

文章编号: 1001-1455(2013)03-0303-08

碳纤维增强铝合金板的抗冲击性能*

蔺晓红¹, 张 涛², 张小波², 刘土光²

(1. 上海船舶工艺研究所, 上海 200032;

2. 华中科技大学船舶于海洋工程学院, 湖北 武汉 430074)

摘要: 采用 ABAQUS/Explicit 有限元分析软件对碳纤维增强铝合金层合板(CARAL)受低速冲击进行数值模拟, 研究其在承载过程中的动力响应及损伤。首先通过具体算例与文献中的结果相比较, 验证了方法的有效性; 其次从试件的脱层和吸能等抗冲击角度对 CARAL 进行分析, 并与传统的纯碳/环氧树脂胶片(CFRP)进行抗冲击对比分析, 结果表明, CARAL 具有较好的抗冲击性能。

关键词: 固体力学; CARAL; ABAQUS/Explicit; 低速冲击; CFRP; 脱层

中图分类号: O347.3 **国标学科代码:** 13015 **文献标志码:** A

复合材料在结构设计中的能起到减重的作用, 并且相比于合金材料, 复合材料具有一些优势, 特别是比强度和比刚度方面的优势尤为明显。此外, 复合材料也具有优异的抗疲劳性能和耐腐蚀性能^[1], 在航天领域应用广泛。对在航空结构上可以替代传统铝合金的轻质材料的调查表明^[2], 理想的结构设计对于新型材料需要有以下几个要求: 高强度、低密度、包括提高韧性的高弹性模量、耐腐蚀性和抗疲劳性能。而纤维增强复合材料几乎涵盖除了断裂韧性之外的所有要求。

纤维金属层合板(fiber metal laminates, FMLs)是基于合金薄板和纤维增强聚合物材料层组成的混杂复合结构。纤维金属层板拥有金属和纤维增强复合材料的优点, 具有比纤维增强复合材料和单一铝合金的薄板更优的力学性能^[3]。由于纤维的“桥接”作用抑制了裂纹扩展, 使得其抗疲劳性尤为显著。因此这些优良的性能, FMLs 在航天工程上得到了广泛的应用^[4]。碳纤维增强铝合金板(carbon reinforced aluminum laminates, CARAL)包含碳/环氧树脂层和铝合金层, 但有望可以成为下一代的 FMLs。碳纤维的高硬度具有非常有效的裂纹桥接、较低的裂纹扩展率和较好的抗冲击性。

本文中针对 CARAL 受低速冲击问题, 利用 ABAQUS/Explicit 有限元分析软件, 建立三维动态冲击模型进行数值模拟。应用 Johnson-Cook 模型, Hashin 损伤准则和 cohesive 粘结单元的损伤判据参与计算。通过与文献[5]中冲击载荷时间曲线进行对比, 验证数值模拟的准确性, 并对复合材料层的基体损伤, 分层的产生和扩展以及试件吸能等情况进行分析, 为准确评价此新型复合材料的冲击行为及材料的优化提供合理依据。

1 模型相关参数

1.1 几何模型尺寸及加载情况

为了较好地同实验对比, 试件几何尺寸与文献[5]相同。CARAL 试件由 2024-T3 铝和碳/环氧树脂胶片组成。其中碳/环氧树脂胶片(CFRP)铺层方向为 0°和 90°, 且沿中面对称, 如图 1 所示。试件尺寸为 100 mm × 100 mm × 2.3 mm, 由 2 个中间带有圆孔的钢板相夹固定。其中上方开孔直径为 70 mm, 下方直径为 30 mm。每层铝合金层厚度为 0.5 mm, CFRP 厚度为 0.2 mm。在有限元建模时, 共有 3 个部分, 分别为冲头、试件和钢模。其中冲头为直径 16 mm 的半球形, 质量为 4.7 kg。

* 收稿日期: 2012-09-19; 修回日期: 2013-02-03

基金项目: 国家自然科学基金项目(10702022)

作者简介: 蔺晓红(1986—), 女, 硕士。

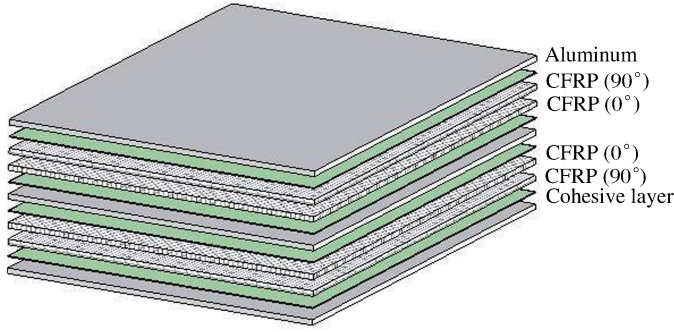


图 1 CARAL 层板示意图

Fig. 1 Lay-up composition of CARAL

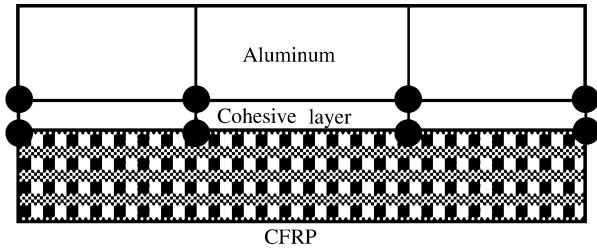


图 2 粘结层示意图

Fig. 2 Model of the interface

采用 ABAQUS/Explicit 有限元程序对低速冲击进行数值模拟。铝层采用实体单元,CFRP 层采用连续壳单元;在交接处的粘结层采用 cohesive 单元,如图 2 所示。假定冲头和试件均为刚体,且为面面接触。为减小计算量,细化撞击区域的网格,并根据试件的对称性建立 1/2 的有限元模型,如图 3 所示。摩擦在斜碰问题中对剩余速度的影响较大,而正碰问题中摩擦影响有限^[6],因此计算中不考虑摩擦影响。冲头下落速度分别为 1.0、1.5、2.0、2.5、3.0 m/s,对应的动能为 2.35、5.29、9.40、14.69、21.15 J。

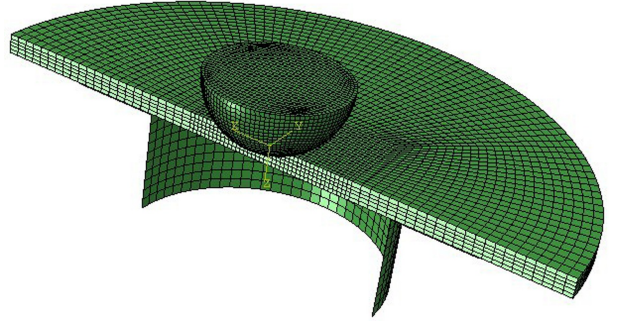


图 3 计算模型示意图

Fig. 3 The simulation model of the specimen

1.2 Johnson-Cook 模型

复合材料 CARAL 中包含的铝合金材料层在有限元计算中采用 Johnson-Cook 材料模型,该模型由本构模型及失效模型组成

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n)(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

$$\varepsilon = [D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)] (1 + D_4 \ln \dot{\varepsilon}^*) (1 + D_5 T^*) \quad (2)$$

式中: σ 为 Mises 流动应力, ε 是等效塑性应变; $\dot{\varepsilon}^* = \dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0$ 为量纲一塑性应变率, $\dot{\varepsilon}_0$ 为准静态实验的应变率; $T^* = (T - T_r) / (T_m - T)$ 为量纲一温度, T 是试件环境温度, T_r 是室温, T_m 为材料的熔点, A 、 B 、 n 、 C 、 m 为待定的材料参数; $\sigma^* = \sigma_m / \bar{\sigma}$ 表示应力三轴度,其中 σ_m 为球应力, $\bar{\sigma}$ 为 Mises 等效应力。具体材料参数^[7]分别为:弹性模量 E ,67 GPa;泊松比 ν ,0.33;密度 ρ ,2.7 g/cm³; A ,369 MPa; B ,648 MPa; n ,0.73; C ,0.008 3; m ,1.7; T_m ,1 783 K; T_r ,293 K; D_1 ,0.13; D_2 ,0.13; D_3 ,−1.5; D_4 ,0.011; D_5 ,0。

1.3 CFRP 材料参数及 Hashin 损伤准则

CARAL 的纤维增强树脂层选用 CFRP 复合材料,其材料参数见文献[5]。纤维增强复合材料层在承载过程中可能会发生多种失效方式,不同的失效方式会对刚度产生不同的影响,所以较为准确地模拟是要应对不同的失效方式来定义相应的刚度退化准则。选用 Hashin 失效准则^[8-9]来判断 CARAL 层板的面内损伤。Hashin 失效准则包含 4 个不同的损伤机理:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad \sigma_{11} \geq 0 \quad (3)$$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^C} \right)^2 \geq 1 \quad \sigma_{11} \leq 0 \quad (4)$$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^L} \right)^2 \geq 1 \quad \sigma_{22} \geq 0 \quad (5)$$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \quad \sigma_{22} < 0 \quad (6)$$

式(3)~(6)分别表示纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸和基体压缩。式中： X^T 为纵向拉伸强度， X^C 为纵向压缩强度， Y^T 为横向拉伸强度， Y^C 为横向压缩强度， S^L 为纵向剪切强度， S^T 为横向剪切强度， α 为一个系数，其决定了剪切应力对纤维拉伸初始准则的贡献， σ_{11} 、 σ_{22} 、 τ_{12} 是的有效应力张量的分量。

1.4 模型脱层损伤准则

通常情况下在 CFRP 层和铝合金层交接处可以观察到的脱层现象，可以在 ABAQUS/Explicit 中采用粘结单元来进行建模。粘结牵引力通过本构与粘结表面的相对位移相联系，其本构关系模拟了在 进行区域通过逐步脱粘所形成的损伤累积。初始损伤和损伤的演变很明确的包含在该单元的公式中。这种技术用于建立在铝合金层和纤维树脂层之间脱层的初始和演化。假定粘结层的厚度为 0.1 mm。

使用以应力为基础的二次准则来评估脱层阶段的开始。当一个二次相互作用函数使应力比(在下面的表达式中定义)达到某个值时，假定损伤开始

$$\left(\frac{\sigma_n}{\sigma_N}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_S}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_T}\right)^2 = 1 \quad (7)$$

式中： σ_n 、 σ_s 和 σ_t 分别为 cohesive 层当前的法向、第一、二剪切方向的应力。 σ_N 是在唯一常态下的最大法向应力， σ_S 和 σ_T 分别是在第一、二剪切方向的最大应力。在脱粘过程中，损伤演化由分离作用消耗的能量来控制。在混合模式下的断裂能可用线性相互作用准则来定义

$$\frac{G_n}{G_N} + \frac{G_s}{G_S} + \frac{G_t}{G_T} = 1 \quad (8)$$

式中： G_N 是法向断裂能， G_S 和 G_T 分别是在第一和第二剪切方向的剪切模式下的失效断裂能。 G_n 、 G_s 和 G_t 分别是指由通常情况下和第一、二剪切方向下的牵引力和共轭相对位移作用下引起的断裂能。

采用 8 节点的粘结单元(COH3D8)来模拟复合材料层合与铝合金层交接处，脱层的初始和演化的损伤参数见参考文献[10]。

2 分析结果及讨论

2.1 冲击数值分析及实验对比

在文献[5]中，采用 4.7 kg 的冲头以 1、2 m/s 的速度分别进行冲击实验。首先将有限元模拟与实验结果进行对比。图 4 表示的是初始冲击速度分别为 1、2 m/s 的冲头完全弹起后，试件上的垂向位移云图。冲击能量为 2.35 和 9.40 J 时最大位移分别为 0.61 和 3.23 mm。

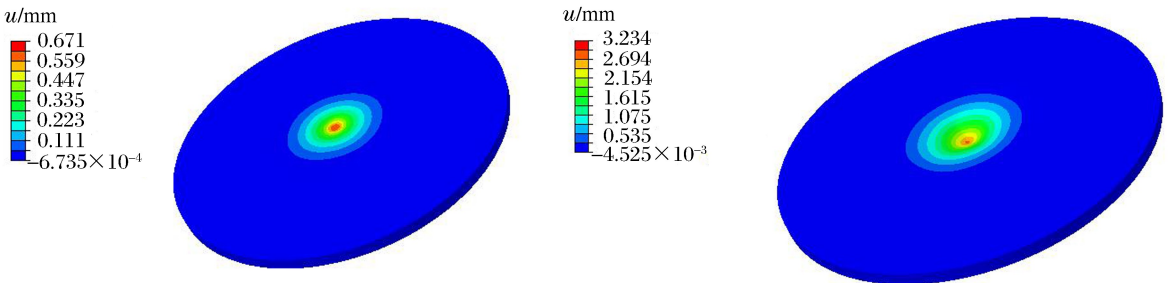


图 4 试件垂向位移云图

Fig. 4 The vertical deviation contours of the specimen

图 5 给出了当冲头完全弹起后，即 6 ms 时 CFRP 层的 Mises 应力分布图，铺层方向分别为 0°、90°、90°、0°，所取尺寸为试件中部 20 mm×20 mm 区域。从图中可以看出，花生形状的应力轮廓出现在增强纤维的方向上，当纤维方向呈垂直关系时，应力轮廓也同样呈现垂直分布状。

数值模拟与实验得出的冲击接触载荷随时间的变化曲线如图 6 所示。从图中可以看出，数值模拟曲线与实验曲线的趋势是一致的，观察实验值可以明显看出，在接触过程的前 0.5 ms 内存在一个典型

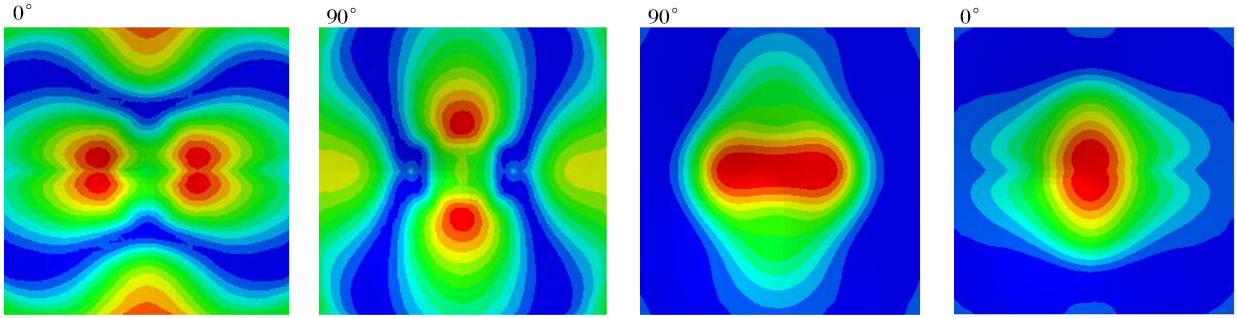


图5 CFRP材料层的 Mises 应力分布图

Fig. 5 Von Mises stress distribution in CFRP layers

现象,即冲击载荷在这个区域有一个回落,这是由CFRP层的初始损伤造成的。试件的数值模型不存在初始损伤,因此这期间是平滑上升趋势;在3 ms以后,冲击速度在1 m/s时上升阶段和峰值过后的下降阶段斜率变化不明显,表明试件内部损伤较小或没有,而冲击速度在2 m/s时无论是实验曲线还是数值模拟曲线,都呈现出了从峰值迅速下降的形态,这表示试件中存在纤维破损以及铝合金层的失效。在冲击速度为1 m/s时,数值模拟计算的冲击载荷峰值为2.57 kN,实验峰值为2.44 kN,误差为5.4%。在冲击速度为2 m/s时,数值模拟计算的冲击载荷峰值为4.81 kN,实验得到的峰值是4.51 kN,误差为6.5%。

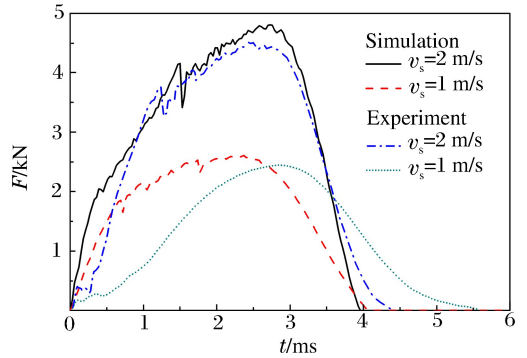


图6 冲击载荷时程曲线对比

Fig. 6 Comparison of impact load-time curves

数值模拟过程中试件背面的铝层出现了失效破损,图7给出了试件最后一层铝合金层的等效塑性应变的损伤演化过程,图中所选尺寸为20 mm×20 mm。可以看出其初始破损时刻为1.02 ms,随着冲击的加剧,损伤区域扩大。而其上表面由于塑性变形较小,未发生损伤。在文献[5]的实验中发现冲击速度为2 m/s时,在试件背面也同样观察到存在裂纹。总体来说与文献[5]结果相符。

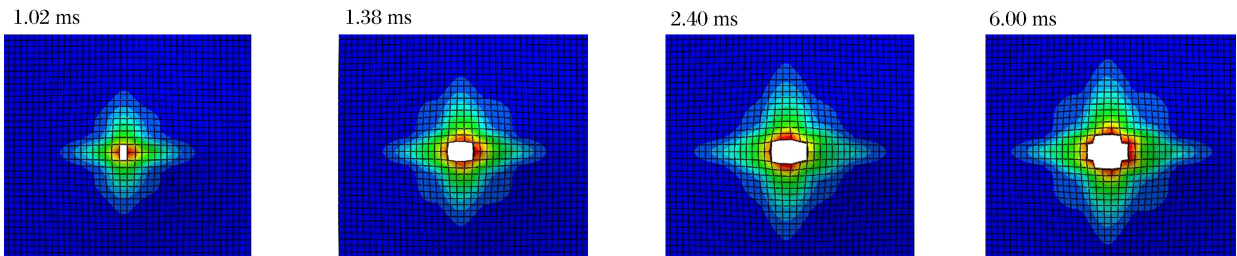


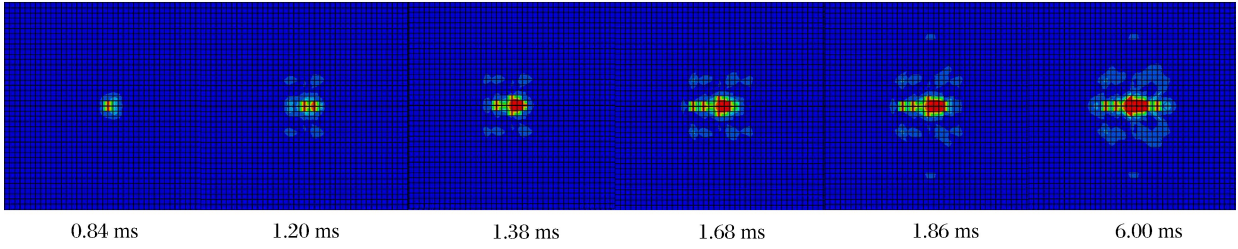
图7 试件背面铝层的损伤演化过程

Fig. 7 Bottom surface of the specimen during the impact process

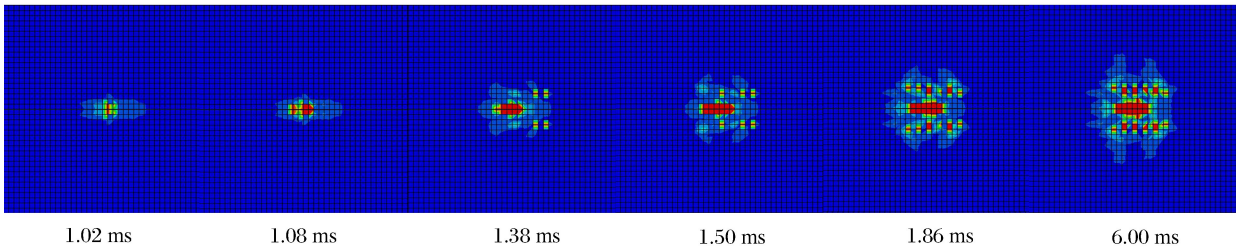
2.2 CARAL 的脱层分析

复合材料的脱层损伤情况一直是研究重点。图8所示为在初始冲击速度为2.5 m/s的情况下,当冲击结束后,试件中的粘结层沿 \approx 轴方向第1~4粘结层出现脱层情况的对比。可以看出第2、3粘结层的脱层情况较为严重,脱层面积分别为16和15 mm²。第1粘结层的脱层面积是8.5 mm²,而第4粘结层脱层最轻,为2 mm²。为了更详细地分析冲击速度及能量对纤维金属材料脱层现象的影响。在表1中给出了各个工况下,试件全部4层粘结层的脱层面积分别为 $A_1 \sim A_4$ 。可以看出在1 m/s时,粘结层未遭受破坏。分层面积随着冲击能量的增大而增大,将会缩短层合板的使用寿命,并且在冲击速度大于2.5 m/s后损伤加速。因此脱层面积也可以作为衡量层合板结构抗冲击性能的参数。

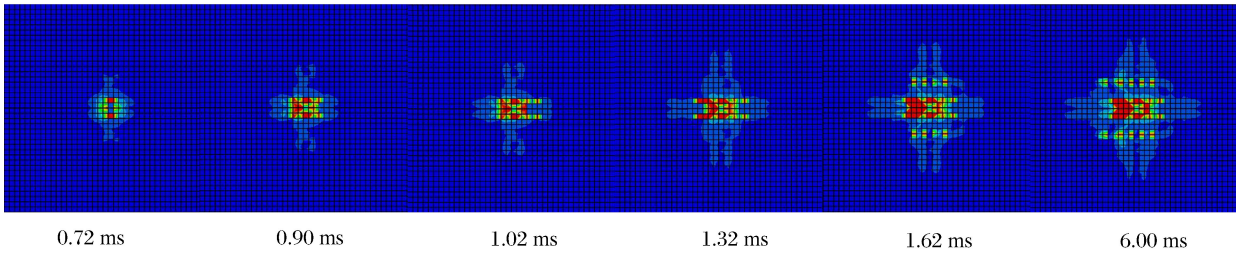
(a) The 1st layer



(b) The 2nd layer



(c) The 3rd layer



(d) The 4th layer

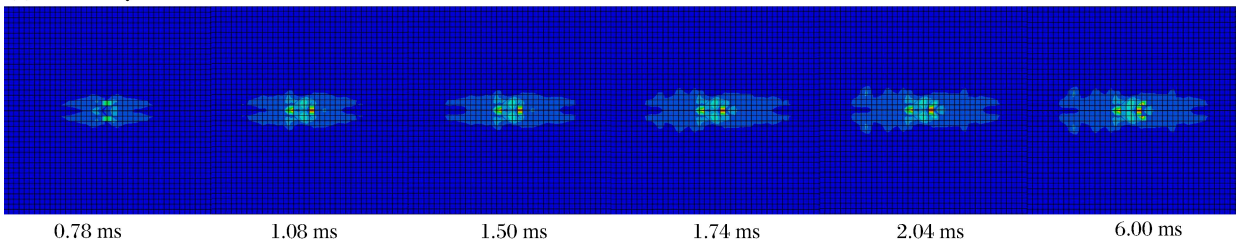


图 8 各粘结层的脱层演化示意图

Fig. 8 The damage evolution of each cohesive layer

表 1 不同冲击速度下脱层损伤面积

Table 1 The damage dimensions of the cohesive layer resulted at different impact velocities

$v_s / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	E / J	A_1 / mm^2	A_2 / mm^2	A_3 / mm^2	A_4 / mm^2	$\Sigma A / \text{mm}^2$
1.0	2.35	0	0	0	0	0
1.5	5.29	1.0	0	4.5	0	5.5
2.0	9.40	3.0	1.0	7.0	0	11.0
2.5	14.69	8.5	16.0	15.0	2.0	41.5

2.3 不同冲击速度下 CARAL 的抗冲击性能对比

图 9 中给出了不同冲击速度下试件的吸能时程曲线。在冲头冲击试件时,试件的能量值处于增加状态。一旦达到最大冲击能量后,便开始降低直至数值稳定。能量可以分为吸收能和弹性能。在冲击能量为 2.35 J 时,最终吸收能为 1.44 J,试件的吸收率为 61.3%;当冲击能量为 5.29 J 时,试件吸能率

76.2%；当冲击能为 9.40 J 的时候，能量的吸收率提高至 83.9%；当冲击能为 14.69 J 时，吸能率达到了 86.7%。可以很明显看出，在冲击能量较小的时候，吸能率偏小，伴随着冲击能量的提高，试件的吸能率也呈现出了上升趋势。这主要是由于在冲击能偏小时，吸收的能量主要为弹性变形能和塑性变形能。而随着冲击能量的上升，吸能现象还增加了纤维和基体的损伤，以及铝合金层出现失效提高了试件的吸能率。因此，试件受到 2.35 和 5.29 J 的冲击能作用下，表现出了较小的力学损伤。

2.4 CARAL 与纯 CFRP 层合板的抗冲击性对比

将以上 CARAL 层合板中的铝合金层改为纯 CFRP 复合材料层，体积和厚度不变。最终的 CFRP 层合板的铺层情况为对称复合材料层合结构。观察在不同速度下 CARAL 层板与 CFRP 层板的包括基体损伤和分层情况在内的抗冲击性能对比。

2.4.1 分层情况分析

文献[11]中指出，当能量小于某一阈值时，外来物的冲击不会造成任何损伤，即存在损伤阈值。对于具体的结构，如果这个损伤阈值比较高，则可以说明该结构的抗冲击性能比较好。

表 2 所示为 CARAL 层合板和纯 CFRP 层合板受冲击时脱层面积的对比。从表 2 可以看出，当冲击能量为 2.35 J 时，CARAL 层合板没有产生分层现象，而此时纯 CFRP 层合板在粘结处已经有 7 mm² 的分层。CARAL 的冲击阈值介于 2.35 J (冲击速度为 1 m/s) 与 5.29 J (冲击速度为 1.5 m/s) 之间，而纯 CFRP 层合板的冲击阈值要小于 2.35 J。当冲击能量高于冲击阈值时会很明显的观察到，随着能量的提高，纯 CFRP 的分层面积要远高于 CARAL 并且增幅加大。

2.4.2 基体损伤及纤维损伤情况对比分析

分析 CARAL 与 CFRP 层合板在冲击速度 1.5 m/s 时的基体损伤等情况。表 3 中给出了包含基体压缩损伤、基体拉伸损伤、纤维拉伸损伤和层间脱层等初始时间等情况。从表 3 给出的各种损伤的初始时间，明显可以看出此试件在基体损伤方面会首先发生基体压缩损伤，而后发生基体拉伸损伤。如冲击能量在 5.29 J 时，CFRP 的基体压缩损伤初始时刻为 0.3 ms，而其基体拉伸损伤发生在 0.48 ms。当材料类型为为 CARAL 时，受到相同冲击能量撞击后，基体损伤的时间会

比 CFRP 材料延后，即基体抗冲击性要更强。冲击速度同为 5.29 J 时 CARAL 基体压缩的初始损伤时间为 0.72 ms，晚于 CFRP 基体压缩的初始时刻。无论是 CFRP 复合材料还是 CARAL 纤维金属层合板，纤维损伤情况都是重要的参考指标。由于纤维压缩在这些工况中几乎没有发生，因此将纤维拉伸损伤为重点考察，可以看出在这 3 种工况中，CFRP 层合板均发生损伤，并且损伤发生时间相同。

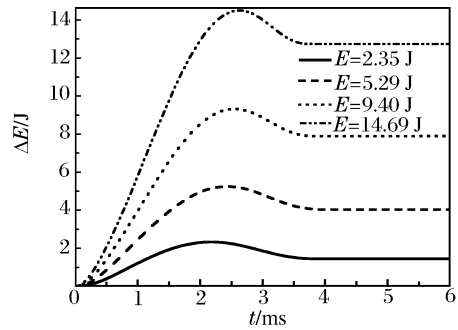


图 9 不同冲击能量下材料吸能性能

Fig. 9 Absorbed energy-time curves at different impact energies

表 2 CARAL 与 CFRP 脱层面积对比

Table 2 Comparison of the debonding dimensions between CARAL and CFRP

$v_s / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	E / J	A / mm^2	
		CARAL	CFRP
1.0	2.35	0.00	7.00
1.5	5.29	5.50	20.50
2.0	9.40	11.00	55.00

表 3 CARAL 与 CFRP 初始损伤时间对比

Table 3 Comparison of the initial damage time

E / J	材料类型	t / ms		
		基体压缩	基体拉伸	纤维拉伸
2.35	CFRP	0.42	0.72	0.72
	CARAL	1.26	1.86	0.72
5.29	CFRP	0.30	0.48	0.48
	CARAL	0.72	0.96	0.48
9.40	CFRP	0.24	0.36	0.36
	CARAL	0.54	0.66	0.36

为了研究冲击完成后复合材料层损伤的情况,以基体拉伸损伤和纤维拉伸损伤作为对比对象。取纯 CFRP 层合板中第 7、8 层作为图示对象,由表 3 中可知,在 $t=0.48\text{ ms}$ 时刻 CFRP 的该层产生了初始基体拉伸损伤,随着冲击时间的增大,损伤加剧。图 10 中给出了 CFRP 和 CARAL 中相同位置的基体拉伸损伤情况和纤维拉伸损伤情况的对比。通过对比看出,当复合材料为 CARAL 时,在相同时刻基体损伤面积远小于纯 CFRP,且基体损伤得到了很好的控制,同时,CFRP 纤维拉伸损伤面积要多于 CARAL,单元失效的面积也要多于 CARAL 层合板。这种情况是由于 CARAL 上下层的金属铝在厚度方向强化作用的结果。

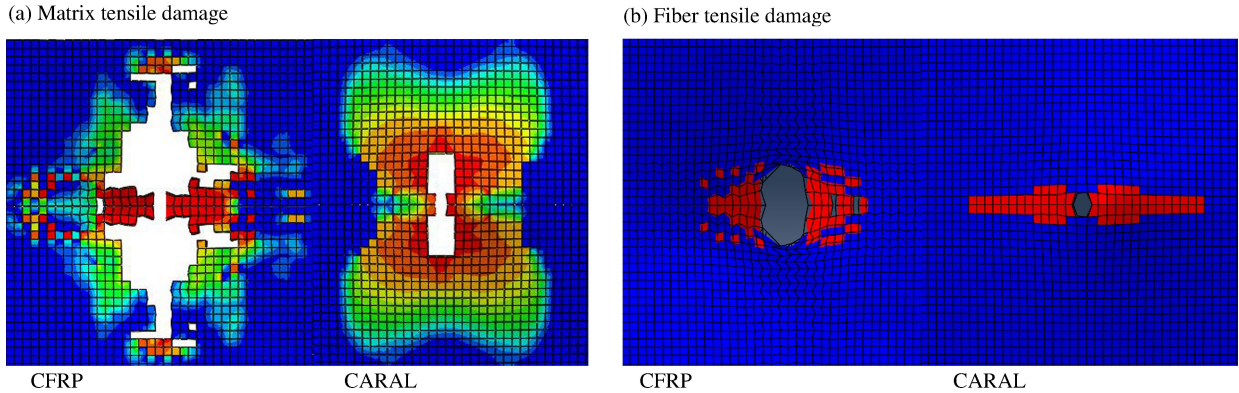


图 10 CARAL 与 CFRP 损伤面积对比

Fig. 10 Comparison of the damage areas between CARAL and CFRP

3 结 论

采用三维动态有限元分析方法,根据 Johnson-Cook 模型 Hashion 失效准则和分层判据建立分析模型,对 CARAL 层合板的抗低速冲击性能进行研究。数值分析表明脱层面积可作为衡量层合板抗冲击性能的参数。随着冲击能量的增加,试件吸能由弹性能和塑性能扩展到断裂能,能量吸收率提高。对 CARAL 与纯 CFRP 层合板进行低速冲击数值模拟,结果表明,CARAL 的冲击能量阈值要大于 CFRP,并且在同等冲击能量下的脱层,基体损伤面积以及纤维损伤面积均小于 CFRP,CARAL 的抗冲击性能要优于 CFRP。

参考文献:

- [1] Botelho E C, Silva R A, Pardini L C, et al. A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures[J]. *Materials Research*, 2006,9(3):247-256.
- [2] Remmers J C, Borst R D. Delamination buckling of fibre-metal laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2001,61(15): 2207-2213.
- [3] Chang P Y, Yeh P C, Yang J M. Fatigue crack initiation in hybrid boron/glass /aluminum fiber metal laminates [J]. *Materials Science and Engineering*, 2008,496(1/2):273-280.
- [4] Alderliesten R C, Benedictus R. Fiber/metal composite technology for future primary aircraft structures[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii, 2007:1-12.
- [5] Song S H, Byun Y S, et al. Experimental and numerical investigation on impact performance of carbon reinforced Aluminum laminates[J]. *Journal of Materials*, 2010,26(4):327-332.
- [6] Johnson G R, Cook W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1985,21(1):31-48.
- [7] Lesuer D R. Experimental investigations of material models for Ti-6Al-4V titanium and 2024-T3 aluminum[R]. DOT/FAA/AR-00/25, 2000.

- [8] Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. *Journal of Composite Materials*, 1973,7(4):448-464.
- [9] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980,47:329-334.
- [10] 马宏毅, 李小刚, 李宏运, 等. 玻璃纤维-铝合金层板的拉伸和疲劳性能研究[J]. *材料工程*, 2006(7):61-64.
Ma Hong-yi, Li Xiao-gang, Li Hong-yun, et al. Tension and fatigue properties of glass fiber reinforced aluminum laminates[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2006(7):61-64.
- [11] 沃丁柱. 复合材料大全[M]. 北京: 化学工业出版社, 2000:508-511.

Impact resistances of carbon fiber-reinforced aluminum laminates*

Lin Xiao-hong¹, Zhang Tao², Zhang Xiao-bo², Liu Tu-guang²

(1. *Shipbuilding Technology Research Institute, Shanghai 200032, China;*

2. School of Naval Architecture and Ocean Engineering,

Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, Hubei, China)

Abstract: The damage in the carbon fiber-reinforced aluminum laminates (CARALs) under low-velocity impact was numerically analyzed by using the three-dimensional dynamic finite element software, ABAQUS. Particular attention was paid on the dynamic response of the CARALs to low-velocity impact. And case analyses were conducted and compared with the existent results to verify the correctness of the above method. The impact resistances of the CARALs were discussed from the matrix damage, debonding and energy absorption and compared with those of the tradition aluminum sheets. The results display that the CARALs have better impact resistances.

Key words: solid mechanics; CARAL; Abaqus/explicit; low velocity impact; CFRP; debonding dimensions

* Received 19 September 2012; Revised 3 February 2013

Supported by the National Natural Science Foundation of China (10702022)

Corresponding author: Zhang Tao, zhangt7666@hust.edu.cn