

基于非线性铺设角复合材料层合板的抗低速冲击性能研究



任毅如, 邓亚斌

湖南大学 汽车车身先进设计制造国家重点实验室, 湖南 长沙 410082

摘要: 复合材料层合板由于具有轻质高强、设计性强等优良性能, 在航空航天等领域得到广泛运用。其每层的铺设角度对层合板的力学性能具有重要影响。为了提高层合板抗低速冲击性能, 对层合板的铺设角进行了设计, 并对其在低速冲击下进行破坏机理研究, 建立了非线性铺设角层合板低速冲击有限元模型。采用渐进损伤模型研究了材料的破坏行为, 采用基于应力的破坏准则、断裂能准则和刚度退化法模拟纤维、基体和分层界面损伤开始及演化。通过对非线性铺设角层合板的最大峰值载荷、能量吸收和破坏行为的分析, 详细揭示非线性铺设角对层合板抗低速冲击性能的影响及其失效机理。结果表明, 非线性铺设角对层合板抗低速冲击性能有重要影响。本研究为改善层合板抗低速冲击性能提供了一定的设计依据。

关键词: 低速冲击; 复合材料层合板; 非线性铺设角; 耐撞性; 有限元

中图分类号: TB332

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.009

碳纤维增强复合材料以其质量轻、强度高、刚度大等优点在航空航天、车辆、船舶等领域得到了广泛应用^[1-7]。然而, 复合材料层合板在使用过程中经常受到冲击载荷的影响。复合材料层合板在低速冲击载荷作用下会产生基体开裂、分层和纤维断裂等多种破坏模式。内部的损伤会降低复合材料层合板的承载能力。如果这些损伤没有被发现和解决, 复合材料层合板在工程应用中将是极其危险的。因此, 复合材料层合板在低速冲击载荷下的失效一直是研究者们研究的重点。

在过去的几十年里, 许多学者对纤维增强复合材料的冲击效应进行了一些试验研究。大量研究结果表明, 复合材料层合板的冲击响应受纤维取向、堆叠顺序、冲击器几何形状、冲击角度和冲击能量大小的影响。另外, 也有许多研究集中于不同的工况, 如 Liao 等^[8-9]研究了双冲击位置和反复冲击对层合板冲击损伤的影响。也有相关学者对不同材质的层合板抗冲击性能进行了研究, 如 Liu 等^[10]研究了超高分子量聚乙烯纤维增强线型低密度聚乙烯 (UHMWPE/LLDPE) 热塑性层合板的抗低速冲击性能, 分析结果表明, 该种层合板耗散冲击能量的方式主要有层合板塑性变形和

分层损伤。由于金属具有延缓基体开裂、抑制薄层剥离和劈裂的能力, 从而延缓复合材料的损伤, 纤维金属混合层合板也被许多学者看好。如 Drożdżel 等^[11]对铝-碳纤维层合板展开了研究, 结果表明该层合板的抗冲击性能较传统的层合板有明显提高。层合板的堆叠顺序对其抗冲击性能有着显著的影响, 受到甲壳类动物外骨骼的启发, Shang 等^[12]通过试验与数值模拟的研究方法对所提出的螺旋层合板在横向点载荷下的性能进行了评估。他们发现, 旋转角度为 10° 的 19 层螺旋状层合板的峰值载荷和峰值刚度都有所改善, 在相应的交叉铺层上减少了纤维的破坏和分层。根据 Grunenfelder 等^[13]的研究, 大角度 48 层螺旋层合板与小角度和中等厚度的螺旋层合板相比, 残余强度更高, 冲击损伤面积更小。由此可知, 铺层方向的改变通过改变损伤机制和损伤扩展来影响复合材料层合板结构的韧性和强度。所以, 通过改变层合板铺层方向来提高其抗低速冲击性能是有效、可行的。

本文设计了基于非线性铺设角的复合材料层合板, 对复合材料层合板的抗低速冲击性能进行增强。采用有限元方法对非线性旋转层合板进行了研究。提出了三种类型非线性

收稿日期: 2021-07-19; 退修日期: 2021-08-29; 录用日期: 2021-09-25

基金项目: 国家自然科学基金(51621004)

引用格式: Ren Yiru, Deng Yabin. Research on low-velocity impact resistance of composite laminates with non-linear angle based layups[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 84-90. 任毅如, 邓亚斌. 基于非线性铺设角复合材料层合板的抗低速冲击性能研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(12): 84-90.

性旋转铺设角度,分别为正弦型、二次型和双峰型。并将其与准各向同性层合板对比,通过分析其载荷响应和能量吸收特性,对所提三种类型进行了抗低速冲击性能评价,为复合材料层合板的抗低速冲击性能设计提供了一些设计思路。

1 数值模型

1.1 有限元建模

为了预测非线性铺设角复合材料层合板复杂的结构动力响应,采用 ABAQUS/Explicit 模拟落锤试验,建立了 $125\text{mm} \times 75\text{mm} \times 2.5\text{mm}$ 层合板的三维有限元模型,如图 1(a) 所示。冲头尾部直径为 16mm ,由于冲头变形极小,所以将

其视为刚体,并采用三维刚体单元(R3D4)建立。对于变形体 20 层单层板,则采用八节点四边形平面内通用连续壳单元(SC8R)建立。每层的单元节点数沿长宽方向分为 25×15 ,沿厚方向为 1,所以 20 层一共有 7500 个单元。至于边界条件,冲头被限制只能在 x 轴方向上运动,层合板的四周则被完全固定。通过一般接触算法,将摩擦接触($\mu=0.15$)和硬接触定义于整个模型,防止圆管发生相对滑动和相邻部件或材料的渗透。同时,单层板之间被定义为黏性接触行为。同时,为了研究铺设角对其低速冲击的影响,提出了三种非线性铺设角,分别为正弦型、二次型和双峰型,各类型各层角度见表 1。其中,准各向同性铺层为试验真实铺层。

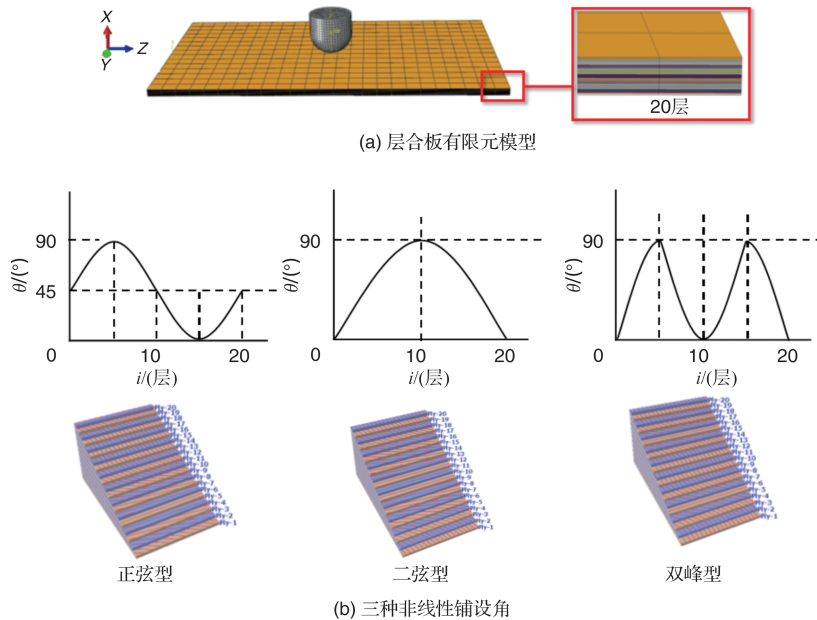


图 1 有限元模型及铺设角规律示意图

Fig.1 Finite element model and schematic diagram of law of laying angle

表 1 各类型铺层角

Table 1 Ply angles of all types

类型	层数	铺设角
准各向同性	20	$[-45/0/0/45/0/-45/0/45/0/0]_s^{[14]}$
正弦型	20	$[58.9/71.45/81.4/87.8/90/87.8/81.4/71.45/58.9/45/31.09/18.55/8.59/2.2/0/2.2/8.59/18.55/31.09/45]$
二次型	20	$[17.1/32.4/45.9/57.6/67.5/75.6/81.9/86.4/89.1/90/89.1/86.4/81.9/75.6/67.5/57.6/45.9/32.4/17.1/0]$
双峰型	20	$[3.6/14.4/32.4/57.6/90/57.6/32.4/14.4/3.6/0/3.6/14.4/32.4/57.6/90/57.6/32.4/14.4/3.6/0]$

1.2 渐进失效模型

一种已经被 Jiang 等^[15]验证的渐进损伤模型被采用来

模拟纤维和基体损伤开始及演化。采用最大损伤变量和变形梯度算法^[15]对最终失效单元进行删除从而模拟真实侵入,避免了单元畸变。材料响应的整个计算过程由用户自定义的子程序 VUMAT 实现, VUMAT 子程序计算流程如图 2 所示。为了模拟相邻层间的分层破坏,采用了基于表面的黏聚接触算法。分层破坏的演化过程受牵引分离定律控制。基于连续损伤力学,其层间和层内的损伤演化由下面公式所示。

1.2.1 层内损伤模型

本文采用最大应力损伤准则来预测材料损伤的开始^[16],且主要的 5 种损伤被考虑,分别为纤维拉伸断裂、纤维压缩屈曲和扭结、基体横向拉伸断裂、基体横向压缩破碎

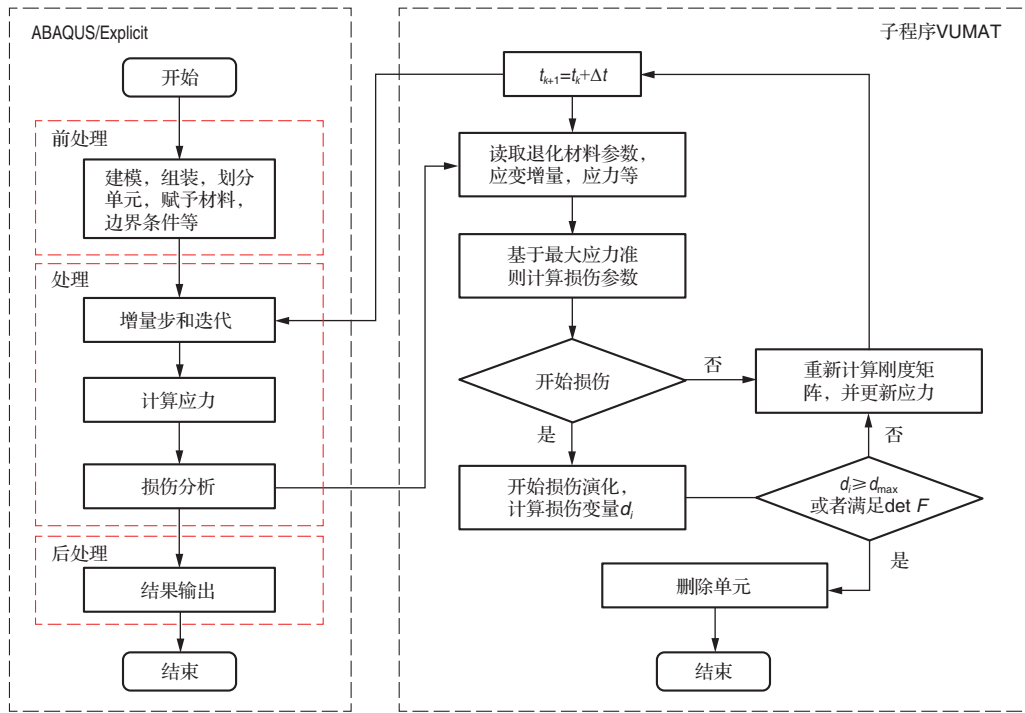


图2 子程序VUMAT流程图

Fig. 2 Flow chart of ABAQUS/Explicit computation process and subroutine VUMAT

和面内剪切破坏。

(1) 纤维拉伸断裂

$$F_{ft} = \frac{\tilde{\sigma}_{11}}{F_t} = 1, \tilde{\sigma}_{11} \geq 0$$

(2) 纤维压缩屈曲和扭结

$$F_{fc} = \left| \frac{\tilde{\sigma}_{11}}{F_c} \right| = 1, \tilde{\sigma}_{11} < 0$$

(3) 基体横向拉伸断裂

$$F_{mt} = \frac{\tilde{\sigma}_{22}}{M_t} = 1, \tilde{\sigma}_{22} \geq 0$$

(4) 基体横向压缩破碎

$$F_{mc} = \left| \frac{\tilde{\sigma}_{22}}{M_c} \right| = 1, \tilde{\sigma}_{22} < 0$$

(5) 面内剪切破坏

$$F_s = \left| \frac{\tilde{\sigma}_s}{S} \right| = 1, \tilde{\sigma}_s \neq 0$$

式中: $\tilde{\sigma}_n$ 代表对应方向的有效应力张量的分量(11为纤维方向, 22为基体方向, s 为剪切方向)。 F_t, F_c, M_t, M_c 和 S 分别为纤维拉伸强度、纤维压缩强度、基体拉伸强度、基体压缩强度和面内剪切强度。一旦满足任何损伤起裂准则, 相应的损伤根据指数刚度衰减模型进行非线性退化。为了量化层内损伤, 变量 d_{ij} 被引入来量化对应的损伤模型。

对于模型(1)~模型(4):

$$(1) \quad d_{ij} = 1 - \frac{e^{\left[\frac{-2g_0^{ij} L_c}{G_t^{ij} - g_0^{ij} L_c} (r_{ij} - 1) \right]}}{r_{ij}} \begin{cases} \geq d_{max}, \text{ failed} \\ = 0, \text{ unfailed} \end{cases} \quad (6)$$

对于模型(5):

$$(2) \quad d_s = \min(\alpha_s \ln(r_s), d_s^{\max}) \begin{cases} \geq d_s^{\max}, \text{ failed} \\ = 0, \text{ unfailed} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $ij = ft, fc, mt, mc$, 分别对应4种破坏模式; G_t^{ij} 为单位断裂能; g_0^{ij} 为损伤起始的单位体积弹性性能; r_{ij} 为损伤阈值假设该阈值服从 Kuhn-Tucker 互补条件, 并随损伤级数的增加而增大, 如式(8)所示:

$$(4) \quad r_{ij} = \max_{\tau \leq t} F_{ij}(\tau) \quad (8)$$

式中: α_s 为剪切反应参数, 取值为 0.15; L_c 为单元特征长度; d_{max} 和 $d_s^{\max}$ 分别为最大损伤系数和最大剪切损伤系数。损伤变量 d_{ij} 的范围为 $0 \sim d_{max}$, 且 d_s 的范围为 $0 \sim d_s^{\max}$, 当 $d_{ij} = 0, 0 < d_{ij} < d_{max}, d_{ij} = d_{max}$ 分别对应没有损伤, 局部损伤, 完全损坏。

1.2.2 层间损伤模型

采用牵引-分离模型, 对复合材料层合板不同取向层间的层间分层进行了建模^[17], 公式如下:

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0} \right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0} \right)^2 \geq 1 \quad (9)$$

式中: t_n, t_s, t_t 分别为法向和两个切线方向的牵引力; t_n^0, t_s^0, t_t^0 分别为对应方向的界面强度。符号 $\langle \rangle$ 表示为运算符, 定义为: $k \in R, \langle k \rangle = (\alpha + |k|)/2$ 。

$$G^c = G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left(\frac{G_s}{G_T} \right)^\eta \quad (10)$$

式中: $G_s = G_n + G_t$, $G_T = G_n + G_s$; G_n, G_s, G_t 分别为法向和两个切向牵引力所做的功; G_n^c, G_s^c, G_t^c 分别为法向临界 I 型断裂能和两个剪切方向临界 II 型断裂能, 且 $G_s^c = G_t^c$; η 为内聚属性参数并取值为 2.284。材料参数见表 2。

 表2 材料参数^[14]

 Table 2 Material properties^[14]

属性	值	属性	值
E_{11}/GPa	110	E_{22}/GPa	7.8
G_{12}/GPa	40	ν_{12}	0.32
F_t/MPa	2093	F_c/MPa	870
M_t/MPa	50	M_c/MPa	198
S/MPa	104	$G_t^0/(\text{N/mm})$	10
$G_t^c/(\text{N/mm})$	10	$G_t^m/(\text{N/mm})$	1
$G_t^m/(\text{N/mm})$	1	t_n^0/MPa	3.3
$t_s^0, t_t^0/\text{MPa}$	7	$G_n^c/(\text{N/mm})$	0.306
$G_s^c, G_t^c/(\text{N/mm})$	0.632	—	—

1.3 模型验证

图 3 为试验和模拟的冲击载荷—时间响应过程。从图可以发现, 模拟的冲击载荷响应与试验对应的载荷响应非常相似, 其中模拟的峰值载荷与试验峰值载荷误差为 2.37%, 这说明模拟的抗冲击能力与实际很相似。但在冲击开始与回弹阶段略有不同, 这主要是由于冲击过程中过早的出现分层损伤, 但这并不影响模型的有效性, 模型的有效性 & 准确性在之前的工作中得到验证^[15]。

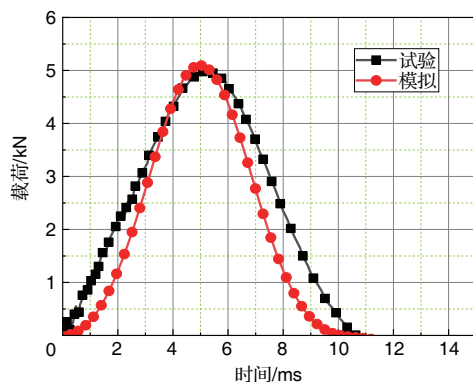
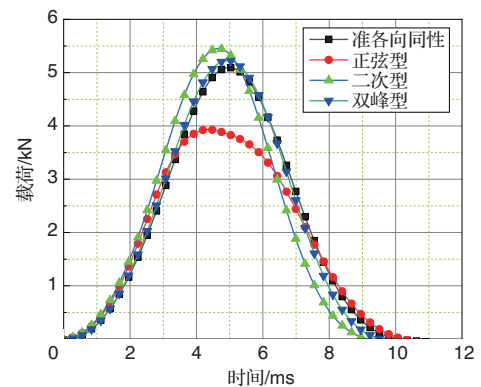

 图3 试验^[14]和模拟的冲击载荷—时间响应

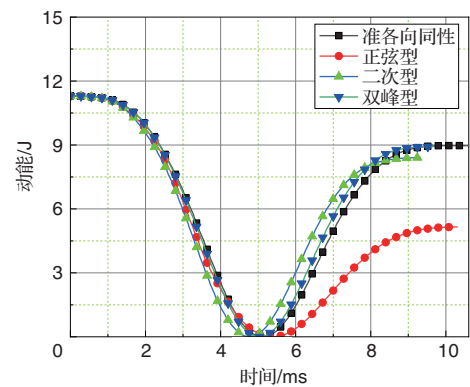
 Fig.3 Impact load-time response of experiment^[14] and simulation

2 结果与讨论

基于有效的层合板冲击模型, 对不同非线性堆叠角度的层合板抗低速冲击性能进行分析。三种非线性铺设角复合材料层合板的冲击载荷—时间曲线与其冲头的动能曲线对比如图 4 所示。从载荷—时间响应曲线可以看出, 在冲击开始阶段, 由于没有损伤产生, 各类型曲线都十分相似。在这之后, 可以明显观察到正弦型的峰值载荷明显降低, 二次型的峰值载荷略微有所提高, 而双峰型的峰值载荷与准各向同性基本相似。在回弹阶段, 二次型最先达到零载荷而正弦型最后达到零载荷。从动能—时间响应曲线可以看出, 正弦型所耗散冲击动能最多, 其准确的结果都在表 3 中列出。值得注意的是, 二次型的峰值较准各向同性层合板峰值降低了 22.8%, 能量吸收增加了 163.9%。图 5 中展示了三种铺设角的冲击截面对比, 正弦型被子弹穿透层数为 10 层, 为三种类型最多层数, 二次型被子弹穿透层数为 5 层, 为三种类型最少层数。这也能说明正弦型吸能最多, 二



(a) 冲击载荷—时间响应



(b) 动能—时间响应

图4 不同铺设角层合板的冲击载荷与动能响应对比

Fig.4 Comparisons between impact load and kinetic energy response of laminates with different laying angles

表3 所有类型的峰值载荷与能量吸收

Table 3 Peak load and energy absorption for all cases

类型	峰值载荷/kN	差值/%	能量吸收/J	差值/%
准各向同性	5.09	—	2.33	—
正弦型	3.93	-22.8	6.15	163.9
二次型	5.45	7.1	2.90	24.5
双峰型	5.23	2.8	2.38	2.1

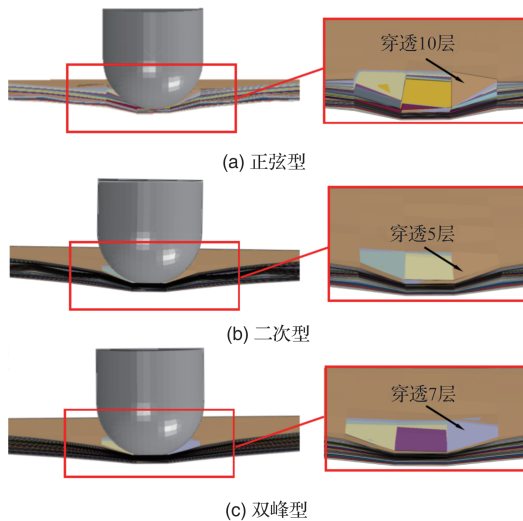


图5 三种铺设角的冲击截面

Fig.5 Section views of impact modes among three types of ply angle

次型峰值最高,零载荷时间最短的现象。

4种复合材料层合板破坏机理如图6所示。图6所示的裂纹扩展路径分析属于定性分析,主要根据细观复合材料结构与之前的分析推断而得,裂纹会优先穿过脆弱的基体,而不是坚硬的纤维。层与层之间螺旋角的变化会对基体的开裂产生较大的影响。裂纹扩展路径在每一螺旋铺层都在改变,这无疑也增加了裂纹路径的曲折度从而耗散更多的能量。对于准各向同性层合板,各层之间的角度差分别为 -45° 、 0° 和 45° ,第一层与第二层之间、第三层与第4层之间角度相差较大,裂纹扩展路径曲折。但第二层与第三层之间的角度差为 0° ,裂纹扩展较上述更容易。对于正弦型层合板,各层之间的角度差分别为 12.55° 、 9.95° 和 6.4° ,裂纹扩展路径曲折度在一层一层减少,这也使得该类型的层合板更容易发生损伤。从表3中也可以看出,正弦型的峰值载荷最低,但由于发生较大损伤,耗散的能量也随之提升上来。对于二次型层合板,各层之间的角度差分别为 15.3° 、 13.5° 和 11.7° ,虽然各层角度差也在减少,但各层仍能保持在一个相对较大的角度差,且减少相对较缓。对于双峰型层合板,各层之间的角度差分别为 10.8° 、 18° 和 25.2° ,每一层的角度差都在增大,裂纹扩展路径的曲折度在一层一层增加,根据上述推论,双峰型层合板的抗低速冲击性能应该最为优异,但这里只展示了前4层的裂纹扩展,双峰型后面

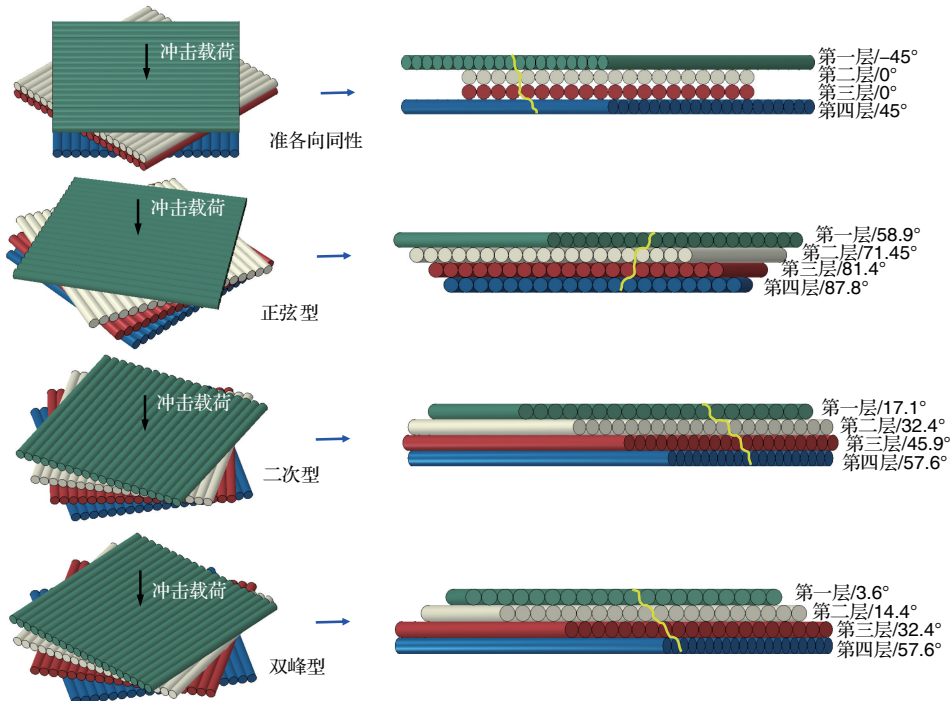


图6 4种复合材料层合板的破坏机理

Fig. 6 Failure mechanisms of four types of composite laminate

16层中也存在角度差逐渐变小的部分。其中,两层之间角度差与所在位置的耦合影响很复杂,仍需要更加深入的研究。

3 结论

本文采用数值模拟的方法研究了碳/环氧复合材料层合板的抗冲击性能。利用ABAQUS中的VUMAT子程序,在有限元代码中实现了能够模拟层内和层间损伤的非线性渐进损伤模型和界面内聚模型。准各向同性的冲击载荷的模拟结果与试验结果拟合良好,证明了损伤模型的有效性。为了揭示层压板的抗冲击机理,研究了正弦型,二次型,双峰型三种非线性铺设角层合板的损伤行为。

合理的非线性铺设角可以显著提高层合板的抗低速冲击性能,其中正弦型铺设角层合板的抗冲击性能最差,由于其各层之间角度变化过小,裂纹的扩展较易,容易发生损伤破坏,这也解释了为什么其能量吸收最多。而二次型的峰值载荷有略微上升的同时,能量吸收也有一定的提高。双峰型层合板与准各向同性层合板的冲击峰值载荷与能量吸收十分接近。

AST

参考文献

- [1] Ren Y R, Deng Y B, Jiang H Y. Core-reinforcement design for improving flexural energy-absorption of corrugated sandwich composite structure[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 34(5): 510-522.
- [2] 任毅如,蒋宏勇,金其多,等. 仿生负泊松比拉胀内凹蜂窝结构耐撞性[J]. 航空学报,2021,42(3):314-324.
Ren Yiru, Jiang Hongyong, Jin Qiduo, et al. Crashworthiness of bio-inspired auxetic reentrant honeycomb with negative Poisson's ratio[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 314-324. (in Chinese)
- [3] 王维阳,李伟,吴江鹏,等. 基于失稳疲劳的加筋复合材料层合板设计[J]. 航空科学技术,2019,30(9):87-91.
Wang Weiyang, Li Wei, Wu Jiangpeng, et al. Buckling fatigue design for stiffened laminated composite panels[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 87-91. (in Chinese)
- [4] 曹景斌,王松,章强. 树脂基复合材料湿热压缩性能研究[J]. 航空科学技术,2020,31(3):47-52.
Cao Jingbin, Wang Song, Zhang Qiang. Research on resin composite hydrothermal compressive properties[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3): 47-52. (in Chinese)
- [5] 拓宏亮,马晓平,卢智先. 基于连续介质损伤力学的复合材料层合板低速冲击损伤模型[J]. 复合材料学报,2018,35(7): 1878-1888.
Tuo Hongliang, Ma Xiaoping, Lu Zhixian. A model for low velocity impact damage analysis of composite laminates based on continuum damage mechanics[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(7): 1878-1888. (in Chinese)
- [6] 程健男,徐福泉,张体磊. 树脂基复合材料在直升机的应用及其制造技术[J]. 航空科学技术,2021,32(1):109-114.
Cheng Jiannan, Xu Fuquan, Zhang Tilei. Application and manufacturing technology of composites in helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 109-114. (in Chinese)
- [7] 刘小川,王彬文,白春玉,等. 航空结构冲击动力学技术的发展与展望[J]. 航空科学技术,2020,31(3):1-14.
Liu Xiaochuan, Wang Binwen, Bai Chunyu, et al. Progress and prospect of aviation structure impact dynamics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3): 1-14. (in Chinese)
- [8] Liao B B, Wang P D, Zheng J Y, et al. Effect of double impact positions on the low velocity impact behaviors and damage interference mechanism for composite laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2020, 136: 105964.
- [9] Liao B B, Zhou J W, Li Y, et al. Damage accumulation mechanism of composite laminates subjected to repeated low velocity impacts[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 182: 105783.
- [10] Liu L, Hu D, Wan D T, et al. Low velocity impact behavior and simulation of parametric effect analysis for UHMWPE/LLDPE thermoplastic composite laminates[J]. Composite Structures, 2021, 258: 113180.
- [11] Drożdżiel M, Jakubczak P, Bieniaś J. Low-velocity impact resistance of thin-ply in comparison with conventional aluminium-carbon laminates[J]. Composite Structures, 2021, 256: 113083.
- [12] Shang J S, Ngern Nigel H H, Tan Vincent B C. Crustacean-inspired helicoidal laminates[J]. Composites Science and Technology, 2016, 128: 222-232.

- [13] Grunenfelder L K, Suksangpanya N, Salinas C, et al. Bio-inspired impact-resistant composites[J]. *Acta Biomaterialia*, 2014, 10(9): 3997-4008.
- [14] Long S C, Yao X H, Zhang X Q. Delamination prediction in composite laminates under low-velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2015, 132: 290-298.
- [15] Jiang H Y, Ren Y R, Liu Z H, et al. Low-velocity impact resistance behaviors of bio-inspired helicoidal composite laminates with non-linear rotation angle based layups[J]. *Composite Structures*, 2019, 214: 463-475.
- [16] Sokolinsky V S, Indermuhle K C. Numerical simulation of the crushing process of a corrugated composite plate[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, 42(9): 1119-1126.
- [17] Maimi P, Camanho P P, Mayugo J A, et al. A thermodynamically consistent damage model for advanced composites[R]. NASA/TM- 2006-214282, 2006.

Research on Low-velocity Impact Resistance of Composite Laminates with Non-linear Angle based Layups

Ren Yiru, Deng Yabin

State Key Laboratory of Advanced Design and Manufacturing for Vehicle Body, Hunan University, Changsha 410082, China

Abstract: Composite laminates are widely used in aerospace and other fields because of their excellent properties such as light weight, high strength and easy to design. The laying angle of each layer has an important effect on the mechanical properties of laminates. To improve the low-velocity impact resistance of laminates, the laying angle of laminates is designed and the failure mechanism of laminates under low-velocity impact is studied. The finite element model of nonlinear laying angle composite laminates under low-velocity impact is established. The progressive damage model is used to study the failure behavior of materials. The damage initiation and evolution of fiber, matrix and layered interface are simulated by stress-based failure criterion, fracture energy criterion, and stiffness degradation method. Through the analysis of the maximum peak load, energy absorption and failure behavior of nonlinear angle composite laminates, the influence of nonlinear angle on the low-velocity impact resistance of laminates and its failure mechanism are revealed in detail. The results show that the nonlinear laying angle has an important influence on the low-velocity impact resistance of laminates. This study provides a certain design basis for improving the low-velocity impact resistance of laminates.

Key Words: low-velocity impact; composite laminates; non-linear laying angle; crashworthiness; finite element method

Received: 2021-07-19; **Revised:** 2021-08-29; **Accepted:** 2021-09-25

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51621004)