

冲击作用下复合材料叠层板层间开裂演化模型

张思进¹⁾ 文桂林

(湖南大学机械与运载工程学院, 长沙 410082)

摘要: 采用双线性特性破坏模型研究了复合材料叠层板层间开裂裂纹的演化, 通过引入弹性 / 剪切模量的损伤参数, 推导出损伤参数与应变之间的微分方程, 并得到裂纹耗散功率与损伤参数变化率之间的关系. 计算不同初始冲击速度下复合材料叠层板某界面上应变、应变率响应以及损伤参数的演化, 即可得到该界面发生层间开裂的情形及其对剪切模量的影响. 通过检查界面各点处的损伤参数是否发生改变, 预测了冲击完成之后复合材料叠层板第 1, 2 层之间发生层间开裂区域的大小与位置; 该预测结果与实验数据及其他破坏准则计算结果基本相符. 计算结果表明, 在冲击过程中当界面上任意点处的剪应力超过剪切强度后, 该点附近的剪切模量开始发生衰减, 衰减大小随铁球初始冲击速度的增大而增大, 并从靠近冲击中心的位置逐渐向周围递减. 在四边简支边界条件下, 复合材料叠层板的层间开裂区域同样最先出现在界面中靠近冲击点的位置, 区域面积随初始冲击速度的增大不断扩大. 当初始冲击速度足够高时, 第 1, 2 层界面的两条对称轴上开始出现多个独立的开裂区域.

关键词 层间开裂, 损伤参数, 破坏准则, 冲击, 复合材料叠层板

中图分类号: TB330.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)02-0338-08

引 言

复合材料叠层板受冲击作用下的破坏行为是十分令人感兴趣的研究课题, 通常它包括基体裂纹开裂、纤维断裂和层间开裂(解层)破坏等不同的破坏形式. 其中层间开裂破坏是复合材料叠层板在受低速冲击时最显著的一种破坏形式, 这也是本文的主要研究对象. 对复合材料受冲击作用下动力学行为的早期研究主要集中在振动响应及整体破坏预测等方面的研究. Sun^[1] 于 20 世纪 70 年代研究了叠层复合材料结构受低速冲击时的动力学特性, 并采用修改的 Hertz 接触定律计算了叠层板破坏时的应变能. Greszczuk^[2] 研究了低速冲击下复合材料的破坏, 并给出了破坏预测公式. Yigit 等^[3] 采用分段的接触定律研究了复合材料梁的冲击动力学行为, 将冲击力分为弹性、弹塑性和弹性卸载 3 个不同阶段加以描述. Iannucci 等^[4-5] 从能量的角度研究了编制复合材料受冲击作用下弹性模量的变化, 将冲击作用下的复合材料弹性模量看作随时间变化的函数, 并给出了简单拉压状态下该函数与应变的关系; 此外还通过有限元软件模拟了这种变化对应力-

应变关系的影响. Siron 等^[6] 用实验的方法研究了复合材料卸载后的残余应变对弹性模量等的影响, 并分析了这种变化与微观下不同开裂形式的微裂纹之间的关系. Zhu 等^[7] 用多尺度模型分析了复合材料叠层壳在考虑应变率对材料参数影响时的瞬态响应, 重点研究了冲击作用下弹性模量对应变率的依赖关系. 更多关于复合材料叠层板结构在冲击作用下开裂及破坏的研究参见文献 [8-12], 有关复合材料冲击动力学方面的综合性论述参见文献 [13-14].

在低速冲击导致的层间开裂问题中, 经典的破坏准则由于未考虑应变率等的影响, 预测往往会产生一些偏差^[7]. 本文采用双线性特性破坏模型推导出损伤参数与应变之间的微分方程, 并得到裂纹耗散功率与损伤参数变化率之间的关系. 通过求解该微分方程及复合材料叠层板的弯曲方程, 计算了不同初始冲击速度下复合材料叠层板的响应以及损伤参数的演化, 从而得到整个冲击过程中任意两层之间发生层间开裂情形及其对界面基体材料剪切模量的影响. 通过检查界面上各点的损伤参数是否发生改变, 可以预测冲击完成后复合材料结构中层间开裂区域的位置与大小, 这对工程应用中复合材料结

2010-07-07 收到第 1 稿, 2010-09-20 收到修改稿.

1) E-mail: sj.zh@sina.com

构的动力危险区域预测与事先防范具有很大意义。

1 损伤参数与本构方程

1.1 损伤参数与基体材料的弹性模量

本文中的损伤参数是表征开裂裂纹对界面处基体材料弹性 (或剪切) 模量的影响, 在静力状态并出现均匀层间开裂情形下, 该参数可以通过实验方法测量, 其与弹性 (或剪切) 模量的关系为

$$d_i = 1 - \frac{E_{m,i}}{E_m^0}, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (1)$$

其中, $E_{m,i}$ 为含裂纹的基体材料弹性 (或剪切) 模量, E_m^0 为无裂纹材料的弹性 (或剪切) 模量 (初始各向同性), 易知 $d_i \in [0, 1]$. 当 $d_i > 0$ 时, 该参数间接反映了界面中微裂纹的密集程度及分布特点。

在动力状态下, 复合材料叠层板界面中任意点处的损伤参数 d_i 应为随时间单调递增的函数, 其演化规律与该点的材料参数及应变、应变率等相关, 因而有

$$d_i = d_i(x, y, z, t), \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (2)$$

将式 (1) 变形, 可以得到界面处包含微裂纹的基体材料弹性 (或剪切) 模量的表达形式

$$E_{m,i} = (1 - d_i)E_m^0, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (3)$$

由于受上下层的综合影响, 界面材料的裂纹开裂在各方向上的扩展并不均衡, 因而初始状态为各向同性的基体材料开裂后变成了各向异性材料。

相应的泊松比亦表示为

$$\nu_{m,j} = (1 - d_j)\nu_m^0, \quad j = 1, 2 \quad (4)$$

显然, 裂纹开裂前后, $\nu_{m,2}E_{m,1} = \nu_{m,1}E_{m,2}$ 均成立。

1.2 界面处的本构方程

在以纤维方向及其面内垂直方向为坐标方向的局部坐标系下, 界面基体材料的弹性本构关系可表示为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & 0 & 0 & 0 \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

其中, $\bar{Q}_{11}, \bar{Q}_{12}, \dots, \bar{Q}_{66}$ 为界面基体材料的弹性刚度, 其与弹性模量及泊松比相关

$$\left. \begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= \frac{E_{m,1}}{1 - \nu_{m,1}\nu_{m,2}} \\ \bar{Q}_{22} &= \frac{E_{m,2}}{1 - \nu_{m,1}\nu_{m,2}} \\ \bar{Q}_{12} &= \frac{\nu_{m,1}E_{m,2}}{1 - \nu_{m,1}\nu_{m,2}} \\ \bar{Q}_{44} &= G_{m,23} \\ \bar{Q}_{55} &= G_{m,13} \\ \bar{Q}_{66} &= G_{m,12} \\ \nu_{m,2} &= \nu_{m,1}E_{m,2}/E_{m,1} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

将式 (3) 和式 (4) 代入式 (6) 中, 易知界面处的弹性刚度也是 d_i 的函数。

在直角坐标系下, 复合材料叠层板界面内的应力与应变关系为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \hat{Q}_{11} & \hat{Q}_{12} & 0 & 0 & \hat{Q}_{16} \\ \hat{Q}_{12} & \hat{Q}_{22} & 0 & 0 & \hat{Q}_{26} \\ 0 & 0 & \hat{Q}_{44} & \hat{Q}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & \hat{Q}_{45} & \hat{Q}_{55} & 0 \\ \hat{Q}_{16} & \hat{Q}_{26} & 0 & 0 & \hat{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

式中 $\hat{Q}_{11}^{(k)}, \hat{Q}_{12}^{(k)}, \dots, \hat{Q}_{66}^{(k)}$ 为各层界面处的刚度系数, 除与基体材料的弹性刚度 (6) 有关外, 还与各层的铺设角 θ_k 有关^[16]. z 方向拉压应力可由平衡方程积分得到

$$\sigma_z^{(k)} = \left(\frac{h}{2} - z \right) \left(\frac{\partial \tau_{xz}^{(k)}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}^{(k)}}{\partial y} \right) \quad (8)$$

2 裂纹演化方程

为确定损伤参数的演化规律, 首先考察复合材料的特性曲线以确定裂纹开裂对弹性 (或剪切) 模量的影响. 考虑图 1 所示的双线性特性曲线, OA 为无裂纹开裂的弹性阶段; AB 为裂纹演化阶段, 其中点 A 代表裂纹产生的初始点, 点 B 代表材料完全破坏点. AB 上任意一点 $(\varepsilon_i, \sigma_i)$ 处的弹性 (或剪切) 模量为

$$E_{m,i} = \frac{\sigma_{i,\max}}{\varepsilon_{i,\max} - \varepsilon_{i,0}} \left(\frac{\varepsilon_{i,\max}}{\varepsilon_i} - 1 \right) \quad (9)$$

由式 (9) 及损伤参数的定义, 则 i 方向的损伤参数与应变的关系可表示为

$$d_i = \frac{\varepsilon_{i,\max}}{\varepsilon_{i,\max} - \varepsilon_{i,0}} \left(1 - \frac{\varepsilon_{i,0}}{\varepsilon_i} \right), \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (10)$$

其中, $\varepsilon_{i,0} = \sigma_{i,\max}/E_m^0$, $\varepsilon_{i,\max} = 2U_{i,cr}/\sigma_{i,\max}$, $U_{i,cr}$ 表示 i 方向完全破坏时单位体积上释放的“耗散能”, 即图 1 中 $\triangle OAB$ 围成的面积. 显然式 (10) 仅当在开裂演化的加载阶段 (线 AB) 才成立, 否则 d_i 值将保持不变 (例如线 OC).

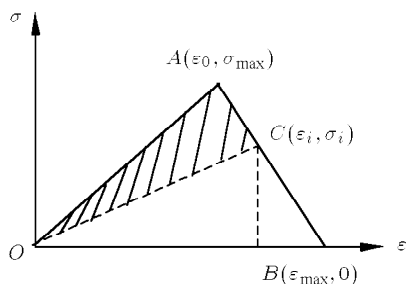


图 1 开裂破坏的双线性特性曲线

Fig.1 Double-linear characteristic curve of delamination

由于冲击过程中既有加载也有卸载过程, 为方便统一求解, 将式 (10) 对时间 t 求导, 得到损伤参数的变化率方程

$$\dot{d}_i = \frac{\varepsilon_{i,\max}\varepsilon_{i,0}}{\varepsilon_{i,\max} - \varepsilon_{i,0}} \frac{\dot{\varepsilon}_i}{\varepsilon_i^2}, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (11)$$

由于裂纹开裂是不可逆转的行为, 因而损伤参数应是时间的单调递增函数. 这就要求:

- (1) 拉伸状态, 即 $\varepsilon_i > \varepsilon_{i,0}^t$ 时, $\dot{\varepsilon}_i > 0$;
- (2) 压缩状态, 即 $\varepsilon_i < \varepsilon_{i,0}^c$ 时, $\dot{\varepsilon}_i < 0$;
- (3) 否则, $\dot{d}_i = 0$.

将 $\varepsilon_{i,0} = \sigma_{i,\max}/E_m^0$, $\varepsilon_{i,\max} = 2U_{i,cr}/\sigma_{i,\max}$ 代入式 (11), 得到

$$\dot{d}_i = \frac{2\sigma_{i,\max}U_{i,cr}}{2U_{i,cr}E_m^0 - \sigma_{i,\max}^2} \frac{\dot{\varepsilon}_i}{\varepsilon_i^2}, \quad i = 1, 2, \dots, 6 \quad (12)$$

上式要求 $E_m^0|\varepsilon_i| > \sigma_{i,\max}$, $\varepsilon_i\dot{\varepsilon}_i > 0$, 否则 $\dot{d}_i = 0$.

对于层间开裂, 其开裂裂纹主要由层间剪切及横向拉伸作用导致. 由于后者相对前者是更小的量, 本文仅考虑层间剪切作用导致的层间开裂对剪切模量的影响, 由式 (12) 有损伤参数 d_4, d_5 的演化方程

$$\dot{d}_4 = \begin{cases} \frac{2\tau_{23,\max}U_{23,cr}}{2U_{23,cr}G_m^0 - \tau_{23,\max}^2} \frac{\dot{\gamma}_{23}}{\gamma_{23}^2} \\ (G_m^0|\gamma_{23}| > \tau_{23,\max}, \gamma_{23}\dot{\gamma}_{23} > 0) \\ 0 \quad (G_m^0|\gamma_{23}| \leq \tau_{23,\max} \text{ 或 } \gamma_{23}\dot{\gamma}_{23} \leq 0) \end{cases} \quad (13)$$

$$\dot{d}_5 = \begin{cases} \frac{2\tau_{13,\max}U_{13,cr}}{2U_{13,cr}G_m^0 - \tau_{13,\max}^2} \frac{\dot{\gamma}_{13}}{\gamma_{13}^2} \\ (G_m^0|\gamma_{13}| > \tau_{13,\max}, \gamma_{13}\dot{\gamma}_{13} > 0) \\ 0 \quad (G_m^0|\gamma_{13}| \leq \tau_{13,\max} \text{ 或 } \gamma_{13}\dot{\gamma}_{13} \leq 0) \end{cases} \quad (14)$$

在给定的初始冲击速度下, 通过计算叠层板在层间位置处的应变及应变率, 积分式 (13) 和 (14) 即可得到复合材料叠层板在冲击过程中层间开裂的损伤参数随时间演化关系, 从而间接反映出“界面”材料在冲击过程中的破坏程度.

在裂纹演化过程中释放的“开裂能”随材料弹性模量减小而增大, 见图 1 中的阴影线部分. 其大小可表示为

$$U_d = \frac{1}{2}(\sigma_{i,\max}\varepsilon_i - \sigma_i\varepsilon_{i,0}) \quad (15)$$

将 $\sigma_i = (1-d_i)E_m^0\varepsilon_i$ 及 $\varepsilon_{i,0} = \sigma_{i,\max}/E_m^0$ 代入上式, 得

$$U_d = \frac{1}{2}\sigma_{i,\max}\varepsilon_i d_i \quad \left. \begin{aligned} & (E_m^0|\varepsilon_i| > \sigma_{i,\max}, \varepsilon_i\dot{\varepsilon}_i > 0) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

将式 (16) 求导并利用式 (12) 结果可得

$$\dot{U}_d = \frac{1}{2}E_m^0\varepsilon_i^2\dot{d}_i \quad (E_m^0|\varepsilon_i| > \sigma_{i,\max}, \varepsilon_i\dot{\varepsilon}_i > 0) \quad (17)$$

可见裂纹开裂引起的能量损耗率与损伤参数的变化率成正比.

为确定裂纹演化过程中复合材料叠层板中各点的应变及应变率, 需要建立板在撞击作用下的动力学方程. 由于任意时刻无裂纹演化时的应变能 ($\dot{d}_i = 0$) 等于有裂纹演化的应变能与裂纹耗散能之和. 因而运用 Hamilton 原理, 通过计算叠层板的动能、无裂纹演化的应变能和外力功, 可得对称角铺设复合材

料叠层板受铁球冲击时的运动控制方程^[16]

$$\left. \begin{aligned} & \rho h \ddot{w} - \{ [A_{45}(\psi + w, y) + A_{55}(\phi + w, x)]_{,x} + \\ & \quad [A_{44}(\psi + w, y) + A_{45}(\phi + w, x)]_{,y} \} - \\ & \quad q(x, y, t) = 0 \\ & \frac{1}{12} \rho h^3 \ddot{\phi} - \{ (D_{11}\phi, x)_{,x} + 2(D_{16}\phi, x)_{,y} + \\ & \quad (D_{66}\phi, y)_{,y} - A_{55}(\phi + w, x) + \\ & \quad (D_{16}\psi, x)_{,x} + [(D_{12} + D_{66})\psi, y]_{,x} + \\ & \quad (D_{26}\psi, y)_{,y} - A_{45}(\psi + w, y) \} = 0 \\ & \frac{1}{12} \rho h^3 \ddot{\psi} - \{ (D_{16}\phi, x)_{,x} + [(D_{12} + D_{66})\phi, x]_{,y} + \\ & \quad (D_{26}\phi, y)_{,y} - A_{45}(\phi + w, x) + \\ & \quad (D_{66}\psi, x)_{,x} + 2(D_{26}\psi, y)_{,x} + \\ & \quad (D_{22}\psi, y)_{,y} - A_{44}(\psi + w, y) \} = 0 \\ & \ddot{\beta} = -F(t)/m_1 \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

方程 (18) 中系数 A_{44}, A_{45}, A_{55} 和 $D_{11}, D_{12}, \dots, D_{66}$ 可以理解为复合材料叠层板的总刚度, 其与各层的刚度系数 $Q_{ij}^{(k)}$ 的关系为 $\begin{Bmatrix} A_{ij} \\ D_{ij} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_k - \frac{t_k}{2}}^{z_k + \frac{t_k}{2}} Q_{ij}^{(k)} \begin{Bmatrix} 1 \\ z^2 \end{Bmatrix} dz$, t_k 为叠层板各层的厚度, z_k 则为各层中面的 z 坐标. $\beta = \alpha + w(0, 0, t)$ 为铁球从刚接触那一刻开始的位移, α 为复合材料叠层板冲击中心处的沉陷.

方程 (18) 中的 $q(x, y, t)$ 为冲击引起的分布载荷, 一般而言, $q(x, y, t)$ 的分布形式比较复杂, 但当冲击物体尺寸相对叠层复合材料板的长宽较小时, 可以将冲击力近似看作集中载荷

$$q(x, y, t) = F(t)\delta(x)\delta(y) \quad (19)$$

这里 $F(t)$ 为冲击载荷的合力大小, 其随时间的分布规律可分为加载

$$F(t) = \begin{cases} \frac{\pi E_3 R}{h} \alpha^2, & \alpha \leq \alpha_{cr} \\ \pi R Z_e (2\alpha - \alpha_{cr}), & \alpha_{cr} < \alpha \leq \alpha_{max} \end{cases} \quad (20)$$

和卸载

$$F(t) = \frac{\pi E_3 R}{h} (\alpha^2 - \alpha_0^2), \quad \alpha_{max} > \alpha \geq \alpha_0 \quad (21)$$

式 (20) 和 (21) 中 $\alpha_{cr} = Z_e h / E_3$ 为使叠层板产生永久凹痕的临界沉陷; $\alpha_{max} = \alpha(t_m)$ 为冲击过程中叠

层板产生的最大沉陷, 其发生的时刻 t_m 由沉陷速度 $\dot{\alpha}(t_m) = 0$ 确定; $\alpha_0 = \alpha_{max} - \alpha_{cr}$ 为叠层板在卸载后残留的永久凹痕; Z_e 为叠层板的单层横向弹性强度.

考虑矩形复合材料叠层板四边简支的情形, 坐标方向如图 2 所示, 其边界条件为

$$\left. \begin{aligned} & w|_{x=0,a} = w|_{y=0,b} = 0 \\ & M_x|_{x=0,a} = M_y|_{y=0,b} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

混合微分方程 (18) 的具体求解方法请参考文献 [15].

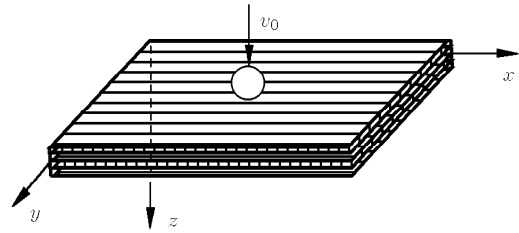


图 2 叠层复合材料板中心位置受初始速度 v_0 的铁球冲击示意图
Fig.2 Geometric center of composite laminates impacted by a steel ball with initial velocity v_0

3 数值模拟与分析

以 T300/934 碳纤维 / 环氧树脂复合材料为例, 来计算小球冲击叠层复合材料板引起的动力学响应, 取以下材料特性参数^[1]

$$\left. \begin{aligned} & E_1 = 120 \text{ GPa}, \quad E_2 = 7.9 \text{ GPa} \\ & \nu_{12} = 0.3 \\ & G_{12} = G_{13} = G_{23} = 4.5 \text{ GPa} \\ & \rho = 1580 \text{ kg/m}^3 \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

复合材料叠层板界面处基体材料的弹性模量及泊松比为

$$E_m^0 = 2.8 \text{ GPa}, \quad \nu_m^0 = 0.4 \quad (24)$$

界面处两方向上的剪切强度及完全破坏时的耗散能分别为

$$\left. \begin{aligned} & \tau_{23,max} = \tau_{13,max} = 18 \text{ MPa}, \\ & U_{23,cr} = U_{13,cr} = 162 \text{ kJ/m}^3 \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

设叠层板的尺寸为 $0.2 \text{ m} \times 0.2 \text{ m}$, 10 层总厚度 h 为 2.69 mm , 按 $[0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ]_s$ 对称铺设. 冲击体

为半径 12.7 mm, 重 50 g 的铁球, 分别以不同初始速度冲击复合材料叠层板。

在铁球与复合材料叠层板的冲击过程中, 冲击力 (或接触力) 大小是变化的, 图 3 给出了铁球初始速度分别为 15 m/s, 30 m/s 和 45 m/s 时, 冲击力大小随时间的变化关系。可以看出, 接触时间受铁球初始速度的影响较小, 整个冲击过程约持续 500 μ s 左右 (与铁球质量有关, 质量越大接触时间也越长), 而冲击力的峰值有两个, 分别发生在 88 μ s 和 367 μ s 左右。

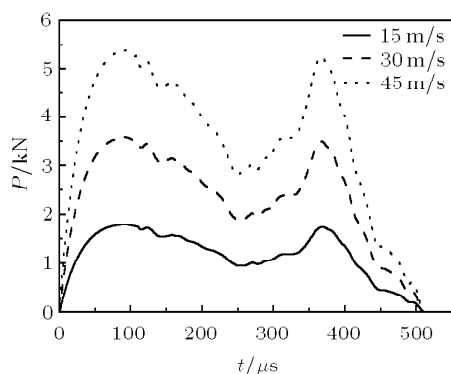
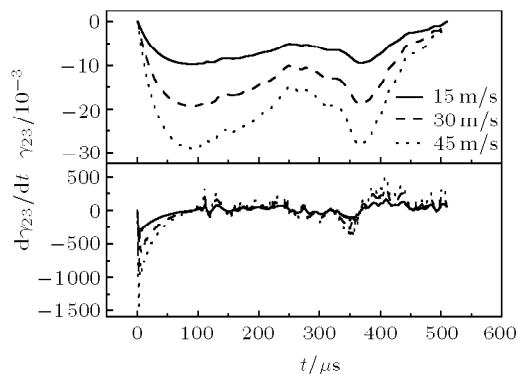


图 3 冲击过程中冲击力随时间的变化关系

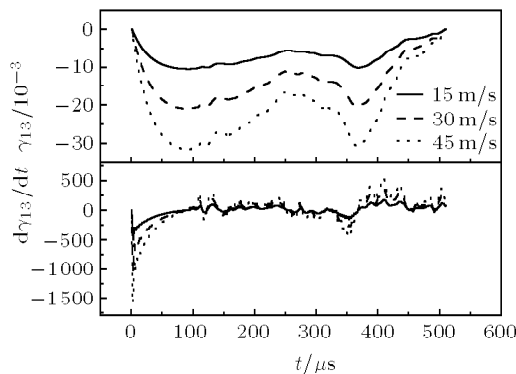
Fig.3 The evolution of impact force

以复合材料叠层板的第 1, 2 层的界面中心位置 ($x = y = 0.1, z = -h/2 + t_k$) 附近为例, 剪应变与冲击力的变化规律基本一致, 幅值随初始冲击速度的增大而增大 (图 4(a)); 剪应变率变化较为复杂, 但幅值也随初始冲击速度增大而增大。

当铁球初始冲击速度低于 10 m/s 时, 复合材料叠层板各层之间几乎没有产生层间开裂, 因而冲击之后的影响可以忽略。当铁球的初始冲击速度继续增大时, 复合材料叠层板靠近上方或下方的界面开始出现层间开裂并影响到局部剪切模量, 仍以复合材料叠层板的第 1, 2 层之间的界面中心位置附近为



(a) (100, 102) mm

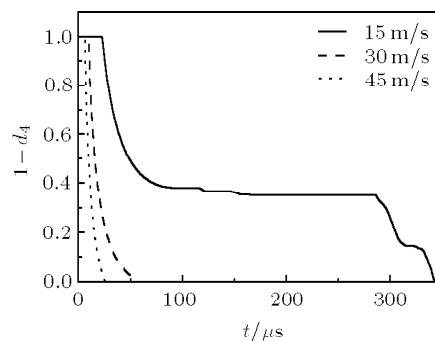


(b) (102, 100) mm

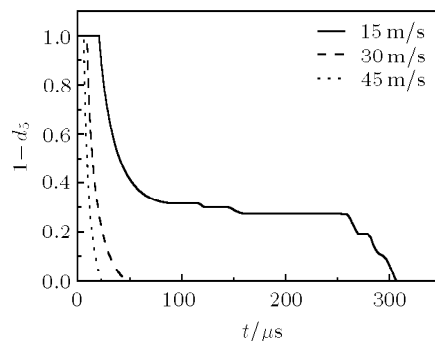
图 4 冲击点附近应变及应变率随时间的变化

Fig.4 The evolution of strain and strain rate near the impact point

例, 在 (100, 102) mm 附近剪切模量 G_{23} 的损伤参数 d_4 在铁球不同初始冲击速度下随时间的变化关系见图 5(a) 所示; 在 (102, 100) mm 附近剪切模量 G_{13} 的损伤参数 d_5 随时间的变化关系见图 5(b)。冲击点附近的剪切模量在冲击过程中从开始时的短暂平台值 (无裂纹状态) 迅速减小, 这一阶段为裂纹扩展期,



(a)



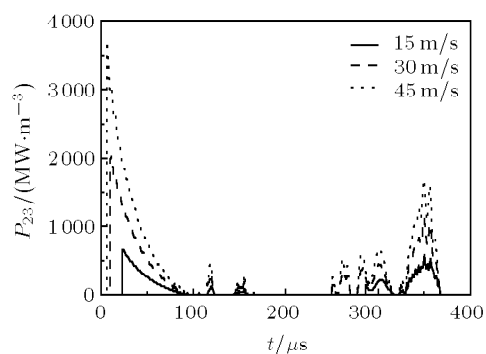
(b)

图 5 剪切模量的损伤参数在冲击过程中的变化

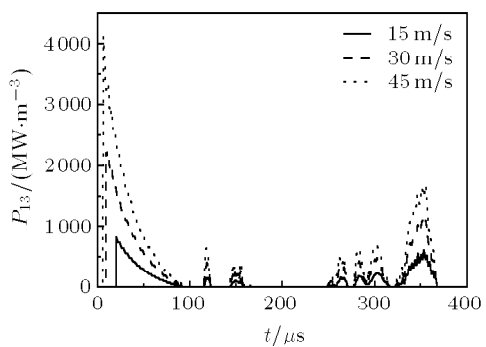
Fig.5 Evolution of damage parameters of shear moduli

之后进入另一个较低的平台值(稳定的裂纹状态);而后随可能进一步扩展。随着初始冲击速度的增大,冲击后该点附近的剪切模量降低速度也越快。在初始冲击速度为 15 m/s 时,冲击点附近剪切模量已经接近于 0,这表明界面的中心区域已经破坏得很厉害了。

冲击过程中,界面上靠近冲击点附近的能量耗散功率随损伤参数的变化而发生变化。图 6 分别给出了不同初始冲击速度下,复合材料叠层板第 1, 2 层之间的界面上点 (100, 102) mm 和 (102, 100) mm 处的裂纹开裂耗散功率。在冲击不久的阶段 (20~50 μ s) 及结束阶段 (300~400 μ s), 开裂耗散功率达到两个峰值;对应于图 (5) 中剪切模量的损伤参数下降最快的两个阶段。



(a) (100,102) mm

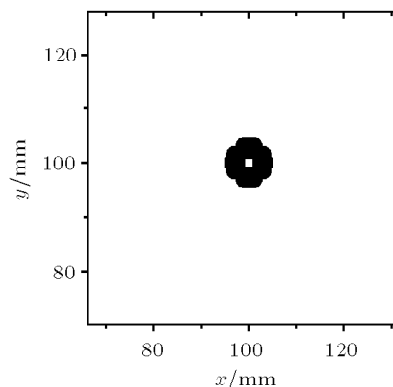


(b) (102,100) mm

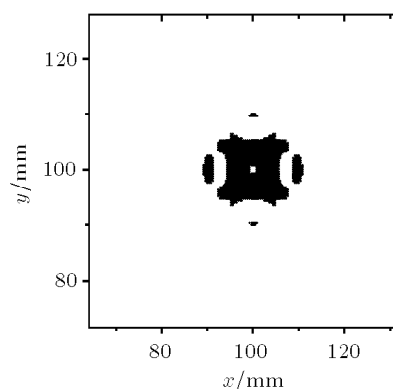
图 6 第 1, 2 层界面中心附近的开裂耗散功率随时间的变化关系
Fig.6 Evolution of dissipated power during delaminating near the central point of first interface

由于复合材料层间开裂对剪切模量存在这种影响,因而可以通过计算复合材料叠层板各界面中所有点在冲击结束后剪切模量的损伤参数是否发生改变 ($d_4 \neq 0$ 或 $d_5 \neq 0$) 来确定层间开裂破坏的区域。图 7 分别给出了不同初始冲击速度下,复合材料叠层板第 1, 2 层层间开裂的区域。当初始冲击速度较

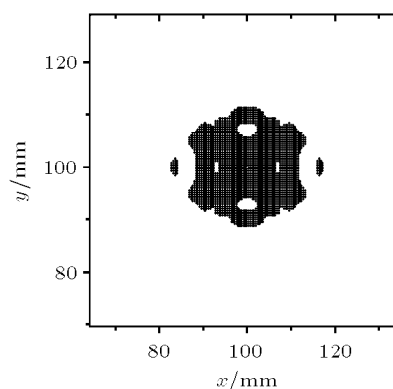
小时 (15 m/s), 层间开裂区域仅限界面的中心位置附近 (图 7(a)), 但由于剪应力 τ_{23}, τ_{13} 的反对称性, 中心点处没有发生开裂;随着冲击速度的提高 (30 m/s), 层间开裂区域进一步扩大, 同时沿着两轴线方向开



(a) $v_0 = 15$ m/s



(b) $v_0 = 30$ m/s



(c) $v_0 = 45$ m/s

图 7 在不同初始速度冲击后复合材料叠层板第 1, 2 层层间开裂区域

Fig.7 Delamination Area in the interface between the first and the second layer of composite laminates under impact with variety of initial velocity

始出现多个孤立的月牙型开裂区域 (图 7(b)); 当冲击速度进一步提高 (45 m/s) 时, 这些孤立裂纹区域开始扩大甚至贯通相连 (图 7(c)).

作为对比, 图 8 是采用 Tsai-Wu 破坏准则计算 (材料的拉伸和压缩强度分别取 46.9 MPa 和 227.5 MPa, 剪切强度 18 MPa) 的该叠层板第 1, 2 层层间开裂的区域, 可以发现它的中心区域与本文计算的开裂区域大小基本相似, 但在两轴线上呈“十”字星型分布着很多小的开裂区域. 此外, Liu^[16] 的实验结果也清楚地表明, 按 $[0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ]$ 铺设的碳纤维/环氧树脂复合材料叠层板在冲击作用下第 1, 2 层层间开裂区域呈现“柠檬形”(较低速时呈“花生形”)分布, 这在一定程度上验证了本文方法的有效性.

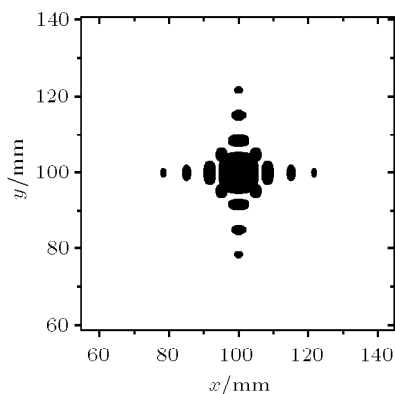


图 8 用 Tsai-Wu 准则计算的第 1, 2 层层间开裂区域
($v_0 = 15$ m/s)

Fig.8 Delamination regions between layer 1 and layer 2
evaluated by Tsai-Wu's Criteria ($v_0 = 15$ m/s)

4 结 论

本文采用双线性特性破坏模型推导了界面基体材料剪切模量的损伤参数随应变的变化关系. 通过对该模型的计算, 可以得到复合材料叠层板界面中任意点处损伤参数的演化规律以及弹性模量随时间的变化情形. 检查界面上所有点在冲击结束后损伤参数是否发生改变, 还可以确定复合材料叠层板中各层之间发生层间开裂的区域. 相对于传统的基于应力的破坏准则 (如 Misses 准则、Tsai-Wu 准则等), 该方法不仅能预测冲击后的层间开裂区域, 还能动态预测冲击过程中裂纹区的扩展.

计算结果表明, 在冲击过程中当界面上任意点处发生层间开裂时, 该点附近的剪切模量开始发生衰减, 而后进入一个较低的平台值. 剪切模量的衰减大小随铁球初始冲击速度的增大而增大, 并以冲击

点为中心逐渐向周围递减. 层间开裂过程中的耗散功率与损伤参数的变化率成正比, 即剪切模量衰减速率越大, 应变能的耗散功率也越大. 在四边简支的边界条件下, 复合材料叠层板的各界面中, 层间开裂同样最先出现在靠近冲击点的区域, 形状近似椭圆形, 面积随初始冲击速度的增大不断扩大. 随着初始冲击速度的增大, 在界面的两条对称线上, 开始出现多个孤立的裂纹开裂区域. 通过对比用 Tsai-Wu 准则计算的层间开裂结果及其他学者的实验数据, 本文提出的裂纹开裂模型及层间开裂准则是有效的.

参 考 文 献

- 1 Sun CT. An analytical method for evaluation of impact damage energy of laminated composites. *Composite Materials: Testing and Design*, 1977, 617(1): 427-440
- 2 Greszczuk LB. *Impact Dynamics*. New York: John Wiley and Sons Inc, 1982. 55-94
- 3 Yigit AS, Christoforou AP. Impact dynamics of composite beams. *Composite Structures*, 1995, 32(1): 187-195
- 4 Iannucci L, Willows ML. An energy based damage mechanics approach to modeling impact onto woven composite materials-Part I: Numerical models. *Composites-Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2006, 37(11): 2041-2056
- 5 Iannucci L, Dechaene R, Willows M, et al. A failure model for the analysis of thin woven glass composite structures under impact loadings. *Journal of Computing Structures*, 2001, 79(8): 785-799
- 6 Siron O, Lamon J. Damage and failure mechanisms of a 3-directional carbon/carbon composite under uniaxial tensile and shear loads. *Acta Materials*, 1998, 46(18): 6631-6643
- 7 Zhu L, Chattopadhyay A, Goldberg RK. Multi-scale analysis including strain rate dependency for transient response of composite laminated shells. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2006, 25(17): 1795-1831
- 8 Alix O, Ladeveze P. Interlaminar interface modeling for the prediction of delamination. *Composite Structures*, 1992, 22(4): 235-242
- 9 Allix O. A composite damage meso-model for impact problems. *Composites Science and Technology*, 2001, 61(15): 2193-2205
- 10 Lua J, Gregory W, Sankar J. Multi-scale dynamic failure prediction tool for marine composite structures. *Journal of Material Science*, 2006, 41(20): 6673-6692
- 11 Zhou DW, Stronge WJ. Low velocity impact denting of HSSA lightweight sandwich panel. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2006, 48(10): 1031-1045
- 12 Tsai SW, Wu E. A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*, 1971, 5(1): 58-80
- 13 Abrate S. *Impact on Composite Structures*. Cambridge: Cambridge University Press, 1998. 1-200
- 14 Zukas JA. *Impact Dynamics*. New York: John Wiley and Sons, 1982. 1-300
- 15 张思进, 陆启韶, 傅衣铭. 对称角铺设矩形复合材料叠层板受低速冲击时的应力波传及解层破坏分析. *复合材料学报*, 2008, 25(5): 181-188 (Zhang Sijin, Lu Qishao, Fu Yiming. Analysis to propagation of stress-wave and delaminating damages of layer-symmetrical composite laminates subjected to low velocity impact. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2008, 25(5): 181-188 (in Chinese))

16 Liu D. Impact-induced delamination-A view of bending stiffness mismatching. *Journal of Composite Materials*, 1988,

22(3): 674-692

(责任编辑：刘希国)

AN EVOLUTION MODEL OF DELAMINATION FOR COMPOSITE LAMINATES UNDER EXTERNAL IMPACT

Zhang Sijin¹⁾ Wen Guilin

(College of Mechanics and Transport Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

Abstract As a result of The evolution of delamination is studied by using double-linear characteristic model of damage. With a representation of damage parameters for elastic/shear moduli, a series of differential equations of damage parameters with respect to strain are derived, and the relations of cracking dissipated work with respect to damage parameters are also obtained. By computing the evolution of strain, strain rate and damage parameters in a certain interface of composite laminates under impact with variety of initial velocities, delamination in the interface and its effect to shear moduli are yielded. Then the delamination regions between the first and the second layer after impact are evaluated by checking whether one of damage parameters is changed at each point in interface. The result shows that the shear moduli start to decay in the point where shear stress reaches the shear strength. The decaying amplitude increases as the initial impact velocity of iron ball being raised, while it decreases outwards from the impact point nearby. With all boundaries simply supported, the delamination region appears firstly in the center of one interface, and they expand as the initial impact velocity being raised. Several independent delamination regions will appear along two symmetric axes of interface plane between the first and the second layer of composite laminates if the initial impact velocity is higher enough.

Key words delamination, damage parameters, delamination criteria, impact, composite laminates

Received 7 July 2010, revised 20 September 2010.

1) E-mail: sj-zh@sina.com