mm × 2.5 mm,铺层顺序为 $[45^\circ / -45^\circ / 0^\circ_2 / 90^\circ_2 / 0^\circ_2 / -45^\circ / 45^\circ]_S$ 。3 种结构的筋条由相同尺寸和铺层的层合板弯折成相应形状粘合而成,其铺层顺序为 $[45^\circ / -45^\circ]_{3S}$ 。复合材料加筋壁板的细节如图 3 所示。蒙皮与筋条所用的材料相同,复合材料单层材料参数见表 1。

冲头为直径 24 mm 的半球,质量为 8.87 kg,冲击速度为 2.5 m/s,采用刚体建模。冲击点距离筋条上翼缘的边缘位置 10 mm。使用连续壳建立复合材料层合结构,模型四周简支。为了提高计算效率,

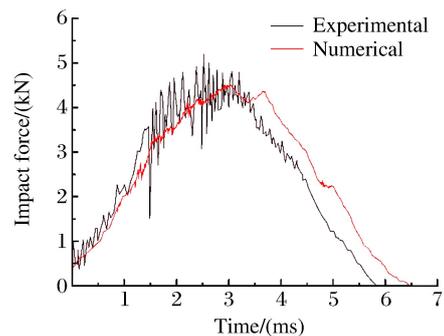


图 2 数值模拟所得冲击力时程曲线与实验数据的比较

Fig. 2 Comparison of impact force time-history between numerical and experimental results

将结构分为两个区域:冲击区域和边界区域。蒙皮的冲击区域为 120 mm×120 mm 的正方形,在此区域内将网格细化。同时考虑层与层之间的分层情况,在部件与部件间使用零厚度单元模拟层间分层。为了节约计算时间且更关注蒙皮与筋条界面处的分层损伤情况,蒙皮与筋条界面附近的部件只包含一层,而其他部件则包含多个单层。有限元模型及其细节如图 4 所示。

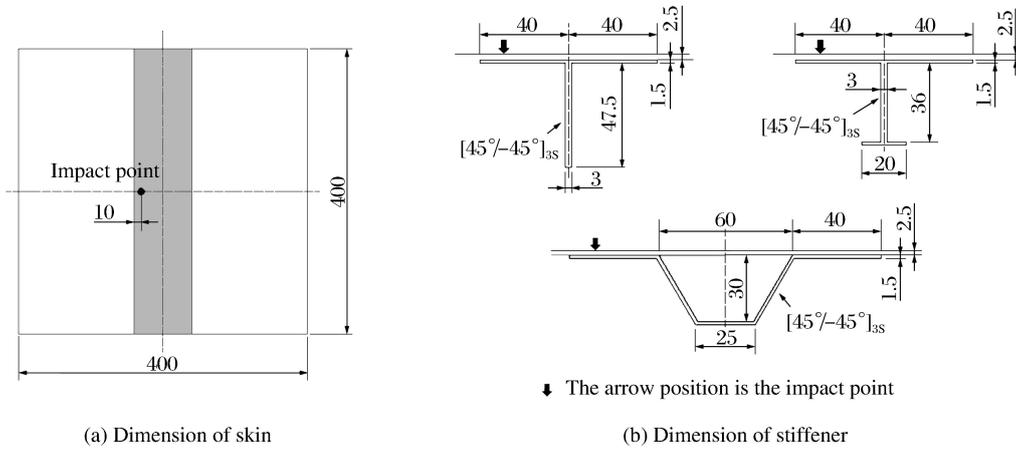


图 3 复合材料加筋壁板尺寸示意(单位:mm)
Fig. 3 Configuration of composite stiffened panel (Unit:mm)

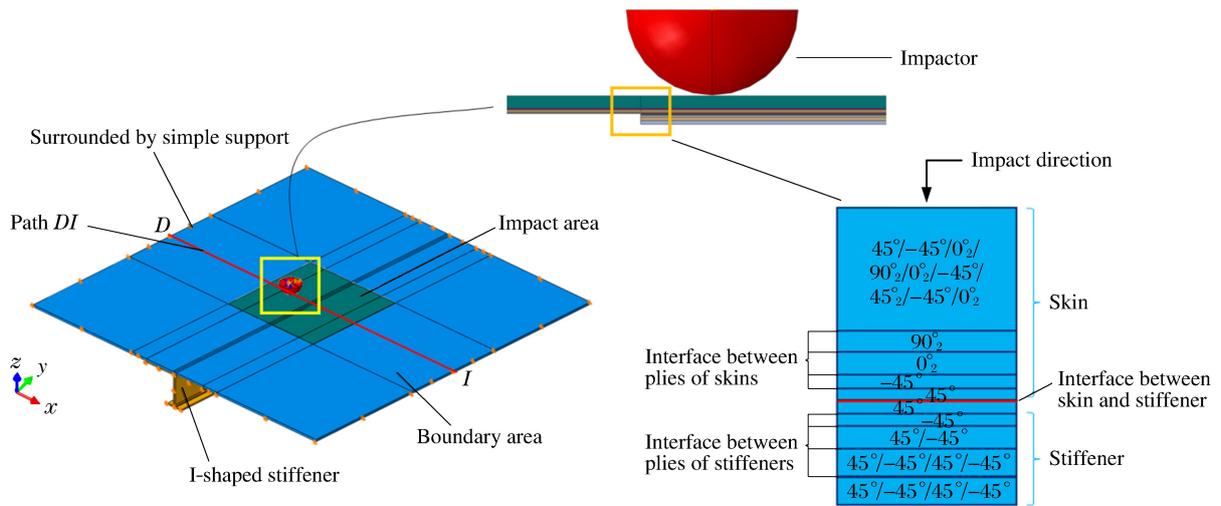


图 4 复合材料加筋壁板模型细节
Fig. 4 Details of composite stiffened panel model

5 结果分析与讨论

5.1 冲击动态响应

图 5 对比了不同筋条形状复合材料加筋壁板的冲击力时程曲线,由于选取的冲击点位置的刚度相同,冲击力时程曲线差别不大。图 6 为不同筋条形状复合材料加筋壁板冲击点处的位移时程曲线,其中帽型筋条的最大位移最大,但差别并不显著。虽然 3 个试件的筋条形状不同,但冲击点处的刚度一致,所以冲击点位置的冲击动态响应差别不大。对于冲击点以外的区域,结构的冲击动态响应则区别较大。将与冲击点有着相同 y, z 坐标的点设置为路径 DI ,如图 3 所示。图 7 对比了不同筋条形状复合材料加筋板在路径 DI 上点的位移。设 D 为坐标原点, F 为冲击点,其坐标为 170 mm, EG 段为 T 型筋条和工

字型筋条所在区域, EH 段为帽型筋条所在区域, I 为路径 DI 的边界点, 坐标为 400 mm。从图 7 中可以看出, 帽型筋条复合材料加筋壁板在 FI 段上的点都向冲击方向运动, 而 T 型和工字型筋条复合材料加筋壁板在 GI 段上的点发生翘曲, 这是由于 T 型和工字型筋条腹板的作用。可见, 虽然冲击位置的刚度相同, 但由于筋条形状不同, 对于冲击位置以外的区域, 其结构的动态响应差别较大。

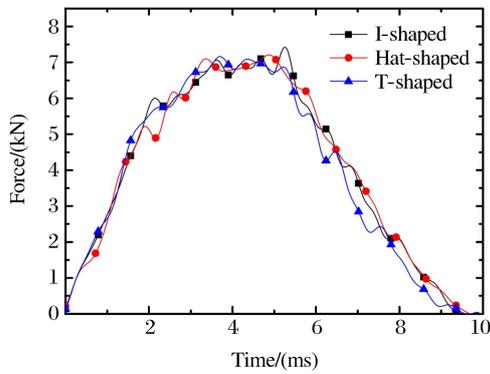


图 5 复合材料加筋壁板的冲击力时程
Fig. 5 Impact force versus time of composite stiffened panels

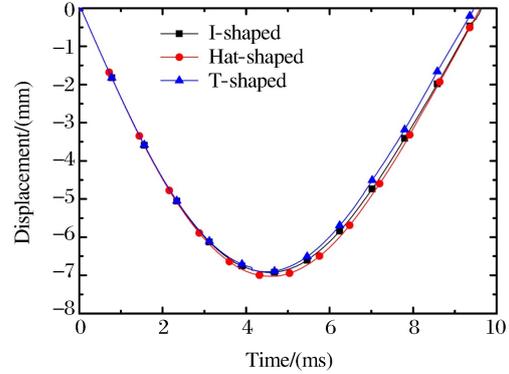


图 6 复合材料加筋壁板的位移时程
Fig. 6 Displacement versus time of composite stiffened panels

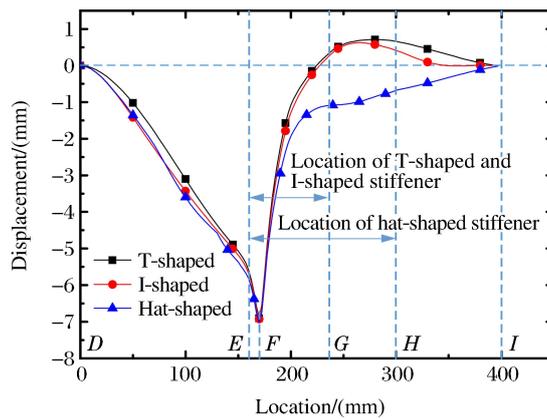


图 7 复合材料加筋壁板沿路径 DI 上点的位移
Fig. 7 Displacements along path DI of composite stiffened panel

5.2 层内损伤情况

复合材料加筋壁板在低速冲击下产生的损伤主要以基体的拉伸损伤和分层损伤为主, 其他模式的损伤由于损伤面积很小, 故不在此进行分析。图 8 以工字型筋条复合材料加筋壁板为例, 显示其有限元模型, 其中区域 A 与其正下方相粘合的筋条区域为网格细化区域。图 9 和图 10 分别为不同筋条形状复合材料加筋壁板的蒙皮和筋条的基体拉伸损伤, 其中: 各子图左上方的数字表示铺层的序号, 所显示区域为图 8 中的区域 A。通过对比发现: 3 种加筋壁板的基体拉伸损伤差别不大; T 型筋条和工字型筋条不仅损伤的形状相似, 损伤面积也很接近。

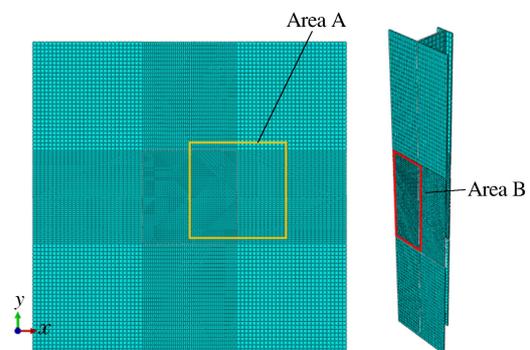


图 8 工字型筋条复合材料加筋壁板的有限元模型
Fig. 8 Finite element model of I-shaped stiffened panel

图 11 为 3 种复合材料加筋壁板基体拉伸损伤随铺层的分布。可以发现，T 型筋条、工字型筋条和帽型筋条复合材料加筋壁板的损伤面积随铺层变化的趋势基本一致，但三者的损伤面积有一定差异。

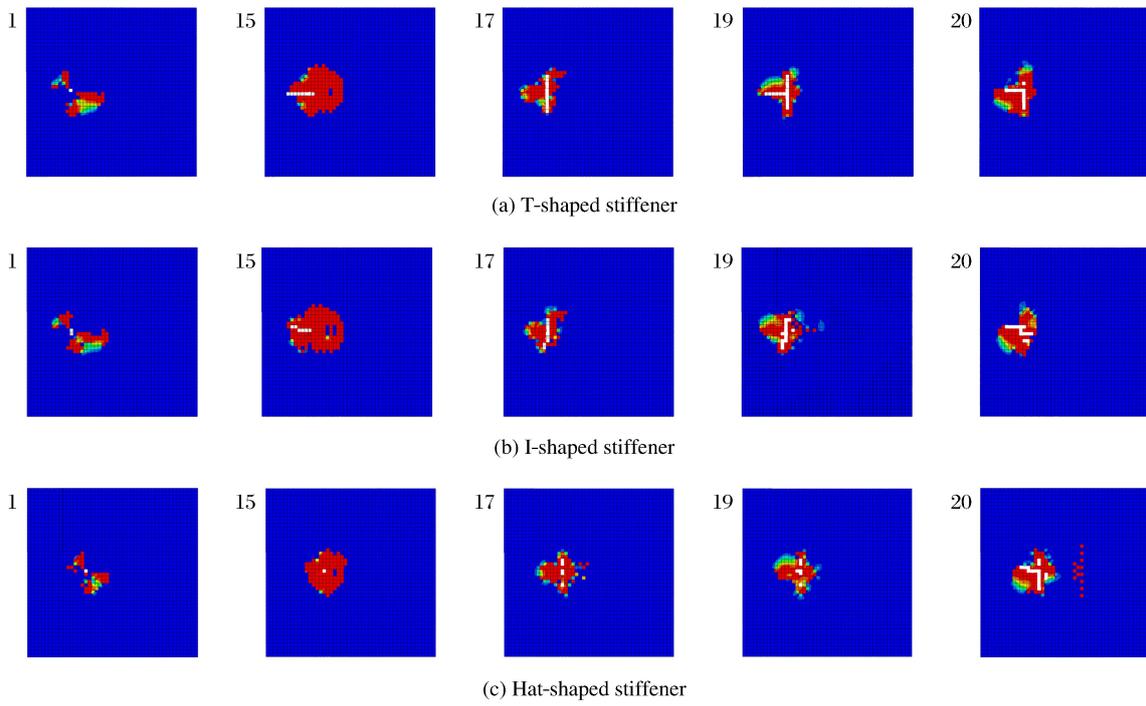


图 9 复合材料加筋壁板蒙皮的基体拉伸损伤(1、15、17、19、20 为铺层序号)

Fig. 9 Skin's matrix tensile damage of composite stiffened panel (1,15,17,19,20 are ply numbers)

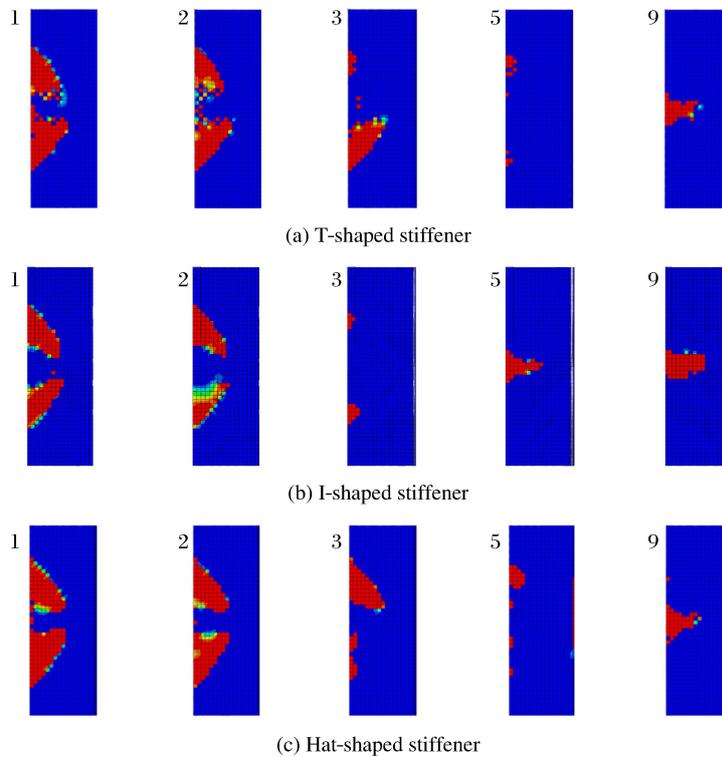


图 10 复合材料加筋壁板筋条的基体拉伸损伤(1、2、3、5、9 为铺层序号)

Fig. 10 Stiffener's matrix tensile damage of composite stiffened panel (1,2,3,5,9 are ply numbers)

5.3 分层损伤情况

图 12 对比了 3 种筋条形状复合材料加筋壁板的蒙皮与筋条界面处的分层损伤情况,所显示部分为图 8 中的区域 B。蒙皮与筋条界面处相邻两层的铺层角相同,都为 45° ,所以界面处的分层损伤情况并不严重。图 4 描述了筋条的建模方式,筋条在 4 个层间位置引入黏结接触,按从冲击正面到背面的顺序,依次为界面 I、界面 II、界面 III 和界面 IV。图 13 给出了 3 种复合材料加筋板在这 4 个界面处的分层损伤情况。其中界面 I (蒙皮与筋条界面的下一层) 的损伤最为严重,且损伤集中于边缘位置。蒙皮与筋条界面的分层损伤情况与蒙皮、筋条在界面处的铺层角相关,当蒙皮与筋条在界面处的铺层角相同时,其分层损伤并

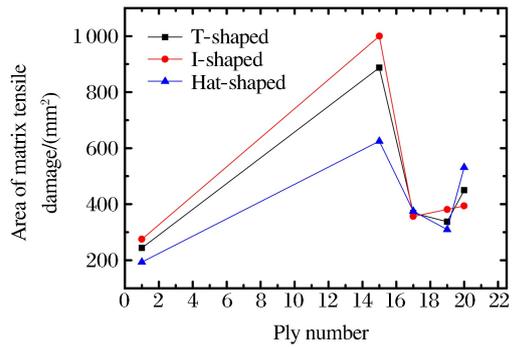


图 11 复合材料加筋壁板蒙皮的基体拉伸损伤分布
Fig. 11 Distribution of skin's matrix tensile damage of composite stiffened panels

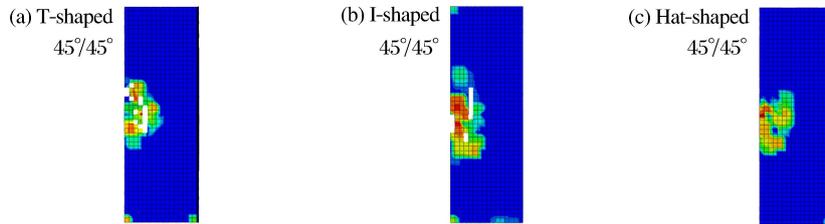


图 12 蒙皮与筋条间的分层损伤
Fig. 12 Delamination damage between skin and stiffener

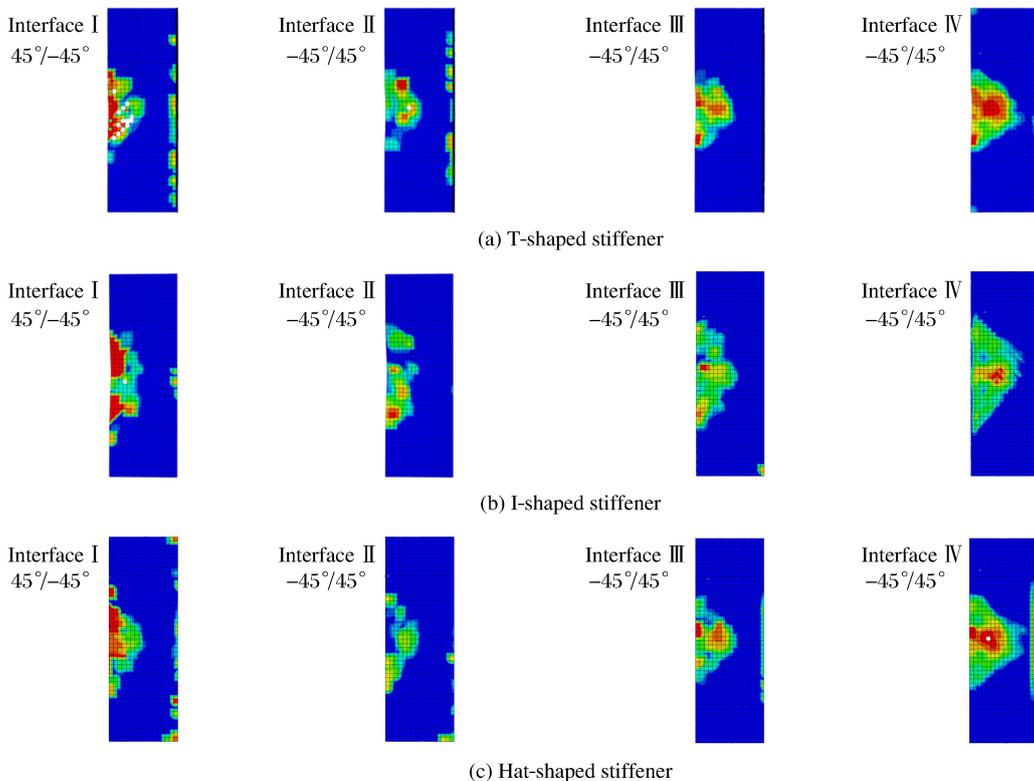


图 13 不同复合材料加筋壁板筋条铺层之间的分层损伤对比

Fig. 13 Comparison of delamination damage between stiffener's plies of different composite stiffened panels

不严重,而在其下一层的分层损伤情况更严重。此时可以把筋条的最上层看作蒙皮的最底层,认为蒙皮与筋条界面在实际界面的下一层。对比 3 种复合材料加筋板的分层损伤情况,T 型筋条和工字型筋条的损伤面积分别为 252 和 246 mm²,帽型筋条的损伤面积为 144 mm²;T 型和工字型筋条的损伤情况更严重。另外,3 种形状筋条的分层损伤具有共同点,即:形状近似于三角形,层板弯折处容易发生分层。

6 结 论

通过对 T 型、工字型和帽型 3 种筋条形状的复合材料加筋壁板进行低速冲击数值仿真,研究了在筋条边缘位置(刚度相同情况下)受到冲击加载后结构的冲击动态响应及损伤情况,得到以下结论。

(1) 当冲击位置的刚度相同时,筋条形状对冲击点位置的动态响应影响很小,但冲击点以外区域的动态响应与筋条形状有关。筋条为 T 型和工字型的复合材料加筋壁板在冲击区域另一侧发生翘曲。

(2) T 型筋条和工字型筋条的基体拉伸损伤不仅形状相似,而且损伤面积也很接近。通过对比 3 种复合材料加筋壁板的基体拉伸损伤分布发现,其损伤面积随铺层变化的趋势基本一致,但三者的损伤面积有一定差异。

(3) 蒙皮与筋条界面的分层损伤情况与蒙皮、筋条在界面处的铺层角相关。T 型和工字型筋条的分层损伤情况比帽型筋条更严重,且 3 种筋条的分层损伤具有共同点,即:形状近似于三角形,层板弯折处容易发生分层。

References:

- [1] ROESLER W G, SARH B, KISMARTON M U, et al. Composite structures—the first 100 years [C]//16th International Conference on Composite Materials, 2007.
- [2] CHOI H Y, CHANG F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity impact [J]. J Compos Mater, 1992, 26(14): 2134-2169.
- [3] 朱炜焱, 许希武. 复合材料层合板低速冲击损伤的有限元模拟 [J]. 复合材料学报, 2010, 27(6): 200-207.
ZHU W Y, XU X W. Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(6): 200-207.
- [4] 王一飞, 张晓晶, 汪 海. 复合材料层压板低速冲击响应与损伤参数关系研究 [J]. 固体力学学报, 2013, 34(1): 63-72.
WANG Y F, ZHANG X J, WANG H. Energy and contact force study of composite laminate impact damage response [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2013, 34(1): 63-72.
- [5] 赵维涛, 杨其蛟, 刘炜华. 复合材料加筋板低速冲击响应分析 [J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32(3): 1-5.
ZHAO W T, YANG Q J, LIU W H. Analysis on the low-velocity impact response of stiffened composite panels [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2015, 32(3): 1-5.
- [6] FOUND M S, HOWARD I C, PARAN A P. Impact perforation of thin stiffened CFRP panels [J]. Compos Struct, 2000, 48(1/2/3): 95-98.
- [7] FOUND M S, HOWARD I C, PARAN A P. Impact behaviour of stiffened CFRP sections [J]. Compos Struct, 1997, 39(3/4): 229-235.
- [8] WIGGENRAAD J F M, ZHANG X, DAVIES G A O. Impact damage prediction and failure analysis of heavily loaded, blade-stiffened composite wing panels [J]. Compos Struct, 1999, 45(2): 81-103.
- [9] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials [J]. J Compos Mater, 1973, 7(4): 448-464.
- [10] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Compos Sci Technol, 1996, 56(4): 439-449.
- [11] GREENHALGH E, MEEKS C, CLARKE A, et al. The effect of defects on the performance of post-buckled CFRP

- stringer-stiffened panels [J]. *Compos Part A: Appl Sci Manuf*, 2003, 34(7): 623-633.
- [12] 孙晶晶, 张晓晶, 宫占峰, 等. 复合材料帽型筋条脱粘的失效机理分析 [J]. *航空学报*, 2013, 34(7): 1616-1626.
SUN J J, ZHANG X J, GONG Z F, et al. Failure mechanism study on omega stringer debonding [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(7): 1616-1626.

Effect of Stiffener Shape on Low-Velocity Impact Behavior of Composite Stiffened Panels

DING Tie, ZHANG Xiao-Qing, YAO Xiao-Hu

(Department of Engineering Mechanics, School of Civil Engineering and Transportation, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China)

Abstract: In this research, we focused on the effect of the stiffener shape on the dynamic response of composite stiffened panels. We first established the finite element analysis model for composited stiffened structures with 3 kinds of stiffeners using the local refinement with the interface between the layers simulated by bonding interface, and then analyzed the dynamic response and the delamination damage of these composite stiffened panels. According to the results of the numerical simulation, it is found that the dynamic response is closely related to the structure stiffness, the composite stiffened panels with T-shaped and I-shaped stiffeners are warped in the region beyond the impacted part of the panels, and their damage distribution and damage area are similar. The results also show that the layer angle of the two layers adjacent to the surface of the skin and the stiffener affects the area of the delamination damage.

Key words: composite stiffened panel; low-velocity impact; delamination damage; dynamic response