

# 复合材料层合板低速冲击损伤影响因素分析

屈天骄<sup>1</sup>, 郑锡涛<sup>1</sup>, 范献银<sup>1</sup>, 郑晓霞<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 运用 ABAQUS 软件对复合材料层合板低速冲击下的损伤状态进行模拟, 采用单一变量法, 以损伤面积为表征参数, 针对影响低速冲击下复合材料层合板损伤性能的诸多因素进行分析, 以便在材料研制的初期预见其损伤阻抗。分层损伤是层合板低速冲击下的主要损伤形式之一, 基于损伤力学、断裂力学和黏性理论, 建立零厚度的三维界面单元来精确模拟层间分层。拐点是损伤阻抗的主要表征, 基于试验研究和有限元模拟, 在冲击力-时间曲线上计算出拐点, 通过比较不同材料的拐点值, 判定不同层合板的损伤阻抗。低速落锤冲击试验验证了此模型的合理性。

**关键词:** 冲击损伤; 影响因素; 材料体系; 冲头; 铺层序列

**DOI:** 10.3969/j.issn.1005-5053.2011.6.014

**中图分类号:** TB332

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1005-5053(2011)06-0081-06

低速冲击对复合材料层合板造成的损伤会使结构的力学性能退化, 严重威胁飞机机体的安全。因此, 研究低速冲击对复合材料的应用与发展有非常重要的工程意义。这一领域已经引起了国内外学者的高度重视。

早期研究大都集中于对落锤低速冲击试验的分析, 以此获得层合板在不同冲击载荷下的损伤规律。Moura<sup>[1]</sup>等进行了碳/环氧层合板的低速冲击试验, 研究发现层合板在低速冲击下的主要损伤形式为分层和横向裂纹。Choi<sup>[2]</sup>通过试验研究了层合板受冲击时基体开裂与分层之间的关系, 认为基体裂纹是层合板受冲击后的初始损伤形式, 外层的基体裂纹主要是由弯曲作用产生的。

国内学者对复合材料层合板低速冲击问题也进行了大量试验研究。沈真等人<sup>[3,4]</sup>的研究发现, 落锤低速冲击试验和集中准静态压痕试验均会出现拐点现象, 且拐点可表征纤维和基体作为整体抵抗冲击的最大能力。程小全<sup>[5]</sup>对 T300/5228 复合材料层合板进行了冲击试验, 得到了一致的结论。郑锡涛等<sup>[6]</sup>针对复合材料层合板中采用落锤低速冲击

和集中准静态压痕两种方式引入的损伤状态的等效性进行了研究, 并依据试验研究提出了两种损伤引入方式的等效性公式。

为了更好地研究层合板的损伤机理, 国内外学者提出了不同的计算模型。Kubair<sup>[7]</sup>基于 MCVFE, 建立了黏性模型来模拟复合材料层合结构低速冲击下的损伤起始和损伤扩展。Aymerich<sup>[8]</sup>使用基于黏性界面单元的有限元模型研究了层合板低速冲击下的分层损伤。Setoodeh<sup>[9]</sup>建立了基于层合板理论的三维弹性有限元模型, 模拟层合板的低速冲击损伤, 研究了冲头速率、冲头质量、层合板的材料性质对冲击响应的影响。

本工作运用 ABAQUS<sup>[10]</sup> 软件开展模拟分析, 采用单一变量法, 以分层损伤面积为表征参数, 运用 Hashin 面内失效准则和 B-K 混合准则, 针对低速冲击下复合材料层合板损伤性能的诸多影响因素进行分析, 如材料体系、冲击能量、冲头形状和直径、层合板的边界条件、铺层序列等。

## 1 模型的建立与验证

### 1.1 模型的建立

本工作所建立的模型为 150mm × 100mm × 4mm 的 T300/NY9200G 的层合板, 铺层方式为 [45/0/-45/90]<sub>4s</sub>, 即由对称铺设的 32 层组成, 平均每层厚度 0.125mm。采用大型有限元软件 ABAQUS 对复合材料层合板进行低速冲击模拟分析。考虑到计算效

收稿日期: 2011-01-25; 修订日期: 2011-04-02

基金项目: 国家自然科学基金 (10872167)

作者简介: 屈天骄 (1989—) 女, 硕士, 主要从事复合材料力学行为数值与试验研究, (E-mail) jiaojiao1231561@126.com。

通讯作者: 郑锡涛 (1964—), 博士, 教授, 主要从事复合材料力学行为数值与试验研究, (E-mail) zhengxt@nwpu.edu.cn。

率问题,对层合板进行了相应的简化处理,将相同铺层角的两层子板合并进行分析,即将铺层形式为 $[45/0/-45/90]_{4s}$ 的层合板简化为 $[45/0/-45/90]_{2s}$ ,共计16层,平均每层厚度0.25mm。具体模型装配图如图1所示。

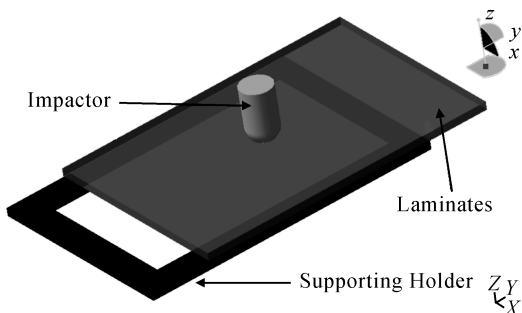


图1 整体模型装配图

Fig. 1 Assembly drawing of the whole model

层合板各子层的单元类型为三维8结点减缩积分单元(SC8R),此种类型单元便于分析沿厚度方向的接触问题。同时在各子层间切割出一个很薄的区域,此区域可以认为是树脂过剩区域,主要用于连接上下两个子层,该区域单元类型为三维8结点黏性单元(COH3D8)。本模型共有296000个单元和313632个节点。

冲头模型为16mm的钢质半球形冲头。由于在冲击过程中不需要考虑冲头的变形,即冲头的单元类型为三维解析刚性体。通过在冲头上设置参考点并施加点质量,在点质量上施加速度,即根据公式 $E = mv^2/2$ 将冲击能量施加于冲头上。

为了防止层合板在冲击过程中转动和滑移,所以限制了其沿3方向的位移和绕轴1和轴2的转角,即边界条件为层合板背面上尺寸为125mm×75mm的 $U_3 = 0, U_{R1} = 0, U_{R2} = 0$ 。

该模型采用基于显示算法的ABAQUS/Explicit程序分析纤维增强树脂基复合材料结构受外物冲击这一高度非线性问题,以此来研究复合材料层合板的损伤和失效。模型的面内失效由Hashin起始准则和相应的退化准则进行判定。层间损伤由基于二次应变的起始准则和基于能量的B-K退化准则进行判定。T300/NY9200G单层板的力学性能设定如下: $E_1 = 145\text{GPa}, E_2 = E_3 = 8.9\text{GPa}, G_{12} = G_{13} = 3.76\text{GPa}, G_{23} = 3.029\text{GPa}, \nu_{12} = 0.318, \rho = 1.5 \times 10^3 \text{kg/m}^3, X_t = 1633\text{MPa}, Y_t = 72.2\text{MPa}, X_c = 890\text{MPa}, Y_c = 170\text{MPa}, S = 116\text{MPa}$ 。

总的面内损伤面积是由纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩四种损伤面积叠加而成。有限元

结果表明分层损伤面积大于总的面内损伤面积,而且大部分损伤区域是重合的,所以可以用分层损伤面积表征层合板总的损伤面积。

## 1.2 模型的验证

为了验证上述模型的正确性,运用低速落锤冲击试验进行验证。试样数量为10件,试样尺寸为150mm×100mm,厚度为4mm,铺层形式为 $[45/0/-45/90]_{4s}$ ;冲击头(压头)为直径16mm的钢质半球体,试验夹具为125mm×75mm的矩形开口筒支持夹具。验证结果如表1。试验结束后对损伤进行测量和记录。

表1 模型的验证结果

Table 1 The validate results of this model

Damage parameters	Test results	Simulation results	Error/%
Damage area/mm <sup>2</sup>	919	875	4.89
Damage width/mm	35.0	37.3	6.57
Dent depth/mm	0.340	0.373	9.7

表1中有限元结果与试验结果对比表明,误差均控制在10%以内,吻合情况较理想。这说明本工作所建立的有限元模型是合理的,可以用来模拟层合板的低速冲击损伤。

本试验主要测量的损伤表征参数为损伤面积、损伤宽度和凹坑深度。损伤面积为所有层间分层在平面内投影面积的叠加,采用超声波C扫描和热揭层法得到;损伤宽度为损伤区域最远两点之间的距离,得到损伤面积之后损伤宽度便可以测量出来,用深度测量仪测量试件落锤冲击后的凹坑深度。图2为层合板的超声波C扫描图形,图中不同的颜色表示不同深度的损伤。图3为层合板的热揭层照片,各层的分层损伤呈花生壳状<sup>[11]</sup>且均沿着纤维铺设方向。

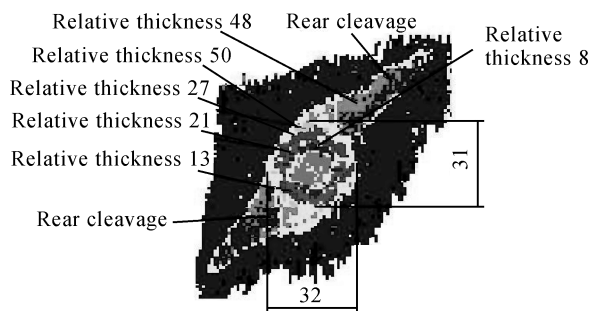


图2 层合板超声波C扫描图形

Fig. 2 Picture obtained by ultrasonic C-scan

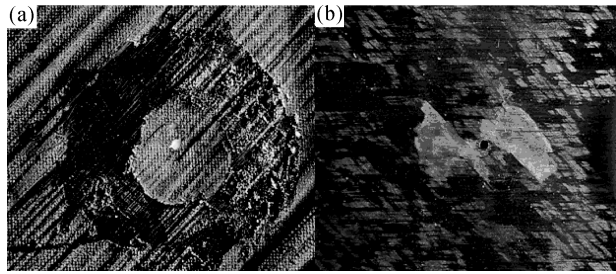


图 3 第 1 层(45°)(a)和第 23 层(0°)(b)的热揭层图片

Fig. 3 Pictures of 1st (a) and 23th (b) ply obtained by thermal depeel

## 2 不同材料体系对损伤的影响

### 2.1 基体相同纤维不同对损伤的影响

本节研究 HT3/5228, HT7/5228 和 HT8/5228 三种材料在冲击能量为 14.3J 下的损伤, 冲击头质量  $m = 1.29\text{kg}$ , 冲击速率  $v = 4.71\text{m/s}$ , 其他条件不变, 进行有限元数值计算, 结果如图 4 所示。

由图 4 可知, 对于总的累计损伤面积,  $\text{HT3/5228} > \text{HT7/5228} > \text{HT8/5228}$ ; 这是因为复合材料层合板中的纤维的主要作用是承载, 基体的主要作用是支撑和保护纤维; 对于相同基体材料、不同纤维材料的组合, 纤维的刚度越低, 层合板整体抵抗冲击的能力越弱, 致使损伤面积越大。不同层合板的分层损伤面积均最大。

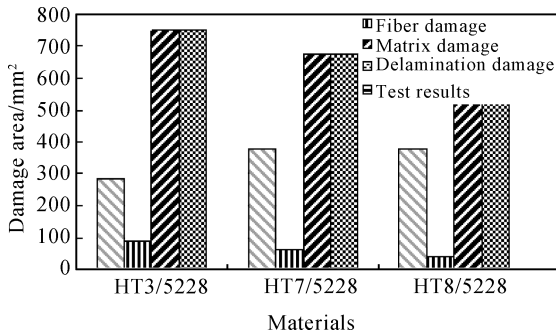


图 4 层合板在不同纤维材料下的损伤面积

Fig. 4 Damage areas of laminates in different fiber materials

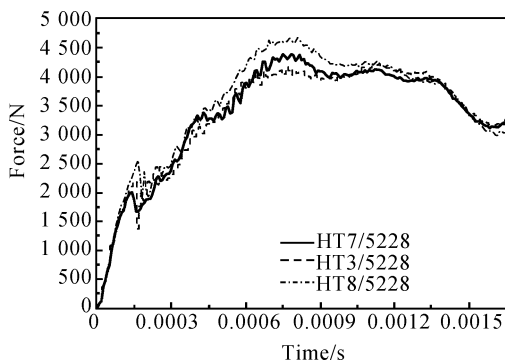


图 5 不同纤维材料的冲击力-时间曲线

Fig. 5 The impact force-time curves of different fibers

冲击过程中的冲击力-时间曲线如图 5 所示。从图中可以看到, 冲击过程中会出现一个明显的转折点, 称其为拐点, 拐点是纤维和基体作为整体抵抗冲击的最大能力。从图中可以看到, HT8/5228 的拐点值最大, 说明层合板纤维和基体整体抵抗冲击的能力最大。

将图 5 的冲击损伤过程分为三个阶段:

(1) 第一个转折点之前, 冲击力-时间关系近似于线性, 该阶段层合板有足够抵抗冲击的能力, 不会产生任何损伤;

(2) 从第一个转折点到拐点之间, 该阶段复合材料层合板开始出现损伤, 层合板由纤维和基体共同抵抗冲击事件, 冲击的结果为基体裂纹和分层损伤两种; 随着冲击力的增大, 损伤也在一直快速增大, 直到达到拐点, 拐点是层合板纤维和基体作为整体抵抗冲击能力最大的点, 是层合板抵抗能力发生突变的标志;

(3) 拐点之后冲击力开始下降, 层合板的前表面冲击点部位开始出现纤维断裂损伤, 并逐步向后扩展, 层合板抵抗冲击的能力开始降低, 凹坑深度迅速增加, 层合板的内部损伤(基体裂纹和分层)扩展缓慢, 并逐渐趋于不变。

研究表明, 对于基体相同、纤维材料不同的组合, 纤维的刚度越大, 基体和纤维整体抵抗冲击的能力越强, 层合板的损伤阻抗越大。

### 2.2 纤维相同基体不同对损伤的影响

本节研究了 HT3/QY8911, HT3/5222 和 HT3/5228 三种材料在冲击能量 14.3J 下的损伤。经计算可以得到 HT3/QY8911 的损伤面积为  $1480\text{mm}^2$  最大, 而 HT3/5222 和 HT3/5228 的损伤面积分别为  $750\text{mm}^2$  和  $717\text{mm}^2$  均较小。这是因为基体 QY8911 的拉伸模量小于基体 5222 和 5228 的拉伸模量, 所以在纤维相同的情况下, HT3/QY8911 抵抗冲击的能力弱于其他两种材料。

通过分析可知, 不同纤维/树脂组合时复合材料层合板抵抗冲击的能力是不同的。对于基体相同、纤维材料不同的组合, 纤维的刚度越大, 基体和纤维整体抵抗冲击的能力越强, 层合板的损伤阻抗越大; 对于纤维相同、基体不同的材料, 基体的刚度越小, 纤维和基体整体抵抗冲击的能力越弱, 层合板的损伤阻抗越小。

## 3 冲击能量对损伤的影响

对于 T300/NY9200G 层合板, 其他条件不变, 只

通过改变冲头质量来改变冲击能量的大小。本节分别讨论了冲击能量为 5.75J, 8.30J, 10.03J, 14.36J, 18.35J, 20.55J 和 25.45J 的 E1 ~ E7 工况下的冲击损伤。经过有限元计算, 可得到不同冲击能量下各工况的损伤, 如图 6 所示。

由图 6 可知, 在低能量冲击作用下, 各工况的损伤面积均随着冲击能量的增加而增加, 这与试验结果是一致的。有限元计算得到的总的损伤面积与试验测得的损伤面积十分接近。

如图 7 所示, 在第一个转折点以前, 不同冲击能量下的冲击力-时间关系曲线是重合的, 直至达到第一个转折点, 曲线开始发生变化。不同的冲击能量, 到达拐点用的时间不同且拐点值不同。冲击能量越大, 拐点值越大, 到达拐点所用时间越长, 层合板所受的损伤也越严重。这是因为冲击能量越大, 落锤的冲击动能转换成的层合板的损伤破坏能越大, 层合板所受的损伤越严重, 损伤区域越大。拐点之后, 冲击力-时间曲线开始下降, 冲击能量越小, 曲线下降的越快。

本节研究表明, 在低速冲击作用下, 冲击能量越大, 层合板所受的损伤越严重。

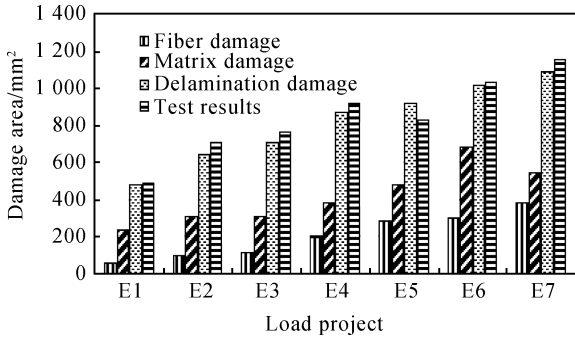


图 6 层合板在不同冲击能量下的损伤面积

Fig. 6 Damage areas of laminates under the impact of different impact energies

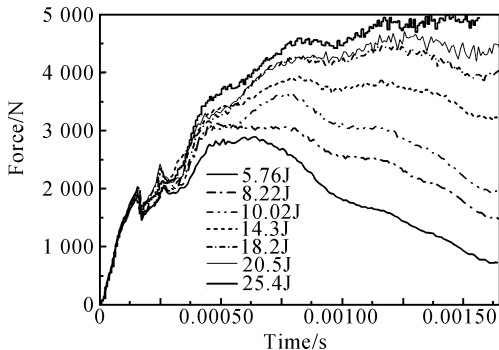


图 7 不同冲击能量下的冲击力-时间曲线

Fig. 7 The impact force-time curves of different energies

## 4 冲头对损伤的影响

### 4.1 冲头形状对损伤的影响

本节研究了三种不同形状冲头下层合板的冲击损伤, 分别为半球形冲头、圆锥形冲头和平冲头。各冲头圆口端的直径均为 16mm, 冲头处所施加的能量均为 14.3J, 其他条件不变。经计算, 可获得不同冲头形状下的损伤, 如表 2 所示。

表 2 层合板在不同形状冲头冲击下的损伤面积

Table 2 Damage areas of laminates under the impact of different shape of impactor

Impactor shapes	Damage area /mm <sup>2</sup>			
	Fiber damage	Matrix damage	Delamination damage	Total damage
Hemisphere	150	380	874	874
Cone	98	218	320	320
Plane	0	408	1820	1820

由表 2 可知, 在平冲头冲击下, 没有出现纤维损伤, 仅有基体损伤和分层, 而且分层损伤面积远大于其他两种冲头冲击下的损伤面积。由于圆锥形冲头与层合板的接触面积比较小, 所以只在冲头附近很小的区域造成损伤, 总的损伤面积比较小, 但凹坑深度比较大, 出现了侵入现象。

### 4.2 冲头直径对损伤的影响

本节研究了层合板在直径为 12.7mm, 16mm 和 25.4mm 的半球形冲头冲击下的损伤, 冲击能量均为 14.3J, 其他条件不变。经计算可获得不同直径冲头下总的累计损伤面积, 如表 3 所示。

由表 3 可知, 在相同冲击能量下, 冲头直径越大, 造成的损伤越大, 这是由于冲头尺寸越大, 冲击过程中与层合板的接触面积越多, 造成的冲击损伤破坏区域越大。

表 3 层合板在不同直径冲头冲击下的损伤面积

Table 3 Damage areas of laminates under the impact of different diameters of impactor

Impactor diameters /mm	Damage areas/mm <sup>2</sup>
12.7	746
16	874
25.4	892

通过上述分析可知, 冲头形状和冲头大小对损伤是有影响的, 冲头越大, 造成的损伤越大; 冲头越

尖,造成的凹坑深度越深,但整体损伤面积比较小;冲头越平,造成的损伤面积越大。

## 5 边界条件对损伤影响

本节研究了 T300/NY9200G 层合板在冲击能量 14.3J、冲头直径 16mm 的半球形冲头、不同边界条件下的损伤,主要考虑了四种边界条件,如表 4 所示。其他条件不变。

表 4 层合板的不同边界条件

Table 4 Different boundary conditions of laminates

Load project	Boundary dimensions	Binding conditions
B1	125mm × 75mm	$U_3 = 0, U_{R1} = 0, U_{R2} = 0$
B2	125mm × 75mm	$U_3 = 0$
B3	125mm × 75mm	Built-in
B4	150mm × 100mm	$U_3 = 0, U_{R1} = 0, U_{R2} = 0$

经计算可得 B1 和 B2 边界条件下的损伤形状和损伤面积是完全相同,均为  $885\text{mm}^2$ 。在 B3 条件下损伤面积为  $1243\text{mm}^2$ ,产生较大的损伤。这是由于较强的边界约束,会在冲击边界处产生较强的应力集中,从而使边界附近区域产生大量的分层,使层合板整体损伤面积比较大。而在 B4 的大边界条件下,产生的损伤面积为  $738\text{mm}^2$  略小于 B1 边界条件下的损伤。

通过上述分析可知,对于尺寸大小相同的边界,约束越强,损伤越大;不同边界尺寸的冲击损伤是不同的,但损伤趋势是相同的。

## 6 铺层方式对损伤影响

层合板铺层设计主要考虑:选择合适的单层铺设角,确定各角度铺层的层数和各角度铺层的铺层顺序。

本节设计包含  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ,  $90^\circ$  四个典型铺层角度的算例。当  $\pm 45^\circ$  铺层所占比例由  $0\%$ ,  $20\%$ ,  $40\%$ ,  $60\%$ ,  $80\%$ ,  $100\%$  逐渐增加时,结合正交实验法的均匀分散性和整齐可比性,设计其他角度铺层的铺层比和铺层序列。共计算了 118 个算例,并进行了 34 组典型算例对比。为提高损伤阻抗提供了理论参照并为层合板结构设计打下基础。表 5 是算例分配表。本节所有算例和详细分析结果不便一一列举,

仅以其中一组对比算例进行分析,具体算例和结果如表 6 所示。

表 5 算例分配列表

Table 5 Examples assigning table

Percentage of $\pm 45^\circ$ ply/%	Numbers of examples	Numbers of typical examples' groups
0	18	8
20	21	6
40	31	6
60	24	4
80	6	2
100	18	8

表 6 损伤面积随  $\pm 45^\circ$  铺层比例增加的变化规律

Table 6 The variation of damage areas while proportion of  $\pm 45^\circ$  plies growing gradually

Examples	Damage area / $\text{mm}^2$
$[0/0/0/0/90]_s$	749
$[45/0/0/0/90]_s$	569
$[45/-45/0/0/90]_s$	681
$[45/-45/45/-45/90]_s$	1096

由表 6 可知,当  $90^\circ$  铺层的比例和位置不变时,随着  $[45/-45]$  铺层比例逐渐增加,损伤面积呈增大趋势。损伤面积最小的算例为  $[45/0/0/0/90]_s$ 。建议铺层设计时  $\pm 45^\circ$  铺层比例不宜过高。

以下是综合所有对比结论而归纳出来的主要结论和建议:

(1) 当仅有  $0^\circ$  铺层和  $\pm 45^\circ$  铺层时,比例较小的铺层尽量避免铺设在中面层;

(2) 尽量避免选择  $90^\circ$  铺层和  $\pm 45^\circ$  铺层的铺层方式。当仅有  $90^\circ$  铺层和  $\pm 45^\circ$  铺层时,应尽量避免将多个  $90^\circ$  层相邻的铺设在外层;

(3) 当有  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  和  $90^\circ$  铺层时,若不可避免的有两层  $0^\circ$  层或  $90^\circ$  层相邻铺设时,应尽量不要将两相邻  $[0/0]$  或两相邻  $[90/90]$  铺设在中面层或者外层;

(4) 由中面层到外层逐层增加  $0^\circ$  铺层时,损伤面积逐渐减小;由中面层到外层逐层增加  $90^\circ$  铺层时,损伤呈增大趋势。应尽量避免相同的  $90^\circ$  铺层过多地集中在一起;

(5) 当仅有  $0^\circ$  和  $90^\circ$  两种铺层时,则应尽量避免  $90^\circ$  铺层成组铺设,可运用  $0^\circ$  铺层将其隔开,但也要尽量避免  $0^\circ$  铺层和  $90^\circ$  铺层交叉铺设 ( $[90/0/90/0/$

90]s),理想算例为[90/0/0/0/90]s。

## 7 结论

(1)建立复合材料层合板低速冲击有限元模型,此模型同时考虑了基体开裂、纤维断裂、分层等损伤模式。结果表明分层损伤面积最大,各种损伤面积均位于冲击区域附近且大部分重合,可以用分层面积来表征总的损伤面积。

(2)纤维和基体的刚度越大,损伤阻抗越强;冲击能量越大,损伤越严重;冲头直径越大,损伤面积越大;冲头形状越尖锐,损伤面积越小,但越容易出现侵入现象;边界条件越强,损伤越大;拐点是纤维和基体作为一个整体抵抗冲击的最大能力。

(3)相邻铺层的铺层角相差越小,损伤面积越小;避免90°铺层过多的集中铺设在一起;尽量避免选用仅有90°和±45°的铺层方式;可以适当增加0°铺层的铺层比例。

## 参考文献:

[1] MORUA M F S F, MARQUES A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates [J]. Composites, 2002, 33(3): 361 - 368.

[2] CHOI H Y, WU H Y, CHANG F K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact. Part: II Analysis [J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25

(8): 1012 - 1038.

[3] 沈真, 柴亚男, 杨胜春, 等. 复合材料飞机结构强度新规范要点评述 [J]. 航空学报, 2006, 27(5): 784 - 788.

[4] 沈真, 叶林, 王进, 等. 复合材料损伤阻抗和损伤容限的表征 [C]// 2003年复合材料学术年会, 2003-9, 北京, 119 - 128.

[5] 程小全. 小尺寸试件层合板低速冲击后的剩余压缩强度 [J]. 复合材料学报, 2002, 19(6): 8 - 12.

[6] 郑晓霞, 郑锡涛, 沈真, 等. 低速冲击与准静态压痕力复合材料层合板的损伤等效性 [J]. 航空学报, 2010, 31(5): 928 - 933.

[7] KUBAIR D V, LAKSHMANA B K. Cohesive modeling of low-velocity impact damage in layered functionally graded beams [J]. Mechanics Research Communications, 2008, 35(1): 104 - 114.

[8] AYMERRICH F, DORE F, PRIOLO P. Simulation of multiple delaminations in impacted cross-ply laminates using a finite element model based on cohesive interface elements [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(11): 1699 - 1709.

[9] SETOODEH A R, MALEKZADEH P, NIKBIN K. Low velocity impact analysis of laminated composite plates using a 3D elasticity based layerwise FEM [J]. Materials and Design, 2009, 30(9): 3795 - 380.

[10] 庄茁, 由小川, 廖剑晖, 等. 基于ABAQUS的有限元分析和应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.

[11] 张彦中, 宁荣昌. 复合材料层合板抗冲击损伤的参数表征 [J]. 航空材料学报, 1995, 15(1): 56 - 62

# Exploration of Several Influence Factors of Low-Velocity Impact Damage on Composite Laminates

QU Tian-jiao<sup>1</sup>, ZHENG Xi-tao<sup>1</sup>, FAN Xian-yin<sup>1</sup>, ZHENG Xiao-xia<sup>2</sup>

(1. Schools of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. AVIC Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Damage of composite laminates due to low-velocity impact depends on number of factors. The simulation of composite laminates damage is carried out with ABAQUS software. Several influence factors are analyzed in order to foresee the damage resistance of composite laminates in the early stage with the method which regards damage area as the single-variable parameter. Delamination is one of leading damage forms of laminates. Based on damage mechanics, fracture mechanics and cohesive theory, cohesive unites are constituted in this paper to simulate delamination accurately. The point of inflexion is a central characterization of damage resistance. Based on the experiments and finite element model, damage resistances of different laminates are determined by contrasting diverse inflexion value which can be calculated on impact force-time curves. The rationality of the model has been confirmed by the low-velocity impact test.

**Key words:** impact damage; influence factor; material system; impactor; lay-up sequence