

文章编号:1006-9941(2024)09-0930-12

小当量近场爆炸冲击下CFRP层合板失效机理及吸能特性

解江¹,李漩²,潘汉源²,王立轩³,冯振宇¹

(1. 中国民航大学科技创新研究院, 天津 300300; 2. 中国民航大学安全科学与工程学院, 天津 300300; 3. 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 为研究碳纤维增强环氧树脂基复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP)在小当量近场爆炸冲击下的失效机理及吸能特性,对CFRP层合板分别开展了自由场爆炸试验和扫描电镜试验。同时,建立采用3D Hashin失效准则的复合材料层合板损伤模型,针对近场爆炸冲击下CFRP层合板的动响应行为进行了数值模拟,结合试验结果分析了CFRP层合板在近场爆炸冲击下的失效机理及吸能特性。结果表明:CFRP层合板迎爆面与背爆面失效模式存在差异,层合板迎爆面受到冲击波直接作用,出现基体开裂、纤维断裂或中心穿孔失效,分层出现在纤维-基体界面;背爆面由于反射拉伸波的作用,出现大面积的分层失效与裂片飞出,分层出现在基体内部。在层合板动响应过程中,高应力区域集中在穿孔区域边界,沿纤维方向分布,0°与90°铺层的应力水平高于±45°铺层。与迎爆面相比,背爆面处的层合板吸收转化大部分能量,约占总吸能的52%~56%。

关键词: CFRP层合板;近场爆炸;仿真计算;失效机理;吸能特性

中图分类号: TJ5;O383

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2024177

0 引言

碳纤维增强环氧树脂基复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP)拥有优秀的比强度、比刚度特性^[1],广泛应用于航空航天、汽车制造、船舶等领域^[2],但复合材料的大量运用使其面临着恐怖炸弹袭击或军事活动带来的爆炸风险。ASCE59-11^[3]中定义比例距离小于 $1.2 \text{ m} \cdot \text{kg}^{-1/3}$ 为近场爆炸载荷,在远场爆炸工况下,爆炸载荷分布均匀,层合板失效模式表现为弯曲断裂或者冲切失效;而近场爆炸载荷的空间分布不均匀,爆炸冲击强烈,近场爆炸环境下复合材料层合板的失效模式、失效机理不明。因此,有必要针对CFRP层合板在小当量近场爆炸冲击作用下的失效机理及吸能特性开展研究。

爆炸冲击作用下CFRP层合板的失效模式较为复杂,主要的失效模式包括基体开裂、层间分层、纤维断

裂及脱胶等^[4-6]。根据层合板失效区域可将失效模式分为边缘冲切失效^[7]、中心破孔失效等^[8],不同的失效模式与炸药药量、爆距以及层合板的材料强度、几何形状有关^[9]。在较弱的爆炸载荷下只发生弹性变形,在强爆炸载荷下层合板会产生分层、纤维断裂、基体破碎等失效模式^[10],并且纤维断裂为主要的吸能方式^[11],当层合板出现面内裂纹时,又可将面内裂纹分布分为三种模式,即线性形,十字形和近似正方形类型,这些裂纹最先出现在背爆面,并且裂纹的模式与数量和爆炸冲击强度呈较强的相关性^[12]。

CFRP层合板的分层断裂过程是极为复杂的,通过对样品进行扫描电镜试验,能够观察断面的结构特点,了解分层机制。CFRP层合板的微观破坏模式主要包括分层、纤维间断裂、纤维断裂等^[13]。不同的受载情况会使断面呈现不同的特点,Zhou等人^[14-15]对比分析了弯曲主导的断面形貌与分层主导的断面形貌之间的差异,并发现两种分层行为,一是在纤维-树脂界面处发生的分层行为,二是树脂基体内部发生的分层行为。而在剪切作用时,微观断面较为整齐,在拉伸作用时,微观断面较为粗糙^[16]。通过层合板的微观失效形貌能够反映层合板的失效机理。

收稿日期:2024-07-03;修回日期:2024-08-15

网络出版日期:2024-09-12

作者简介:解江(1982-),男,教授,主要从事适航审定技术与复合材料冲击动力学研究。e-mail:xiejiang5@126.com

引用本文:解江,李漩,潘汉源,等.小当量近场爆炸冲击下CFRP层合板失效机理及吸能特性[J].含能材料,2024,32(9):930-941.

XIE Jiang, LI Xuan, PAN Han-yuan, et al. Failure Mechanism and Energy Absorption Characteristic of CFRP Laminates under Small-quantity and Near-field Blast Loading[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2024, 32(9):930-941.

通过试验能够得到最为准确直观的结果,但是爆炸试验周期长、成本高、场地限制较大,因此国内外建立了许多数值模型来计算复合材料层合板的力学性能和动态响应^[17-19]。通过使用数值模拟的方法,可以减少研究工作成本,提高研究效率,获取试验中难以获取的试验数据,如爆炸冲击作用下复合材料裂纹的发展^[20]、三维瞬态变形^[21]、振荡频率^[22]、动态挠度变化^[23]等。常使用的方法包括网格重分法、无网格方法、任意拉格朗日-欧拉(ALE)、结构化任意拉格朗日欧拉(S-ALE)、自由拉格朗日法(FLM)、欧拉-拉格朗日耦合(CEL)、光滑粒子流体动力学方法(SPH)等^[24]。欧洲装甲战车用碳纤维(Carbon Fibre for Armoured Fighting Vehicles, CAFV)项目就通过使用 LS-DYNA 和 AUTODYN 软件建立了碳纤维复合材料的有限元模型,观察其动态响应过程发现由于爆炸压力波的反射导致分层行为由背爆面开始,并逐渐延伸至整个面板厚度。

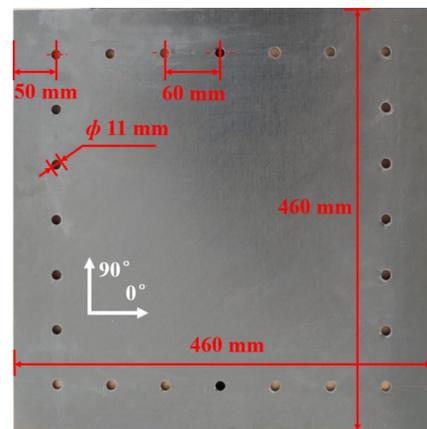
目前研究学者对层合板的爆炸冲击研究主要集中在远场空气和水中爆炸工况中,针对 CFRP 层合板在近场爆炸冲击下的相关研究依旧较少。因此,本研究开展了 CFRP 层合板近场爆炸试验和扫描电镜试验,探讨了 CFRP 层合板的失效机理和主导机制;建立了采用 3D hashin 失效准则的层合板损伤模型,分析了爆炸冲击作用下 CFRP 层合板的动态响应过程、应力分布与吸能特性,为 CFRP 层合板的设计与使用提供参考。

1 试验部分

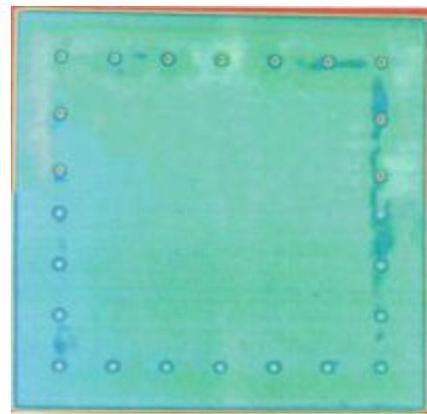
1.1 试验材料

试验使用的 CFRP 层合板中纤维为中复神鹰碳纤维有限公司制造的 T700S 系列碳纤维,基体为增韧环氧树脂,采用一体化成型工艺进行制备,通过抽真空过程排除残留在预浸料层间的气泡,然后放入热压罐进行成型,固化完成后使用水切割设备对层合板进行裁切。制造完成后 CFRP 层合板尺寸为 460 mm×460 mm×2.4 mm,单层厚度为 0.2 mm,共 12 层,支架安装孔直径为 11 mm,距离四边的距离为 50 mm,两孔间距为 60 mm。制造完成后,目视检查试验件表面无边缘分层、孔隙、隆起等损伤(图 1a),使用水浸超声波 C 扫描仪(MISTRAS UPK-T36HS)检测 CFRP 层合板,配置频率为 2 MHz,水温(20±2)℃,检测结果发现检测区域图像清晰,无分层现象,仅在层合

板边缘存在打孔造成的轻微损伤(图 1b),相关结果如图 1 所示。



a. CFRP laminates test specimen



b. water immersion ultrasonic C-scan

图 1 CFRP 层合板试验件实物与水浸超声波 C 扫描照片

Fig.1 Images of CFRP laminates test specimen and water immersion ultrasonic C-scan

1.2 试验装置

试验夹具设计如图 2 所示,包括支架、内侧与外侧的环形压板。试验时将环形压板通过高强度螺栓安装于支架上,试验件夹持于两压板之间,实现不同厚度试件的装夹,保证层合板四周固支,试验件安装后试验面积为 300 mm×300 mm。炸药为长径比 1:1 的圆柱形 TNT,装药密度为 1.58~1.63 g·cm⁻³。试验矩阵如表 1 所示,为获得更丰富的试验结果,本研究均使用 20 g TNT 在不同爆距工况下开展试验,其中爆距为 0 mm 时,TNT 设置为贴壁爆炸。

1.3 试验方法

爆炸试验在南京理工大学汤山科研试验中心进行,炸药四周无墙壁以防止冲击波的反射,层合板背爆面后方设置墙壁,避免层合板裂片对人员和设备造成

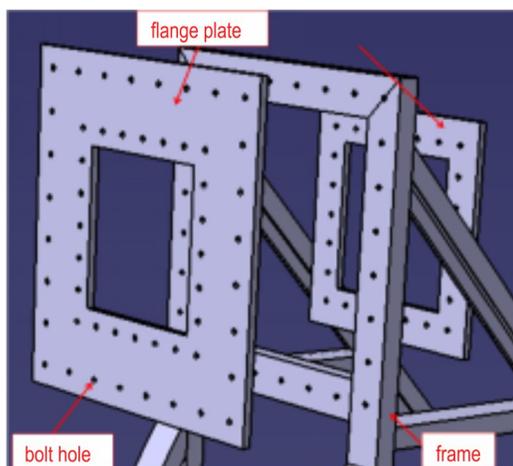


图2 试验件夹具设计示意图

Fig.2 Design diagram of test specimen holder

表1 CFRP 试验工况表

Table 1 Test conditions of CFRP specimens

test	layup sequence	charge mass / g	stand-off distance / mm
1#	[0/45/-45/90] ₃	20	300
2#	[0/45/-45/90] ₃	20	200
3#	[0/45/-45/90] ₃	20	100
4#	[0/45/-45/90] ₃	20	50
5#	[0/45/-45/90] ₃	20	0
6#	[0/90/45/-45] ₃	20	50

损伤,并便于收集层合板裂片。夹具与地面垂直放置,且TNT与地面距离约为1 m,减少冲击波在地面反射影响试验结果。在TNT中心插入雷管,通过雷管引爆TNT,使用细线将插有雷管的TNT悬挂于层合板试验件正前方,调整TNT的悬挂位置改变TNT与试验件之间的距离,试验场地布置如图3所示。

试验结束后,从CFRP层合板迎爆面、中间层、背爆面分别提取层合板裂片作为扫描电子显微镜观察样

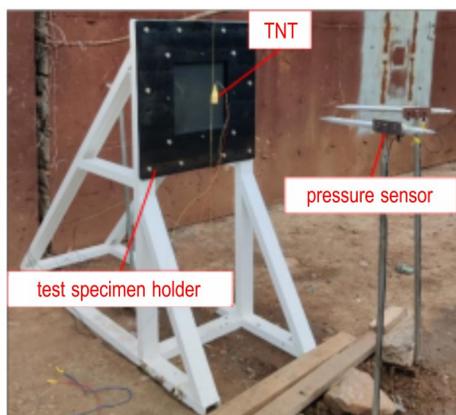


图3 试验场地布置

Fig.3 Experimental setup in field tests

品。样品首先放置于喷金仪器的浮动样品台上,用吸尘器清除表面灰尘,然后置于磁控离子溅射仪(MSP-2S, Hitachi公司)内喷金1分钟,喷金完成后将样品铺在贴有导电胶的样品台上,置于扫描电镜(S-3400, Hitachi公司)样品室,抽取真空稳定后在5 kV电压下观察并记录样品表面形貌。

2 复合材料损伤模型的建立与验证

复合材料层合板的损伤通常分为2大类:层内损伤与层间损伤,复合材料的层内损伤包括纤维拉伸压缩损伤与基体拉伸压缩损伤。层间损伤主要反映的是层合板的分层现象。本研究使用Fortran语言编写了VUMAT子程序,使用3D hashin损伤模型描述层合板的层内损伤^[25-26],层间损伤则使用内聚力单元进行模拟^[19]。

2.1 层内损伤模型

将复合材料视为横向各向同性材料,使用修改后的3D Hashin失效准则表述层内失效行为,如下所示:

(1)纤维拉伸失效($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

(2)纤维压缩失效($\sigma_{11} < 0$)

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

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

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

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

$$\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

式中, σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{33} 、 τ_{12} 、 τ_{31} 、 τ_{23} 分别代表层合板在不同方向上的应力,MPa; X_T 、 X_C 、 Y_T 、 Y_C 分别代表轴向拉伸强度、轴向压缩强度、横向拉伸强度、横向压缩强度,MPa; S_{12} 、 S_{23} 、 S_{31} 分别代表3个方向的剪切强度,MPa。当满足层内损伤条件时,发生纤维失效或基体失效,材料性能退化,使用折减系数描述复合材料从初始损伤到完全失效的的演化过程。

$$\sigma = C_d \varepsilon \quad (5)$$

$$\mathbf{C}_d = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} d_1 C_{11} & d_2 C_{12} & d_2 C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ d_2 C_{21} & d_2 C_{22} & d_2 C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ d_2 C_{31} & d_2 C_{32} & d_2 C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_3 C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & d_3 C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_3 C_{66} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:

$$d_1 = (1 - d_{fc})(1 - d_{ft});$$

$$d_2 = (1 - d_{fc})(1 - d_{ft})(1 - d_{mc})(1 - d_{mt}); \quad (7)$$

$$d_3 = (1 - d_{fc})(1 - d_{ft})(1 - s_{mc} d_{mc})(1 - s_{mt} d_{mt})$$

$$dC_{ij} = (1 - d_i)(1 - d_m)C_{ij} \quad (8)$$

$$D = 1 - d_i d_m \nu_{12} \nu_{21} - d_m \nu_{23} \nu_{32} - d_i \nu_{31} \nu_{13} - 2 d_i d_m \nu_{21} \nu_{32} \nu_{13} \quad (9)$$

式中, \mathbf{C}_d 为刚度折减矩阵, $\text{N} \cdot \text{m}^{-1}$; d_{ft} 、 d_{fc} 分别为纤维拉伸损伤变量与纤维压缩损伤变量, d_{mt} 、 d_{mc} 分别为基体拉伸、压缩损伤变量(损伤变量 $d=0$ 代表无损伤, $d=1$ 代表完全失效), s_{mt} 、 s_{mc} 为基体拉伸、压缩失效系数。损伤状态变量 d (包括 d_{ft} 、 d_{fc} 、 d_{mt} 、 d_{mc}) 的统一的表达式如式(10)所示:

$$d = \frac{\delta_{eq}^f (\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0)}{\delta_{eq}^f (\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0)} \quad (10)$$

其中,

$$\text{纤维拉伸失效: } \delta_{eq}^{ft} = L^c \sqrt{(\varepsilon_{11})^2 + \alpha \varepsilon_{12}^2} \quad (11)$$

$$\text{纤维压缩失效: } \delta_{eq}^{fc} = L^c (-\varepsilon_{11}) \quad (12)$$

$$\text{基体拉伸失效: } \delta_{eq}^{mt} = L^c \sqrt{(\varepsilon_{22})^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (13)$$

$$\text{基体压缩失效: } \delta_{eq}^{mc} = L^c \sqrt{(-\varepsilon_{22})^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (14)$$

$$\delta_{eq}^0 = \delta_{eq} \Big|_{F=1} \quad (15)$$

δ_{eq}^f 为某一失效模式下彻底失效的失效位移, m ; δ_{eq}^0 为同一模式下对应的等效位移, m ; δ_{eq}^0 为同一失效判据刚好达到 1 时对应的等效位移, m ; L^c 为单元的特征长度, m 。CFRP 层合板的力学性能如表 2 所示。

2.2 层间损伤模型

为了描述层合板在爆炸冲击作用下的层间损伤, 使用 ABAQUS 中内置的内聚力单元来模拟界面层的分层现象, 采用双线性本构模型描述内聚力单元的力学行为^[19], 其本构方程如式(16)所示:

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{bmatrix} \sigma_n \\ \sigma_s \\ \sigma_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{bmatrix} = K \boldsymbol{\varepsilon} \quad (16)$$

式中, K_{nn} 、 K_{ss} 、 K_{tt} 为刚度系数, $\text{MPa} \cdot \text{mm}^{-1}$ 。分层行为的

表 2 CFRP 层合板的力学性能参数^[19]

Table 2 Mechanical properties of CFRP laminates

property	value
density / $\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	$\rho=1.6$
elastic properties / GPa	$E_1=129, E_2=9.83, E_3=9.83$
poisson's ratio	$\nu_{12}=0.31, \nu_{13}=0.31, \nu_{23}=0.4$
shear modulus / GPa	$G_{12}=5.38, G_{13}=5.38, G_{23}=3.42$
tensile strength / MPa	$X_T=1733, Y_T=68$
compressive strength / MPa	$X_C=1264, Y_C=225$
shear strength / MPa	$S_{12}=132, S_{31}=112, S_{23}=112$

Note: ρ is density. E_1, E_2, E_3 are elastic modulus in "1", "2", "3" directions. $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ are poisson's ratio in "12", "13", "23" directions. G_{12}, G_{13}, G_{23} are shear moduli in "12", "13", "23" directions. X_T is tensile strength of fiber. Y_T is tensile strength of matrix. X_C is compressive strength of fiber. Y_C is compressive strength of matrix. S_{12}, S_{31}, S_{23} are shear strengths in "12", "31", "23" directions.

初始判断准则采用二次应力准则, 如式(17)所示。

$$\left(\frac{t_n}{N}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{S}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{T}\right)^2 = 1 \quad (17)$$

式中, t_n, t_s, t_t 分别代表法向牵引力、面内剪切牵引力和面外剪切牵引力, MPa ; N, S, T 分别代表法向和剪切方向的界面强度, MPa 。当内聚力单元进入损伤状态之后, 使用 B-K 准则控制其损伤演化过程, 如式(18)所示:

$$G_C = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right)^\eta \quad (18)$$

G_C, G_{IC}, G_{IIC} 分别为总断裂能、法向断裂能、剪切断裂能, $\text{mJ} \cdot \text{mm}^{-2}$; η 为 B-K 指数, 表 3 为内聚力单元的输出参数。

2.3 有限元计算模型

根据试验工况, 建立等比例的有限元模型, 模型的网格、边界条件如图 4 所示, CFRP 层合板整体尺寸为

表 3 内聚力模型参数^[19]

Table 3 Parameters required for the cohesive zone model

property	value
density / $\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	$\rho=1.2$
cohesive strengths / MPa	$t_n=30, t_s=30, t_t=30$
initial cohesive stiffness / $\text{MPa} \cdot \text{mm}^{-1}$	$K_{nn}=K_{ss}=K_{tt}=1 \times 10^5$
fracture energy / $\text{mJ} \cdot \text{mm}^{-2}$	$G_C=0.339, G_{IC}=0.966, G_{IIC}=0.966$
B-K exponent	$\eta=1.45$

Note: ρ is density. t_n is cohesive strength in normal direction. t_s is cohesive strength in the in-plane direction. t_t is cohesive strength in the out-plane direction. G_C is total fracture energy. G_{IC} is fracture energy in normal direction. G_{IIC} is shear fracture energy. η is B-K exponent.

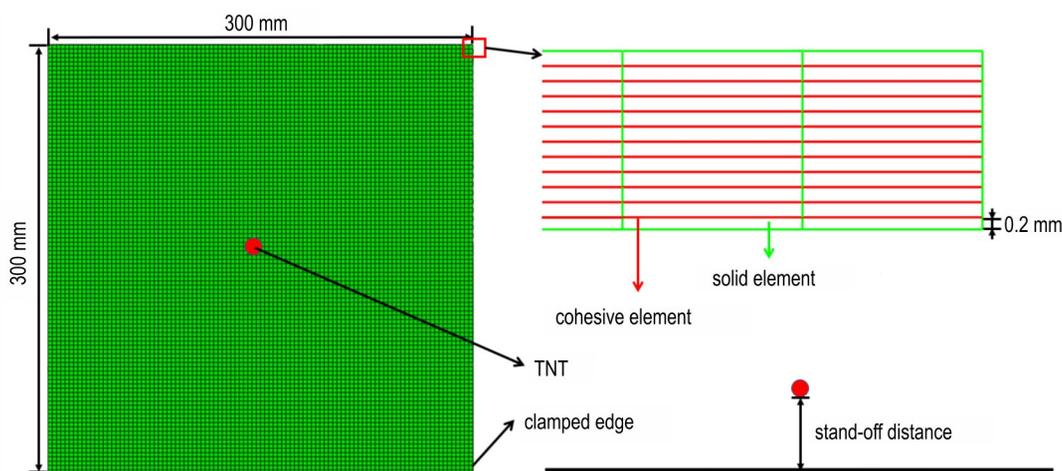


图4 CFRP层合板有限元模型

Fig.4 The finite element model for the CFRP laminates

300 mm×300 mm×2.4 mm,复合材料层使用线性八节点六面体单元(C3D8R)进行划分,单层复合材料层使用单层体单元进行模拟,铺层示意图如图5所示,内聚层使用零厚度八节点内聚力单元(COH3D8),每两层复合材料层之间建立一层内聚力单元^[19]。使用CONWEP方法模拟爆炸的加载^[9,20],层合板四周使用固支边界条件。

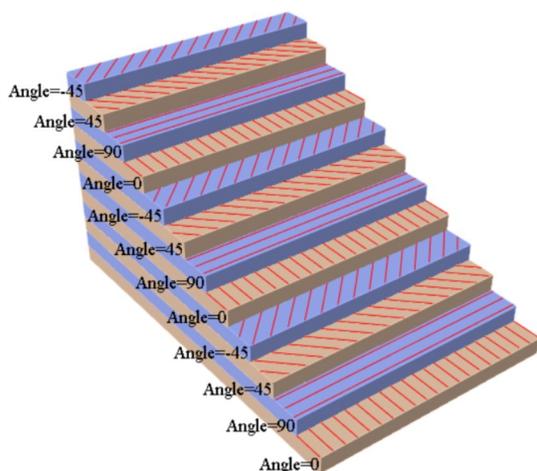


图5 复合材料层示意图

Fig.5 The diagram of the composite element layers

2.4 模型验证及网格收敛性分析

为获取合适的网格尺寸,本研究以CFRP层合板的穿孔区域直径作为衡量指标,从计算时间和穿孔区域直径对CFRP层合板的网格大小进行分析,其中内聚层单元与复合材料层单元使用统一的网格尺寸进行划分,分别设置网格尺寸为5,4,3,2,1 mm,为了不改变复合材料层单元与零厚度内聚力单元的厚度,保持二者单元厚度分别为0.2 mm与0 mm。仿真工况为

药量 20 g,爆距 50 mm,铺层 $[0/90/45/-45]_3$ 。不同网格尺寸的计算结果如图6所示,在3 mm之后采用更加精细的网格尺寸会带来巨大的计算成本,综合考虑计算成本与精度,选取3 mm的网格尺寸作为计算用的网格尺寸。将3 mm网格尺寸的模型与试验结果对比,如图7所示。

在试验中,CFRP层合板穿孔失效区域直径约为47 mm,仿真计算中穿孔失效区域直径约为39 mm,二者误差为17%。同时,在CFRP层合板迎爆面能观察到在穿孔区域两侧出现沿0°方向的裂纹,同样在仿真中穿孔区域的两侧出现0°方向的高应力区域,背爆面区域CFRP层合板出现大量裂片,并沿几何中心向四周掀开,在仿真中捕捉到相同的裂片失效形貌。两者表明试验结果与仿真计算结果之间具有良好的 consistency。可见本研究建立的有限元模型能较好的反应CFRP层合板的失效模式,验证了模型的有效性。

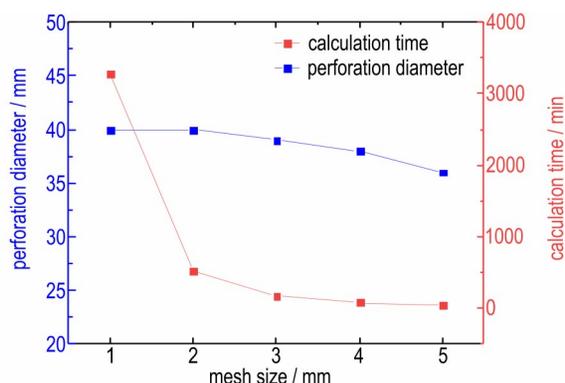


图6 不同网格尺寸的计算结果

Fig.6 Calculation results with different mesh sizes

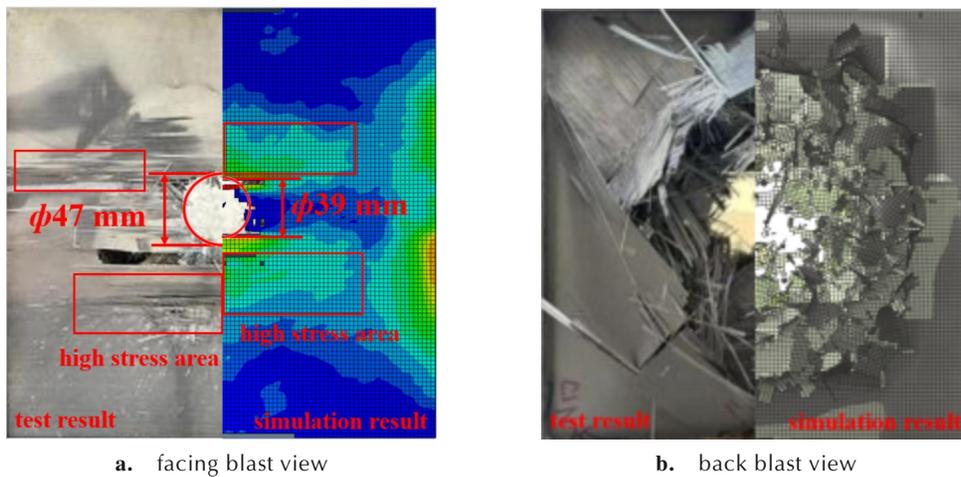


图7 20 g药量50 mm爆距下CFRP层合板试验结果与仿真结果对比

Fig.7 Comparison between test results and simulation results of CFRP laminates exploded by 20 g charge with 50 mm stand-off distance

3 爆炸冲击作用下CFRP层合板失效机理与应力分析

3.1 CFRP层合板的宏观失效形貌

图8展示了 $[0/45/-45/90]_3$ 铺层的CFRP层合板在自由场爆炸试验后迎爆面与背爆面的失效形貌,即试验1#至试验5#的试验结果。在300 mm及200 mm爆距工况下,层合板表面未出现明显的损伤,由于受到雷管破片及爆炸产物冲击,迎爆面出现少量凹坑。在100 mm及50 mm爆距工况下,迎爆面边界出现基体开裂以及纤维断裂,裂纹沿纤维方向扩展,背爆面边界失效模式与迎爆面一致。此外,背爆面中心处均出现沿90°方向的裂纹,50 mm爆距工况下裂纹长度更长,

数量更多,层合板表现出更严重的失效。在0 mm爆距工况下,CFRP层合板迎爆面出现一个直径约为70 mm的穿孔区域,背爆面出现大面积分层,同时背爆面形成许多大小不一的裂片并飞溅、剥落,裂片以层合板为中心向四周爆开,层合板边界未出现明显的纤维失效或基体失效。

从图8能够发现,随着爆距的不断减小,CFRP层合板的失效区域由300~200 mm爆距下的边界失效,变为100~50 mm爆距下边界失效与中心失效同时出现,最后在0 mm爆距下仅中心失效,并且层合板的裂纹与分层随着爆距减小更为严重,出现这种现象的主要原因有两点,一是在药量不变的情况下减小爆距会使冲击波正压作用峰值增加,使层合板出现更为严重的失

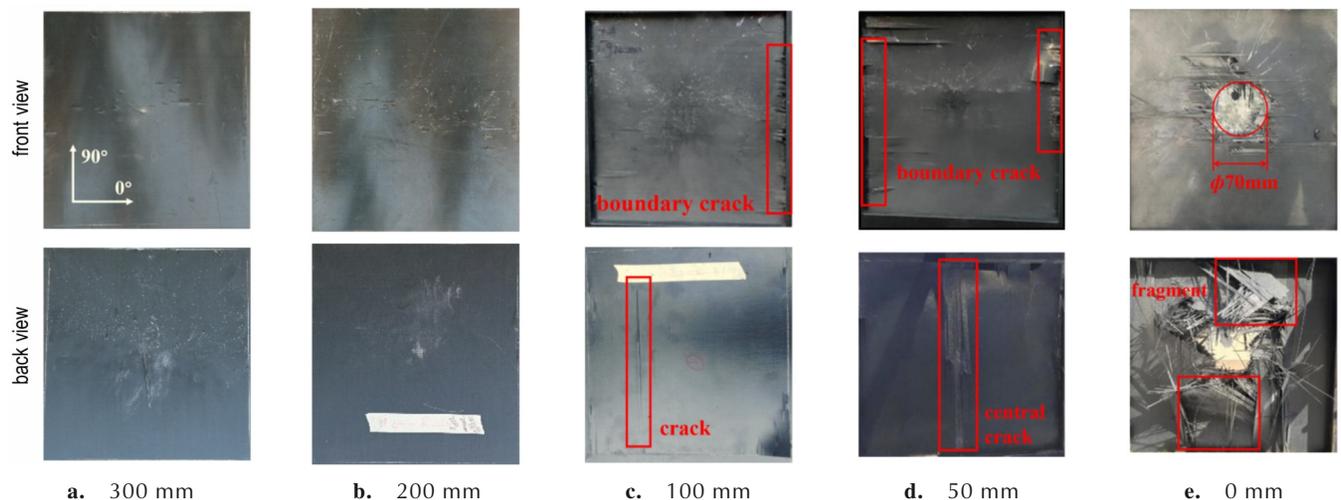


图8 铺层为 $[0/45/-45/90]_3$ 的CFRP层合板在不同爆距作用下的失效形貌

Fig.8 The failure morphology of laminates with $[0/45/-45/90]_3$ ply orientation with different stand-off distances

效形貌^[27];二是爆距的减小会使冲击波的载荷分布更加集中,CFRP层合板中心受到的爆炸冲击大于边缘,进而使层合板的失效区域向中心集中。

图8d、e展示了试验4#、5#的失效形貌,在爆距较小时层合板的失效形貌较为复杂,层合板迎爆面与背爆面失效模式存在差异。50 mm爆距下的CFRP层合板在迎爆面与背爆面边缘处均出现了分层与裂纹,但仅在背爆面中心处出现沿90°方向的裂纹。在贴壁爆炸工况下迎爆面在中心处出现穿孔,背爆面出现多组裂片,以层合板几何中心向四周爆开。出现这种失效形貌主要由面外方向的反射拉伸波导致,图9展示了其作用机理。首先,爆炸冲击波作用于层合板,如图9a所

示;之后层合板受到爆炸冲击作用,内部出现向背爆面传播的压缩波,当压缩波到达背爆面自由边界后反射形成拉伸波,如图9b所示;由于反射拉伸波的作用,层合板会在不同铺层的界面处出现失效,并形成新的自由表面,压缩波在新的自由表面反射形成新的反射拉伸波,使层合板出现新的分层失效,如图9c所示;最终随着冲击波的衰减,压缩波强度降低,反射拉伸波的强度也会降低,层合板的分层面积越来越小,直至未出现新的分层失效。而层合板迎爆面则表现为受到爆炸冲击的直接作用而仅出现穿孔失效。可见层合板在受到爆炸冲击作用时,由于迎爆面于背爆面失效机理不同,因此产生不同的失效形貌。

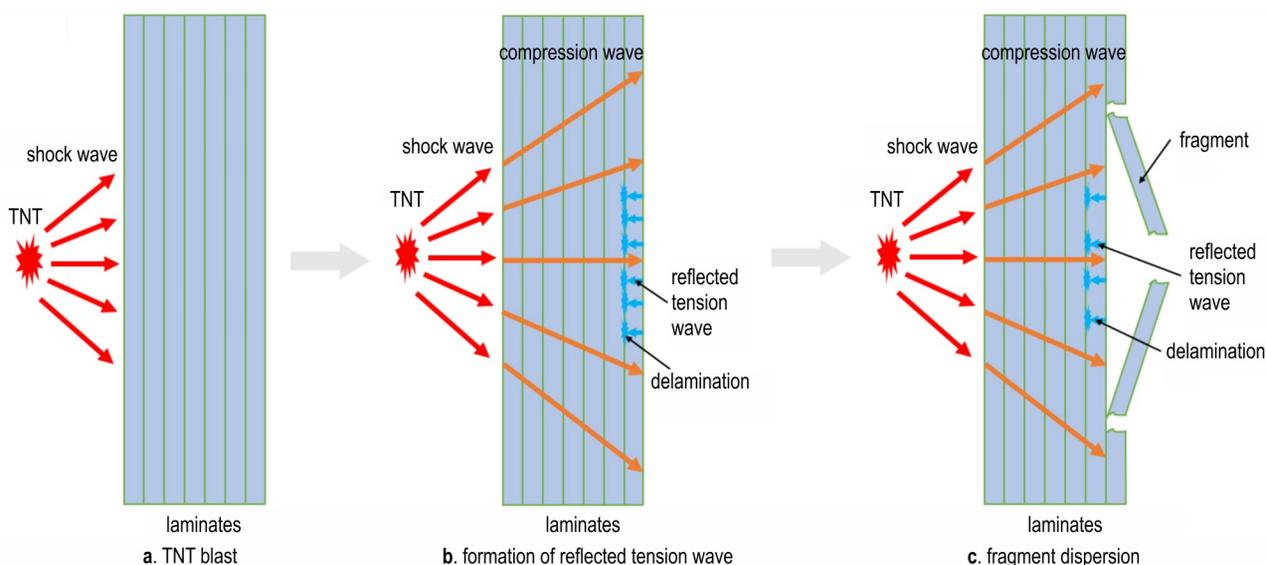


图9 爆炸冲击下CFRP层合板失效示意图

Fig.9 The failure schematic diagram of CFRP laminates under blast loading

3.2 CFRP层合板的微观失效机理

为了深入研究CFRP层合板的失效机理,分别选取试验5中的层合板迎爆面穿孔边界处的样品1,中间层穿孔边界处的样品2,背爆面穿孔边界处的样品3,采用扫描电子显微镜(SEM)分别对其微观失效形貌进行了观察,如图10、11所示。

图11a、d、g展示了CFRP层合板在低倍率下的断裂边界,迎爆面的断裂边界相比于中间层和背爆面更为平滑,中间层与背爆面的断裂边界残留着多根纤维。这是由于迎爆面直接受到爆炸冲击,受到面外压缩应力与面外剪切应力作用,使裂纹能够直接穿越纤维,断裂面平整。而在中心层和背爆面,层合板失效时受到的面外压缩应力降低,裂纹在传播过程中无法直接穿越纤维,在纤维-基体的界面沿纤维延伸,到达纤维

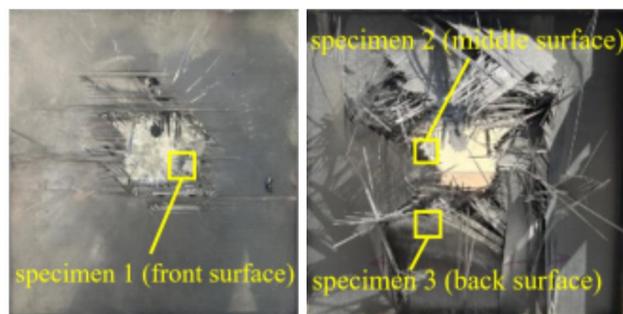


图10 SEM观察样品的选取位置

Fig.10 The locations of specimens observed by SEM

薄弱处时穿透纤维。此外,在中间层与背爆面,层合板受到爆炸载荷作用出现面外弯曲而产生面外弯曲应力与面内拉应力,使层合板边界表现为纤维拔出的失效形貌,断面粗糙。

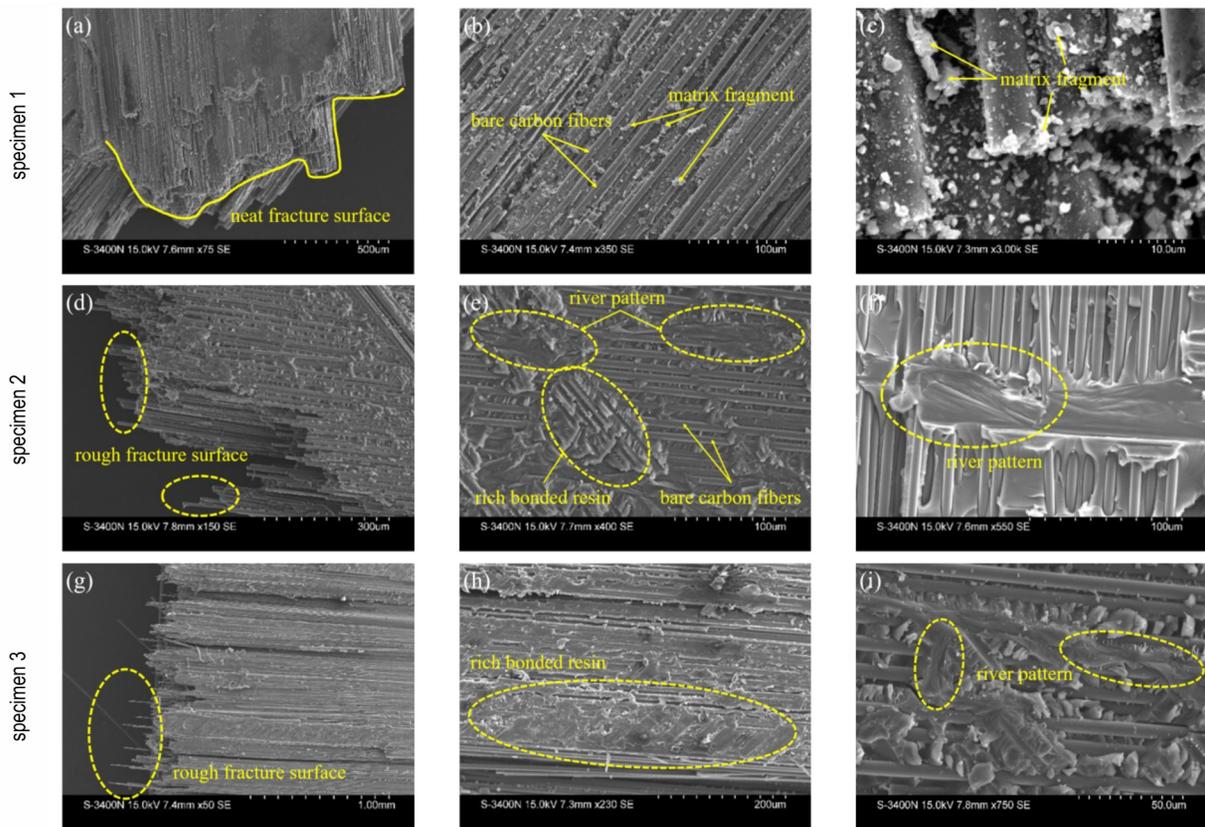


图 11 爆炸冲击作用后 CFRP 层合板的微观失效形貌(a~c)迎爆面样品,(d~f)中间层样品,(g~i)背爆面样品

Fig.11 Microscopic failure morphology of CFRP laminates after blast impact (a~c) facing blast surface specimen, (d~f) intermediate layer specimen, (g~i) back blast surface specimen

图 11b、e、h 展示了 CFRP 层合板的分层界面,在不同取样位置处的分层界面均较为平坦。其中迎爆面纤维表面残留树脂较少,表面光滑,树脂呈现为粗糙颗粒状,此时分层由纤维-树脂基体的界面脱粘产生,同时爆炸高温使表面树脂熔化热解,残留少数树脂碎片于纤维表面,如图 11c 所示。在中间层分层界面处,如图 11e,纤维与树脂之间结合状况良好,树脂呈现沟壑状,沟壑的方向与纤维方向呈现 45° 的夹角,呈现梳排状花样,这是层间断裂的一个主要特征,并且分层界面主要出现在纤维-树脂界面处。而在背爆面,纤维表面残留有大量树脂残留,树脂表面平整,如图 11h 所示,出现这种现象说明此处分层主要出现在基体内部。进一步放大中间层与背爆面树脂表面,如图 11f、i,能看出树脂表面呈现河流状扩展,说明基体失效以脆性失效为主。

3.3 CFRP 层合板的应力分布与动态响应分析

提取药量 20 g,爆距 50 mm,铺层为 $[0/90/45/-45]_3$ 的仿真结果,逐层提取层合板在不同时刻的应力云图,如图 12 所示。当爆炸冲击波作用于层合板之后,层合板内部会出现应力波并沿着厚度方向与面内方向传播。在 0.03 ms 时,层合板迎爆面出现单元失效,应力

波到达背爆面,各层应力主要集中在中心处,并在面内沿纤维方向分布;在 0.05 ms 时,层合板背爆面开始出现裂纹,应力分布出现变化,背爆面的应力水平高于迎爆面,并且高应力区域分布在穿孔区域边界,沿纤维方向分布,出现这种现象的原因是当层合板中心出现穿孔后,经过穿孔区域的纤维无法承受较高的载荷,面内应力在穿孔区域两侧沿纤维方向传导;在 0.15 ms 时,层合板整体应力水平均有所提高,背爆面裂纹扩展迅速,出现明显的分层现象,背爆面处的层合板形成裂片并飞出;在 0.3 ms 时,能看出层合板在受到爆炸冲击作用后的失效模式:层合板从迎爆到背爆面中心处失效面积逐渐增大,在 0° 与 90° 铺层中的应力水平高于 45° 与 -45° 铺层。由于背爆面出现大面积的失效,承载能力降低,层合板迎爆面应力水平更高,高应力区域主要集中在穿孔区域平行纤维方向的两侧。

4 爆炸冲击作用下 CFRP 层合板吸能特性分析

为研究 CFRP 层合板的吸能特性,获取层合板的失效模式与能量吸收转化之间的关系,针对不同厚度

的层合板开展研究。在失效形貌明显,迎爆面与背爆面失效模式差异较大的试验 6#的基础上,建立了铺层顺序为[0/90/45/-45],单层厚度为 0.2 mm,总厚度分别为 1.2, 3.6, 4.8, 6.0 mm 的层合板模型,在 20 g 药量 50 mm 爆距的工况下进行加载,仿真结果如图 13 所

示。当层合板厚度为 1.2 mm 时,由于层合板厚度较薄,承载能力较低,导致其出现较大面积的失效,破坏区域直径约为 120 mm。随着厚度的增加,层合板穿孔区域直径不断减小,在 6 mm 厚度时,层合板几乎不发生穿孔失效。

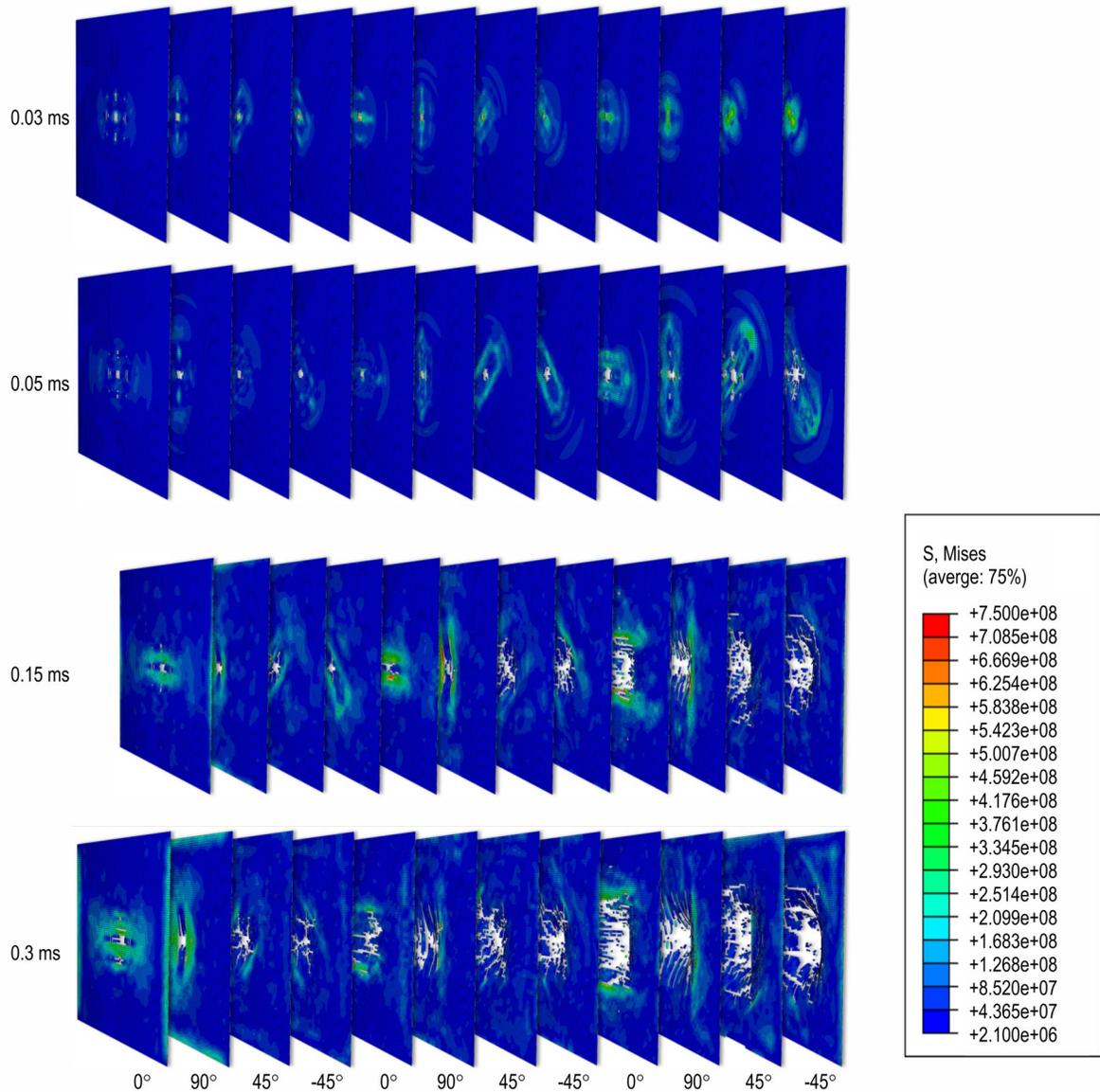


图 12 CFRP 层合板各铺层应力分布与失效模式

Fig.12 Stress distributions and failure modes of each layer of CFRP laminates

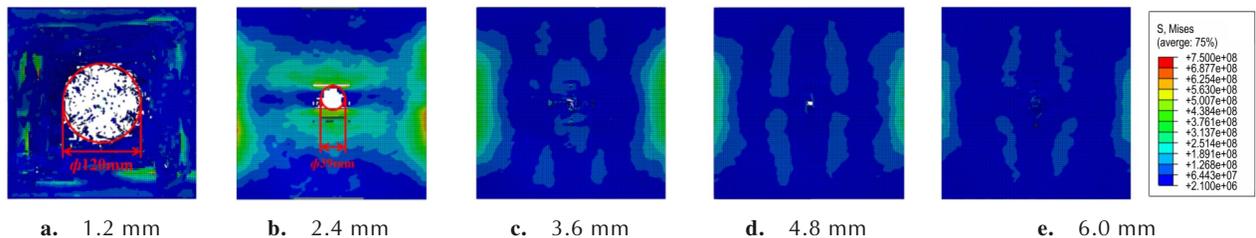


图 13 1 ms 时不同厚度的层合板的迎爆面应力云图

Fig.13 Stress contours of the facing blast surface of laminates with different thicknesses at 1 ms

提取层合板各内聚层的失效面积,如图 14 所示,其中橙色部分为失效面积大于 20% 的内聚层,绿色部分为失效面积小于 20% 的内聚层。在 2.4 mm 厚度时,大部分内聚层均出现较为严重的失效,背爆面处的内聚层失效较迎爆面处的内聚层更为严重,而在 3.6, 4.8 及 6.0 mm 厚度时,失效面积大于 20% 的内聚层数量无明显变化,厚度的增加只增加了失效面积小于 20% 的内聚层数量。可见,分层现象主要集中在层合板背爆面,仅增加层合板厚度时,背爆面出现大面积分层的层数无明显变化,而迎爆面未出现大面积分层的层数增加。

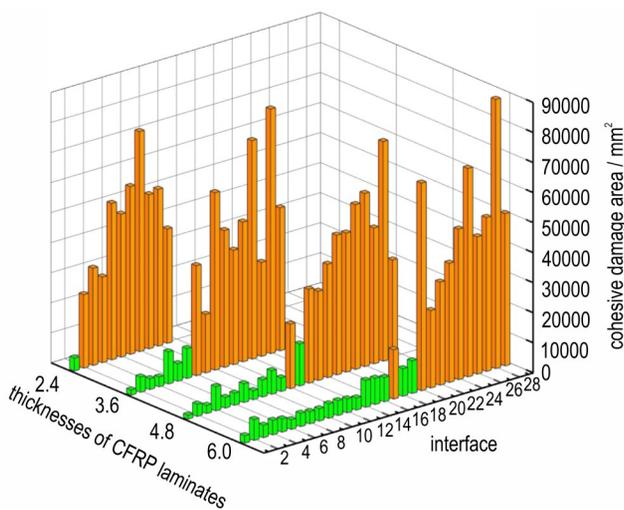


图 14 不同厚度的 CFRP 层合板内聚层失效面积
Fig. 14 The cohesive damage area of CFRP laminates with different thicknesses

爆炸冲击作用下 CFRP 层合板的变形破坏伴随着能量吸收和耗散,冲击波的能量到达层合板后转化为三部分,分别是单元变形、单元删除所吸收的能量以及单元飞出所耗散的能量,因此将动能与内能一起作为层合板吸收的能量。提取不同厚度的层合板各个铺层的吸能占比如图 15 所示,层合板在 2.4, 3.6, 4.8, 6.0 mm 厚度时,背爆面最后两层吸能比例较高,占总吸收能量的 52%~56%,迎爆面第一层由于直接受到爆炸冲击,因此吸能量高于迎爆面其它铺层。1.2 mm 厚度的层合板由于厚度较小,在受到爆炸冲击作用后出现大面积失效,各铺层失效模式无明显差异,各铺层的吸能的差异小于其它厚度的层合板。提取 3.6 mm 厚度层合板各铺层吸能曲线如图 16 所示,随着压缩波在层合板内部的传播,各单层依次出现能量曲线的起伏。0.035 ms 时,压缩波到达背爆面并形成反射拉伸波,背爆面形成大量裂片并飞出。在裂片形

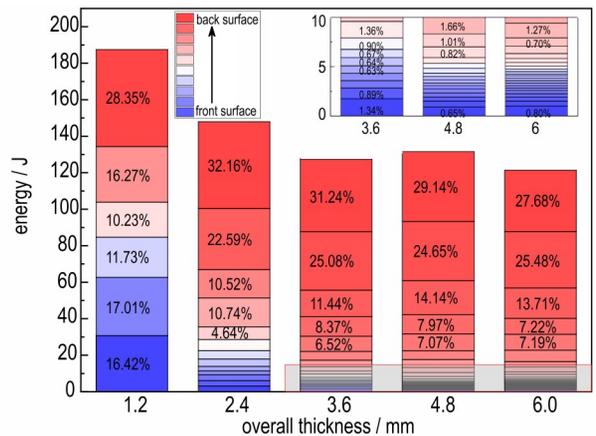


图 15 不同厚度的 CFRP 层合板各个铺层吸能对比
Fig. 15 Comparison of energy absorption of each layer of CFRP laminates with different thicknesses

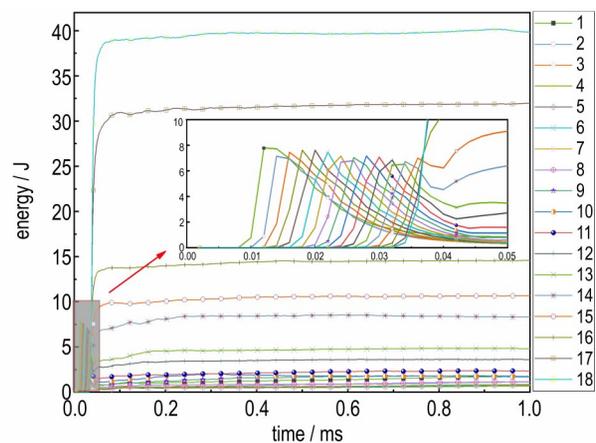


图 16 3.6 mm 厚度的 CFRP 层合板各铺层吸能曲线
Fig. 16 Energy absorption curves of each layer of CFRP laminate with a thickness of 3.6 mm

成和裂片飞出的过程中背爆面处的层合板吸收大量能量,因此在图 16 中能看出层合板 17、18 层的能量曲线迅速上升到峰值。随着压缩波的衰减,各单层能量峰值逐渐降低。可见层合板在受到小当量爆炸冲击作用时,迎爆面处的层合板起到传递压缩波的作用,未吸收主要能量,背爆面处的层合板则通过裂片飞出的过程转化、吸收大量的能量。

5 结论

本研究开展了爆炸试验、扫描电镜试验与有限元仿真,探究了 CFRP 层合板的失效机理,分析了 CFRP 层合板的动响应行为与吸能特性,得出的主要结论如下:

(1) CFRP 层合板迎爆面与背爆面失效机理不同而出现不同的失效模式。迎爆面直接受到爆炸冲击作

用,出现的失效模式包括边界处的基体开裂与纤维断裂,或者中心处穿孔失效;背爆面则主要由反射拉伸波作用,出现的失效模式为大面积分层以及裂片飞出。

(2)CFRP层合板的分层失效主要出现在背爆面,且迎爆面与背爆面的微观分层行为不同。迎爆面纤维表面仅有少量基体残留,分层出现在纤维-基体界面处;背爆面纤维表面树脂残留较多,树脂表面平坦,分层出现在基体内部。

(3)使用3D Hashin失效准则的层合板损伤模型捕捉了CFRP层合板在爆炸冲击下的失效形貌,仿真误差在可接受的范围内。基于仿真结果,能看出层合板在中心处从迎爆面到背爆面失效面积逐渐增大,高应力区域主要集中在穿孔区域平行于纤维方向的两侧,在准各向同性铺层中层合板 0° 铺层与 90° 铺层的应力水平高于 45° 铺层与 -45° 铺层。

(4)CFRP层合板背爆面处的层合板吸收转化大部分能量。具体吸能特性如下:当层合板厚度为2.4 mm、3.6 mm、4.8 mm及6.0 mm时,层合板最后五层的吸能占比为80%~82%,最后两层的吸能占比为52%~56%。

参考文献:

- [1] LANGDON G S, CANTWELL W J, GUAN Z W, et al. The response of polymeric composite structures to air-blast loading: a state-of-the-art[J]. *International Materials Reviews*, 2014, 59 (3): 159-177.
- [2] 崔旭,王祖昊. CFRP层合板力学性能数值模拟的研究进展[J]. *航空制造技术*, 2023, 66(15): 60-70.
CUI Xu, WANG Zhu-hao. Research progress on numerical simulation of mechanical properties of CFRP laminates [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2023, 66 (15) : 60-70.
- [3] Blast Protection of Buildings, ASCE/SEI 59-11, Reston, VA, 2011.
- [4] MOURITZ A P. Advances in understanding the response of fibre-based polymer composites to shock waves and explosive blasts[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2019, 125: 105502.
- [5] LANGDON G S, CANTWELL W J. The blast response of composite and fiber-metal laminates materials [J]. *Polymer Composites in the Aerospace Industry (Second Edition)*, 2020: 415-439.
- [6] LANGDON G S, NURICK G N, CANTWELL W J. The response of fibre metal laminates panels subjected to uniformly distributed blast loading [J]. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 2008, 27(2): 107-115.
- [7] ERIN G, JAMES L B, ARUN S. Response of preloaded thin composite panels subjected to underwater explosive loading [J]. *Computers and Structures*, 2012, 112: 342-353.
- [8] DOLCE F, MEO M, WRIGHT A, et al. Structural response of laminated composite plates to blast load [J]. *Plastics, Rubber and Composites*, 2010, 39: 180-188.
- [9] VESCOVINI A, LOMAZZI L, GIGLIO M. Damage assessment of CFRP laminate plate subjected to close-range blast loading: hydrocode methodology validation and case study [J]. *Procedia Structural Integrity*, 2022, 37: 439-446.
- [10] 刘青青,郭保桥,石晨,等.基于3D-DIC对爆炸作用下碳纤维层合板的变形研究[J]. *高压物理学报*, 2019, 33(6): 140-147.
LIU Qing-qing, GUO Bao-qiao, SHI Chen, et al. Deformation of carbon fiber laminates under explosion based on 3D-DIC [J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2019, 33(6) : 140-147.
- [11] YAHYA M Y. The blast response of fibre reinforced composites and sandwich structures [D]. Liverpool: University of Liverpool, 2008.
- [12] KONG X S, ZHOU H, ZHENG C, et al. Dynamic response and failure behaviour of thermoplastic fibre-metal laminates subjected to confined blast load [J]. *Thin-Walled Structures*, 2023, 187: 110760.
- [13] TANG E L, WANG J R, HAN Y F, et al. Microscopic damage modes and physical mechanisms of CFRP laminates impacted by ice projectile at high velocity [J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2019, 8(6): 5671-5686.
- [14] ZHOU Z P, SUN W F, ZHENG N, et al. Experimental and numerical investigation of the energy absorption characteristics of carbon-basalt hybrid fiber reinforced polymer composites under ballistic impact [J]. *Composite Structures*, 2024, 335: 118000.
- [15] ZHOU Z P, SUN W F. Mechanical behavior and failure mechanism of aerogel-reinforced carbon fibre/epoxy composites under quasi-static/impact loading [J]. *Polymer Testing*, 2022, 115: 107761.
- [16] WANG Y, SUN W F, CAO L. Tensile and flexural mechanical attributes of hybrid carbon/basalt fiber metal laminates under various hybridization and stacking sequences [J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2024, 177: 107942.
- [17] GU J F, CHEN P H. Some modifications of hashin's failure criteria for unidirectional composite materials [J]. *Composite Structures*, 2017, 182: 143-152.
- [18] SITNIKOVA E, GUAN Z W, CANTWELL W J. The analysis of the ultimate blast failure modes in fibre metal laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 2016, 135: 1-12.
- [19] ZHANG W X, ZHANG D, et al. Damage mechanisms of composite laminates under impact loading including the effect of pre-load [J]. *Thin-Walled Structures*. 2023, 191: 111068.
- [20] GARGANO A, DAS R, MOURITZ A P. Finite element modeling of the explosive blast response of carbon fiber-polymer laminates [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019 (177) : 1-10.
- [21] BATRA R C, HASSAN N M. Blast resistance of unidirectional fiber reinforced composites [J]. *Compos Part B: Engineering*, 2008, 39(3): 513-536.
- [22] YI H, AKULA P K, GU L. Experimental and numerical investigation of carbon fiber sandwich panels subjected to blast loading [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014(56): 456-463.

- [23] DOLCE F, MEO M, WRIGHT A, et al. Structural response of laminated composite plates to blast load[J]. *Plastics, Rubber and Composites*, 2010, 39(3-5): 180-188.
- [24] 邓国强, 周早生, 杨秀敏. 爆炸冲击效应数值仿真中的几项关键技术[J]. *系统仿真学报*, 2005, 17(5): 1059-1062.
DENG Guo-qiang, ZHOU Zao-sheng, YANG Xiu-min. Key technologies of numerical simulation on explosion and impact effect[J]. *Journal of System Simulation*, 2005, 17(5): 1059-1062.
- [25] HASHIN Z, ROTEM A. Fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. *Compos Mater*, 1973, 7: 448-464.
- [26] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. *Appl. Mech.-Trans. Asme*, 1980, 47: 329-334.
- [27] 刘锋, 黄国强, 李松林, 等. TATP 空中爆炸冲击波传播规律的试验研究[J]. *火炸药学报*, 2024: 1-11.
LIU Feng, HUANG Guo-qiang, LI Song-lin, et al. Experimental study on explosive shock wave propagation law of TATP in air [J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2024: 1-11.

Failure Mechanism and Energy Absorption Characteristic of CFRP Laminates under Small-quantity and Near-field Blast Loading

XIE Jiang¹, LI Xuan², PAN Han-yuan², WANG Li-xuan³, FENG Zhen-yu¹

(1. *Research Institute of Science of Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China*; 2. *College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China*; 3. *Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China*)

Abstract: To study the failure mechanism and energy absorption of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) composites subjected to small-quantity and near-field blast loading, free-field blast tests and scanning electron microscope (SEM) tests were carried out on CFRP laminates. Meanwhile, a damage model was established based on the 3D Hashin failure criterion, and the dynamic response of CFRP laminates under near-field blast loading were simulated. Combined with the test results, the failure mechanism and energy absorption of CFRP laminates were analyzed. Results show that there are differences in the failure modes between the facing and back blast surfaces of CFRP laminates. The matrix cracking, fiber fracture or center perforation mainly appear on the facing blast surface, and the delamination occurs at the fiber-matrix interface. The large-area delamination failure and the fragment dispersion of the back blast surface are mainly due to the influence of the reflected tension wave, and the delamination of appears inside the matrix. During the response process of laminates, the high stress area is concentrated on the boundary of the center perforation and distributed along the fiber direction, and the stress levels of 0° ply and 90° ply are larger than that of ±45° ply. Compared with the facing blast surface of laminates, the layers of the back blast surface absorb and transform large energy, accounting for 52%–56% of the total energy absorption.

Key words: CFRP laminates; near-field blast loading; numerical simulation; failure mechanism; energy absorption characteristic

CLC number: TJ5; O383

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2024177

(责编: 高毅)