

文章编号: 1000\_0887(2005) 05\_0569\_08

# 复合材料层合板低速冲击后压缩的 损伤累积模型\*

程小全, 邴正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

(王银邦推荐)

**摘要:** 为了分析复合材料层合板低速冲击后的压缩性能, 首先用三维动态有限元素法对两种层合板进行了低速冲击损伤模拟计算, 以此作为冲击后压缩(CAI)层合板的初始损伤, 然后用三维静态有限元对合损伤的层合板进行压缩破坏模拟和剩余强度计算, 从而实现了层合板从冲击损伤到压缩破坏损伤全过程的模拟。结果表明, 损伤投影面积和 CAI 强度的计算值与试验结果有较好的一致性。

**关键词:** 复合材料; 层合板; 冲击; 损伤; 压缩

**中图分类号:** TB332; V258+.3 **文献标识码:** A

## 引 言

低速冲击后层合板的压缩性能是复合材料结构损伤容限设计必须考虑的最严重情况之一<sup>[1]</sup>。冲击损伤包括基体开裂、层间分层, 甚至还有纤维断裂等损伤形式<sup>[2,3]</sup>。迄今对复合材料层合板低速冲击及冲击后压缩已有较多的研究, 但对冲击后层合板的压缩破坏机理并不完全了解。目前对低速冲击后层合板压缩破坏机理的描述大致有 3 类, 并有 3 种压缩破坏分析方法<sup>[1],[4]</sup>: 1) 软化夹杂法。将冲击损伤等效成规则形状的软化夹杂, 用应力准则、应变准则或其他准则判定板的失效; 2) 子层屈曲法。把冲击损伤看成是大小不同的多个矩形或其他形状的分层, 认为压缩破坏是各子层不断屈曲的过程, 当所有的子层都屈曲时, 结构发生破坏。3) 开口等效法。用一个圆孔或椭圆孔取代冲击损伤, 之后用孔边断裂韧性等准则来判定板的破坏。

本文利用有限元素法建立了一种新的层合板低速冲击后压缩破坏的分析模型。该模型考虑了基体开裂、分层等多种损伤形式, 实现了从冲击损伤到压缩破坏的全过程模拟。

## 1 冲击问题的有限元素法

对于复合材料层合板低速冲击损伤问题, 人们已经做了大量研究。研究表明, 用动态有限元素法对低速冲击过程进行模拟, 以获得层合板内应力、应变以及损伤的变化历程和特性是比

\* 收稿日期: 2003\_10\_30; 修订日期: 2005\_01\_18

作者简介: 程小全(1966—), 男, 江西人, 副教授, 博士(联系人, Tel: + 86\_10\_82317501; E\_mail: xiaoquan\_cheng@yahoo.com.cn)。

较有效的<sup>[1]</sup>。

### 1.1 运动微分方程

根据虚功原理, 得到层合板的运动微分方程为

$$M\ddot{U}(t) + C\dot{U}(t) + KU(t) = R(t), \quad (1)$$

其中  $M$  为总体质量矩阵,  $C$  为总体阻尼矩阵,  $K$  为总体刚度矩阵,  $U(t)$ 、 $\dot{U}(t)$ 、 $\ddot{U}(t)$  分别为总体位移、速度以及加速度矢量,  $R(t)$  为总体载荷矢量。

根据牛顿第二定律, 冲击物的运动微分方程为

$$m_s \ddot{u}_s(t) + F(t) = 0, \quad (2)$$

式中  $m_s$  为冲击物质量,  $\ddot{u}_s(t)$  为冲击物加速度,  $F(t)$  为冲击接触力。

### 1.2 层合板低速冲击的接触定律

在层合板低速冲击损伤特性的研究中, Sun 等人结合准静态横向压入试验提出了适用于层合板的冲击接触定律<sup>[5]</sup>。根据该定律, 对于冲头为球形情况, 在冲击能量较小, 受冲击层合板只有轻微损伤的情况下, 冲击接触力在加载阶段可表示为

$$F = K \delta^{n_{mr}} \quad (3)$$

式中  $n_{mr}$  为载荷指数, 对于复合材料层合板一般取  $n_{mr} = 1.5$ ;  $\delta$  为冲击物压入层合板的位移;  $K$  为接触系数, 由试验确定或经验公式给出<sup>[5]</sup>。

低速冲击过程中的卸载分为局部卸载和总体卸载两类<sup>[1]</sup>。局部卸载后将会出现再加载阶段, 这时的冲击接触力可表示为

$$F = F_m \left[ \frac{\delta - \delta_0}{\delta_m - \delta_0} \right]^{n_{wr}}, \quad (4)$$

式中  $n_{wr}$  在卸载时取 2.5, 在再加载时取 1.5;  $F_m$ 、 $\delta_m$  分别为一个加载\_卸载循环中最大接触力及其相应的压入位移,  $\delta_0$  为永久压入位移<sup>[1]</sup>。

当冲击物对层合板的压入位移达到最大时, 冲击物开始回弹, 进入总体卸载阶段。由于冲击已接近尾声, 层合板如果出现较严重的损伤, 板的受冲击面可能会留下不可回复的明显凹陷。总体卸载阶段冲击接触力变化规律为

$$F = \begin{cases} 0 & (\delta \leq d_0), \\ F_m \left[ \frac{\delta - d_0}{\delta_m - d_0} \right]^{n_{wr}} & (\delta > d_0), \end{cases} \quad (5)$$

式中的  $d_0$  为冲击后层合板的残余凹陷深度,  $n_{wr}$  是载荷指数,  $n_{wr} > 1$ , 它们由试验确定<sup>[1]</sup>。根据层合板横向静压的试验结果, T300/5 228 的  $d_0$  值取为 0.6 mm。由于在总体卸载阶段, 冲击过程已近结束, 损伤不再扩展, 因此它们的值对整个冲击损伤的过程影响不大。

### 1.3 冲击损伤形式及相应的损伤判据

试验研究发现, 当能量较低时, 层合板的低速冲击损伤包括基体开裂、纤维基体剪切、纤维断裂和分层等多种形式, 但以基体开裂和层间分层损伤为主, 且在冲击过程中它们相互作用、相互影响。下面主要介绍基体开裂和分层损伤的判据。

#### 1) 基体开裂判据

Hashin<sup>[6]</sup>基体开裂判据。令复合材料铺层的基本强度参数为:  $X_T$ 、 $X_C$  分别是铺层纵向的拉伸、压缩强度;  $Y_T$ 、 $Y_C$  分别是铺层横向的拉伸、压缩强度;  $Z_T$ 、 $Z_C$  分别是铺层厚度方向的拉伸、压缩强度;  $R$ 、 $S$ 、 $T$  分别是铺层沿 1\_2、1\_3 和 2\_3 方向的剪切强度。

当  $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$  时,

$$\left[ \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T} \right]^2 + \frac{1}{T^2} (\tau_{23}^2 - \sigma_{22} \sigma_{33}) + \left[ \frac{\tau_{12}}{R} \right]^2 + \left[ \frac{\tau_{13}}{S} \right]^2 = e_m \quad (6a)$$

当  $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$  时,

$$\frac{1}{Y_C} \left[ \left( \frac{Y_C}{2T} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{1}{4T^2} (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{T^2} (\tau_{23}^2 - \sigma_{22} \sigma_{33}) + \left[ \frac{\tau_{12}}{R} \right]^2 + \left[ \frac{\tau_{13}}{S} \right]^2 = e_m \quad (6b)$$

如果  $e_m \geq 1$ , 则发生损伤; 如果  $e_m < 1$ , 则不发生损伤

2) 分层损伤判据

文献[7]对 Chang 等<sup>[8]</sup>提出的分层损伤判据作了改进, 考虑了冲击点处冲头压应力对分层损伤的影响. 改进了的分层判据为

$$\left[ \frac{n\bar{\sigma}_{33}}{Z_C} \right]^2 + D_1 \left[ \frac{n\bar{\sigma}_{23}^2 + {}^{n+1}\bar{\sigma}_{13}^2}{S^2} \right] + D_2 \left[ \frac{{}^{n+1}\bar{\sigma}_{22}}{Y} \right]^2 = e_D \quad \begin{cases} e_D \geq 1 \text{ 损伤,} \\ e_D < 1 \text{ 不损伤,} \end{cases} \quad (7)$$

上标  $n, n+1$  表示第  $n$  个铺层界面的上、下铺层号(铺层和界面从受冲击面开始编号),  $n\bar{\sigma}_{23}$ 、 ${}^{n+1}\bar{\sigma}_{13}$ 、 ${}^{n+1}\bar{\sigma}_{22}$  分别是第  $n$  铺层的层间横向剪应力均值、第  $n+1$  铺层的层间纵向剪应力均值及其面内横向正应力均值,  $n\bar{\sigma}_{33}$  是第  $n$  铺层的横向压应力沿铺层厚度方向的平均值. 当  ${}^{n+1}\bar{\sigma}_{22} \geq 0$  时,  $Y = Y_T$ ; 当  ${}^{n+1}\bar{\sigma}_{22} < 0$  时,  $Y = Y_C$ .  $Y, S$  分别是  $n+1$  铺层的面内横向拉、压强度和层间剪切强度.  $D_1, D_2$  是两个待定常数, 需要通过试验确定. 材料为 T300/QY8 911 的复合材料层合板,  $D_1 = 7.2, D_2 = 1.2$ ; 铺层为 T300/5 405 的层合板,  $D_1 = 4.5, D_2 = 1.0$ <sup>[7]</sup>.

1.4 冲击损伤区的刚度衰减

层合板冲击损伤的形成和发展过程中, 会出现多种形式的损伤, 损伤面积不断扩展, 损伤程度也不断加重, 因此要准确模拟冲击损伤对层合板本构关系的影响是十分困难的. 本文采用刚度衰减法来处理这一问题. 该方法认为损伤后铺层的材料常数与损伤前相比变小, 但铺层仍保持完整, 即用小于 1 的衰减系数  $S_{RC}$  乘以未损伤铺层的材料常数作为损伤后的材料常数. 显然,  $S_{RC}$  与材料、损伤程度和形式等有关, 通常由试验确定.

刚度衰减法分成独立衰减法和相关衰减法两类<sup>[1]</sup>. 为了计及不同损伤程度对材料常数的影响, 本文采取反复衰减的相关刚度衰减法进行刚度衰减<sup>[9]</sup>. 即每当单元内某铺层的应力水平满足强度判据的损伤条件, 就依据其损伤类型, 按相关刚度衰减法对其材料常数进行一次衰减, 而不管该材料常数是否曾被衰减过.

对于基体开裂损伤, 铺层的材料常数衰减为

$$E_2^{iD} = S_{RC} E_2^{(i-1)D}; \quad G_{23}^{iD} = S_{RC} G_{23}^{(i-1)D}; \quad G_{12}^{iD} = S_{RC} G_{12}^{(i-1)D}; \\ \nu_{21}^{iD} = S_{RC} \nu_{21}^{(i-1)D}; \quad \nu_{23}^{iD} = S_{RC} \nu_{23}^{(i-1)D}.$$

对于层间分层损伤, 铺层的材料常数衰减为

$$E_3^{iD} = S_{RC} E_3^{(i-1)D}; \quad G_{23}^{iD} = S_{RC} G_{23}^{(i-1)D}; \quad G_{13}^{iD} = S_{RC} G_{13}^{(i-1)D}; \\ \nu_{31}^{iD} = S_{RC} \nu_{31}^{(i-1)D}; \quad \nu_{32}^{iD} = S_{RC} \nu_{32}^{(i-1)D},$$

式中  $iD$  表示对材料常数进行第  $i$  次衰减.

2 层合板的低速冲击损伤

本文利用三维 20 节点等参单元, 计算层合板的低速冲击损伤和冲击后的压缩强度. 这里对

BCZ1 和 BCZ2 两种层合板试件进行低能量冲击损伤计算, BCZ1 的铺层形式为 $[45/0/_45/90]_{4S}$ , BCZ2 的铺层形式为 $[45/_45/0/45/90_2/_45/0/45/90/_45/0/45/90/_45/0]_S$ , 铺层材料均为 T300/5 228。冲击物的质量为 4.686 kg, 冲击能量为 2.67 J/mm 与 4.45 J/mm 两种。计算中, 铺层厚度方向的材料常数将参考其面内横向参数给定。总体卸载定律(5)式中的残余凹陷的最大深度  $d_0$  和载荷指数  $n_{wr}$  的值由试验确定, 与冲击能量 2.67 J/mm、4.45 J/mm 对应分别取定为  $d_0 = 0.1$ 、 $n_{wr} = 0.6$  以及  $d_0 = 0.2$ 、 $n_{wr} = 2.5$ 。

采用 Wilson- $\theta$  法求解运动微分方程时, 时间步长  $\Delta t$  取为 0.75  $\mu s$ , 每次重新形成损伤后层合板的总体刚度的时间间隔为 75  $\mu s$ ; 刚度衰减系数  $S_{RC}$  取为 0.6<sup>[7]</sup>。

2.1 网格划分和边界条件

BCZ1 和 BCZ2 层合板的长度为 150 mm, 宽度为 100 mm。层合板网格划分情况见图 1。沿厚度方向单元分成两类: 一类单元的铺层数为 17 层, 包括前表面铺层; 另一类单元的铺层数为 15 层, 包括后表面铺层。

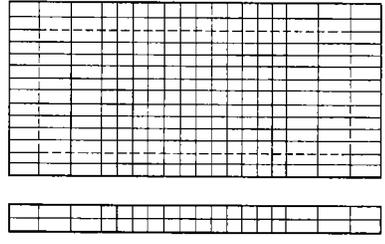


图 1 层合板有限元计算模型

低速冲击时, 试件夹具的夹板中心有 125 mm  $\times$  75 mm 的矩形开口, 层合板边界为 4 边简单支持, 4 个角点为固定支持, 但是边界位置不在板的 4 条棱边上, 而是与夹板中心的开口边界对应, 如图 1 中的虚线为冲击模拟计算时板的

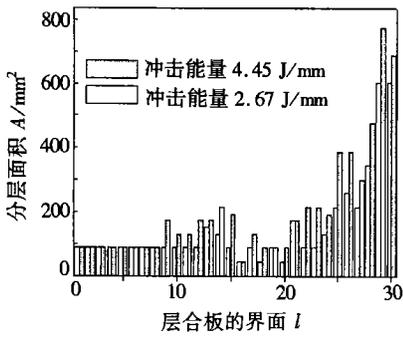


图 2 试件 BCZ1 冲击后各界面的分层损伤面积

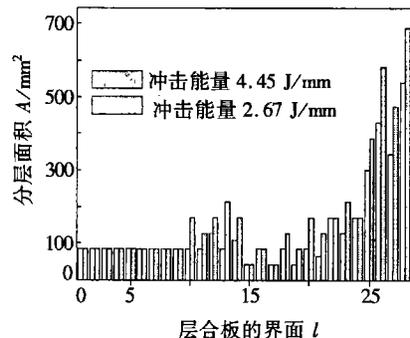


图 3 试件 BCZ2 冲击后各界面的分层损伤面积

边界<sup>[1]</sup>。

2.2 低速冲击损伤

图 2 和图 3 是试件 BCZ1 和 BCZ2 两种层合板各界面的分层损伤面积分布图, 可见, 离冲击面越远分层面积越大。冲击能量增加时, 各界面的分层面积增加。这些现象与试验结果相符。

图示结果还显示, 在相同能量冲击下, 板的铺层形式不同, 各界面分层面积的大小及其分布规律有很大变化。图 4 给出了在 4.45 J/mm 的能量冲击后板 BCZ1 的损伤投影区域图, 该损伤区大致呈圆形, 这与试验的结果也相符。

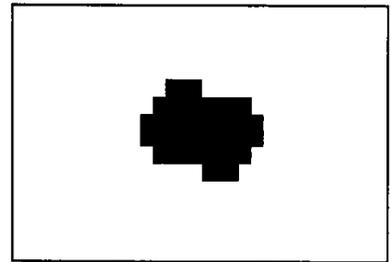


图 4 试件 BCZ1 层合板冲击后界面分层损伤投影面积(4.45 J/mm)

表 1 给出了试件 BCZ1 和 BCZ2 两种层合板低速冲击后分层损伤投影面积的计算结果, 并

与试验结果<sup>[10]</sup>进行了对比,可见本文的理论计算准确度较高。

表 1 低速冲击后层合板分层损伤的投影面积

试样	冲击能量 $E/(J/mm)$	试验结果 $A_V/(mm^2)$	计算结果 $A_d/(mm^2)$	相对误差 $e/(%)$
BCZ1	2.67	601	689	14.6
	4.45	817	905	10.7
BCZ2	2.67	528	538	1.9
	4.45	660	775	17.4

结合冲击力的计算结果分析发现,最大冲击载荷值高的板,其分层投影面积并不一定就大,而投影损伤又是由各界面的分层损伤叠合成的,由此可见,冲击载荷与各界面的分层损伤直接相关,与损伤投影面积无直接关系,因此冲击损伤应该由各界面的损伤来表征,而非投影损伤。

### 3 层合板的 CAI 损伤累积模型

#### 3.1 压缩破坏模型的假设

低速冲击损伤后层合板的压缩破坏模型有如下假设<sup>[1]</sup>:

- 1) 压缩过程中,界面分层、纤维断裂、基体开裂和纤维基体剪切等 4 种损伤形式并存,它们对层合板的损伤程度各有差别;
- 2) 忽略低速冲击损伤所造成的残留凹陷的影响,认为层合板在压缩初始时上下表面均为平面。板内的初始损伤为基体开裂和界面分层;
- 3) 部分铺层的局部屈曲及其扩展对层合板压缩性能的影响,按分层损伤考虑,不考虑其后屈曲对板的作用;
- 4) 层合板的最终破坏形式为铺层纤维断裂,而非板的局部屈曲或总体失稳,因此铺层的强度对板的破坏起着控制作用。

#### 3.2 损伤判据

含冲击损伤的层合板在压缩过程中,多种损伤形式相互诱发,相互作用,其中分层扩展和纤维断裂对板的破坏起着主要作用。各种损伤的起始判断,它们的耦合效应,以及它们对层合板压缩性能的影响等迄今还未能清楚地把握。现有的研究一般忽略它们之间的耦合作用,单独考虑它们对板的作用。

##### 1) 纤维断裂和基体开裂损伤判据

不同的应力状态会导致不同损伤形式的发生,因此 Hashin<sup>[6]</sup>提出了分类损伤判据。

##### (a) 纤维拉伸破坏 ( $\sigma_{11} > 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{R}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 = 1 \quad (8)$$

##### (b) 纤维压缩屈曲破坏 ( $\sigma_{11} < 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = 1 \quad (9)$$

##### (c) 基体拉伸破坏 ( $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \frac{1}{T^2}(\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\tau_{12}}{R}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 = 1 \quad (10)$$

##### (d) 基体压缩破坏 ( $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ )

$$\frac{1}{Y_C} \left[ \left( \frac{Y_C}{2T} \right)^2 - 1 \right] (\sigma_{22} + \sigma_{33}) + \frac{1}{4T^2} (\sigma_{22} + \sigma_{33})^2 + \frac{1}{T^2} (\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left( \frac{\tau_{12}}{R} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{13}}{S} \right)^2 = 1 \quad (11)$$

## 2) 分层损伤判据

采用 Chang 和 Springer<sup>[11]</sup> 提出的分层损伤判据, 其表达式为

$$\left( \frac{\sigma_{33}}{Z_L} \right)^2 + \frac{\tau_{13}^2 + \tau_{23}^2}{S_L^2} \geq 1 \quad (\sigma_{33} > 0), \quad (12)$$

式中  $Z_L$ 、 $S_L$  分别是层间的拉伸强度和剪切强度。当层间强度数据不具备时, 可以认为  $Z_L$ 、 $S_L$  分别等于基体材料的拉伸和剪切强度。

## 3) 纤维基体剪切损伤判据

文献[12]在利用二维有限元分析中心含孔层合板的压缩强度时, 提出了适用于平面应力状态的纤维基体剪切破坏判据。为了适应三维计算的需要, 同时又便于工程应用, 文献[1]对其进行修改。修正后的纤维基体剪切破坏判据为

$$\left( \frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{12}}{R} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{13}}{S} \right)^2 = e_{fs} \quad (\sigma_{11} < 0), \quad (13)$$

其中的  $X_C$ 、 $R$ ( $S$ ) 分别是各铺层材料的纵向压缩强度和面内剪切强度。当  $e_{fs} \geq 1$  时, 纤维基体间便发生剪切破坏; 反之, 当  $e_{fs} < 1$  时, 则不发生纤维基体剪切破坏。

# 4 层合板的 CAI 强度计算

## 4.1 边界条件

压缩计算时, 板的网格划分与低速冲击计算相同。冲击计算结束后层合板的刚度为压缩计算的原始刚度, 由此来表征层合板中由冲击造成的初始损伤。

与冲击情况不同, 压缩时层合板的位移边界、力的边界以及边界支持条件都发生了变化。低速冲击后层合板的压缩为面内受载, 其边界为板的 4 条棱边, 比冲击计算时的边界大, 其中板的两条长边为简单支持, 下端面为固定支持, 上端面上作用有均匀分布的压缩载荷, 仅允许在载荷作用的方向上发生位移。

## 4.2 剩余压缩强度

本文应用相关衰减系数法考虑损伤的作用, 模拟计算低速冲击损伤后层合板的逐渐压缩破坏过程。图 5 与图 6 分别是层合板 BCZ1 和 BCZ2 的剩余压缩强度的计算结果与试验结果<sup>[10]</sup>, 4 种情况计算结果的相对误差分别为 7.9%、25.2%、3.6% 和 20.9%。可见冲击能量越大, 计算结果误差越大。这可能是因为能量大, 层合板内的分层损伤也大, 局部屈曲的影响比较严重, 以及层合板会出现初始凹陷这两个原因导致的结果。总的来讲, 用损伤累积法计算层合板低速冲击后的压缩强度可以得到比较准确的结果。

计算结果显示, 板的最终破坏是因为板内铺层的基体开裂首先扩展导致纤维断裂而发生压缩破坏。图 5 和图 6 的结果显示, 损伤累积法计算的结果比实际测量的结果偏大, 是因为层合板的层间性能(如  $1_3$  和  $2_3$  两个方向)用的是铺层面内的模量和强度, 这些值可能比实际值大; 另外, 损伤模拟计算过程中, 虽然考虑了分层损伤的作用, 但是没有考虑子层屈曲及其扩展的影响。

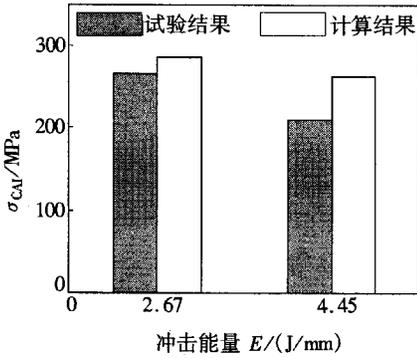


图5 层合板 BCZ1 的 CAI 值

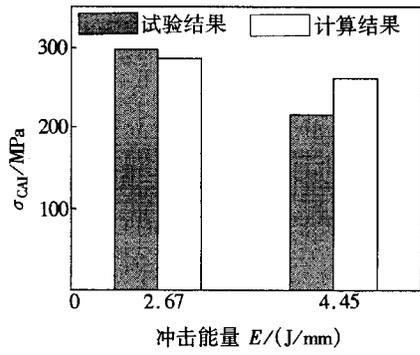


图6 层合板 BCZ2 的 CAI 值

## 5 讨论与总结

层合板的冲击损伤判据(7)式中, 包含有铺层面内横向正应力  $\sigma_{22}$  和层间剪切应力  $\sigma_{13}$ 、 $\sigma_{23}$ , 因此反映了复合材料的低速冲击损伤与复合材料的 I 型层间断裂韧性和 II 型断裂韧性有密切的关系, 其中 I 型层间断裂韧性与横向正应力  $\sigma_{22}$  对应, II 型断裂韧性与层间剪切应力  $\sigma_{13}$ 、 $\sigma_{23}$  对应。同样, 在继后的压缩过程中, 子层的屈曲及其扩展, 也都与复合材料的层间断裂韧性相关, 因此复合材料的 CAI 强度值被用来作为衡量基体韧性的重要指标。在建立的复合材料冲击损伤分析模型和剩余压缩强度计算模型中, 如果不能全面考虑复合材料这两种层间断裂韧性的影响, 这样的模型不是很成功的模型。

低速冲击后层合板的剩余压缩强度理论估算表明, 用有限元损伤累积模型具有准确度高, 能模拟冲击损伤以及继后压缩破坏的全过程, 并能指出各种损伤对压缩破坏的作用。但是, 由于现在损伤累积理论发展的限制, 本文的低速冲击损伤后复合材料剩余压缩强度分析模型有待进一步完善。

层合板的 CAI 强度与损伤分布相关, 而与损伤投影面积或其宽度没有直接关系。

### [参 考 文 献]

- [1] 程小全. 复合材料层合板与蜂窝夹芯板低速冲击后压缩性能研究 [D]. 博士学位论文. 北京: 北京航空航天大学, 1998, 1—63.
- [2] Cantwell W J, Morton J. The impact resistance of composite materials—a review [J]. *Composites*, 1991, 22(5): 347—362.
- [3] 程小全, 吴学仁. 复合材料层合板低速冲击损伤容限的改进方法和影响因素 [J]. *高分子材料科学与工程*, 2002, 18(3): 20—25.
- [4] 程小全, 张子龙, 吴学仁. 小试样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.
- [5] Yang S H, Sun C T. Indentation law for composite laminates: composite materials. testing and design [R]. ASTM STP 787, 1982, 425—449.
- [6] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47: 329—334.
- [7] 关志东. 复合材料层板及加筋板低速冲击损伤过程的有限元模拟分析 [D]. 博士学位论文. 北京: 北京航空航天大学, 1994, 58—70.
- [8] Choi H Y, Chang F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites result

- ing from low velocity point impact[J]. Journal of Composite Materials, 1992, **26**(14): 2134—2169.
- [9] Reddy Y S, Reddy J N. Three\_dimensional finite element progressive failure analysis of composite laminates under axial extension[J]. Journal of Composite Technology & Research, 1993, **15**(2): 73—87.
- [10] 程小全. 复合材料低速冲击后压缩行为研究[R]. 博士后研究报告. 北京: 北京航空材料研究院, 2000, 39—52.
- [11] Chang F K, Springer G S. The strength of fiber reinforced composite bends[J]. Journal of Composite Materials, 1986, **20**: 30—45.
- [12] Chang F K, Lessard L B. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I —Analysis[J]. Journal of Composite Materials, 1991, **25**(1): 2—43.

## Damage Progressive Model of Compression of Composite Laminates After Low Velocity Impact

CHENG Xiao\_quan, LI Zheng\_neng

(School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of  
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, P. R. China)

**Abstract:** Compressive properties of composite laminates after low velocity impact are one of the most serious circumstances that must be taken into account in damage tolerance design of composite structures. In order to investigate compressive properties of composite laminates after low velocity impact, three dimensional dynamic finite element method (FEM) was used to simulate low\_velocity impact damage of 2 kinds of composite laminates firstly. Damage distributions and projective damage areas of the laminates were predicted under two impact energy levels. The analyzed damage after impact was considered to be the initial damage of the laminates under compressive loads. Then three dimensional static FEM was used to simulate the compressive failure process and to calculate residual compressive strengths of the impact damaged laminates. It is achieved to simulate the whole process from initial low\_velocity impact damage to final compressive failure of composite laminates. Compared with experimental results, it shows that the numerical predicting results agree with the test results fairly well.

**Key words:** composite; laminate; impact; damage; compression