

航空航天

复合材料层合板在低速冲击作用下的损伤分析

张 丽 李亚智 张金奎

(西北工业大学航空学院, 西安 710072)

摘要 进行了复合材料层合板在低速冲击载荷作用下的损伤模拟数值分析。建立了实体单元与 cohesive 界面单元相结合的有限元分析模型。建立了面内和层间损伤逐渐累积的损伤模型, 采用强度准则和适当的刚度退化方案表征基体与纤维的各种面内损伤形式。根据基于应变的失效准则和能量释放率准则来判断分层损伤的起始和扩展, 以界面单元的失效表征分层扩展。实例计算结果和实验结果对比分析表明, 本文所采用的模型、算法与损伤处理方法是合理的。

关键词 复合材料层合板 冲击损伤 cohesive 界面元 数值模拟

中图法分类号 214.35 **文献标志码** A

层合复合材料具有比强度高、比刚度高、材料可设计性等优点, 在现代航空结构中得到了广泛应用。但由于其沿厚度方向的性能不连续、层间强度较低, 使得其低速冲击损伤成为工程实际中十分关切并得到广泛研究的问题。由于复合材料层合板在冲击载荷作用下的损伤过程很复杂, 目前还没有精确的解析解, 通常是采用数值模拟方法求解。国内外许多学者借助有限元方法, 根据失效模式的假设不同, 先后提出了基于各种失效准则的复合材料层合板在冲击作用下的损伤分析模型, 来预测复合材料结构的冲击损伤。层合板的失效过程是损伤不断累积、刚度逐渐退化、应力不断重新分布的动态过程。近年来, 又提出了逐渐累积损伤模型和基于 cohesive zone 的层间分层模型, 有利于表征层合板内部产生损伤后载荷的重新分布和各种损伤的扩展过程。Hou J P 等^[1]修正了 Chang-Chang 失效准则, 分析了层合板受到冲击后, 基体开裂和分层等损伤的起始和扩

展过程, 但他以应力更新作为材料参数退化方式, 很难反映出材料自身性能的退化。Liu 和 Zheng^[2]运用能量刚度退化方法来预测碳纤维/环氧基复合材料的损伤特性, 但没有考虑层间分层失效。Aymerich^[3]则使用 cohesive zone 模拟不同铺层的层间区域, 较好地预测了分层损伤的位置、形状和大小。但是该方法没有考虑面内损伤的影响, 而事实上面内损伤对层间分层影响很大。

基于有限元方法, 根据复合材料层合板的损伤特征, 将复合材料层合板看作是由宏观材料性能相同的单层板通过界面粘结而成的一种结构, 建立了考虑层内损伤的单层板的逐渐累积损伤分析模型和考虑层间分层损伤的层间界面分层损伤模型, 来预测复合材料层合板在冲击作用下的损伤。模拟结果与实验结果进行对比, 说明了所采用的建模和计算方法的合理性。

1 面内损伤及失效准则

在低速冲击载荷作用下, 复合材料层合板面内损伤主要有纤维断裂、基体开裂等形式。文献[4]

2009 年 11 月 10 日收到

第一作者简介: 张 丽(1983—), 女, 陕西合阳人, 西北工业大学航空学院硕士, 研究方向: 结构疲劳断裂可靠性分析。

作者认为实际情况下,当失效准则满足后,复合材料的应力和刚度并不迅速下降,而是一个逐渐退化的过程。然而,当结构内部产生损伤后,应力变化剧烈,不再适合使用基于应力描述的准则来预测复合材料层合板的冲击损伤。而应变在复合材料结构发生损伤前后变化比应力较平缓。所以,基于应变的损伤准则更适合用来预测复合材料冲击损伤。

下面是一维情况下应力、应变关系式,应用式(1)可推导出基于应变的失效准则。

$$\begin{cases} \sigma_{11} = E_{11}\varepsilon_{11}, & \sigma_{12} = E_{12}\varepsilon_{12}, & \tau_{12} = G_{12}\gamma_{12}, \\ \tau_{13} = G_{13}\gamma_{13}, & \tau_{23} = G_{23}\gamma_{23}, & X_T = E_{11}X_T^s, \\ X_C = E_{11}X_C^s, & Y_T = E_{11}Y_T^s, & Y_C = E_{11}Y_C^s, \\ S_{12} = G_{12}S_{12}^s, & S_{13} = G_{13}S_{13}^s, & S_{23} = G_{23}S_{23}^s \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中, X_T 、 X_C 分别为纤维纵向的拉伸、压缩强度; Y_T 、 Y_C 分别是基体横向的拉伸和压缩强度; S_{12} 、 S_{13} 、 S_{23} 是剪切强度;带有上标 s 的量分别是对应于应力强度时的应变强度。

通过式(1)推导出的基于应变的失效准则如式(2—5)。

纤维拉伸

$$e_{ft} = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{X_T^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{12}^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{S_{13}^s} \right)^2 \quad (2)$$

纤维压缩

$$e_{fc} = \left(\frac{\varepsilon_{11}}{X_C^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{12}^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{13}}{S_{13}^s} \right)^2 \quad (3)$$

基体开裂

$$e_{mt} = \left(\frac{\varepsilon_{22}}{Y_T^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{12}^s} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{23}}{S_{23}^s} \right)^2 \quad (4)$$

基体挤压

$$\begin{aligned} e_{mc} = & \frac{1}{4} \left(\frac{-\varepsilon_{22}E_{22}}{S_{12}^s G_{12}} \right)^2 + \\ & \left[\frac{\varepsilon_{22}}{Y_C^s} \left(\left(\frac{E_{22}}{4G_{12}} \right)^2 \frac{Y_C^{s^2}}{S_{12}^{s^2}} - 1 \right) \right] + \left(\frac{\varepsilon_{12}}{S_{12}^s} \right)^2 \quad (5) \end{aligned}$$

e_{ft} 、 e_{fc} 等大于 1 时出现损伤,材料刚度将发生变化。根据不同的损伤形式,通过退化相应的材料参数来反映材料性能的变化。在出现损伤后,对其模

量乘以相应的退化系数。参数退化通过 ABAQUS/Explicit 的用户子程序 Vumat 实现。子程序主要从 ABAQUS/Explicit 主程序中调入上一个增量步的应力、状态变量和当前增量步的应变增量,计算出当前增量步的应力,带入失效准则判断,然后进行相应的刚度退化,最后由子程序返回给主程序当前增量步的应力和损伤状态变量。流程图见图 1。

2 层间损伤及失效准则

分层失效可以认为是层间界面上的裂纹扩展,在可能发生分层的铺层角度不同的两个子层之间引入 cohesive 单元,以便预测分层的产生和扩展。

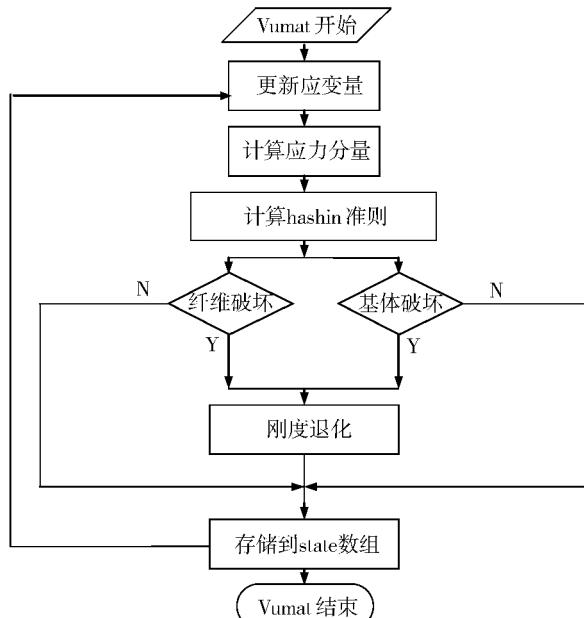


图 1 Vumat 流程图

Cohesive 单元可以理解为是一种准二维单元,看作是被一个厚度隔开的两个面,这两个面分别和其上下两子层的实体单元相连接。Cohesive 单元只考虑子层之间的相互作用,包括法向的正应力 σ_n 以及 XZ、YZ 两个方向的剪应力 σ_t 和 σ_s 。

为了使 Cohesive 模型的模拟结果和实验数据更好地吻合,同时保证良好的数值收敛性,以及尽可能降低计算成本。研究者提出了各种 cohesive-law。大致可分为以下 4 类^[5]:

Bilinear cohesive-law、linear-parabolic cohesive-law、exponential cohesive-law、trapezoidal cohesive-law。并证明了双线性本构关系既节省计算成本又接近实验结果,因此采用双线性本构,如图 2 所示。当 $\delta = \delta^0$ 时,材料开始屈服,此时 $\sigma = \sigma_c$;当 $\delta = \delta^{max}$ 时,材料开始开裂;当 $\delta > \delta^{max}$ 时,材料已经失去了承载能力,即粘性区域破坏,层合板发生分层。

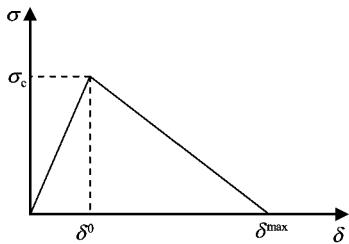


图 2 双线性本构模型

Cohesive 模型的损伤分为两个阶段:损伤起始(Damage initiation)和损伤扩展(Damage evolution)。其中,起始破坏准则采用平方应力准则来预测分层损伤的产生,具体如下

$$e_t = \left(\frac{\langle \sigma_n \rangle}{\sigma_{nc}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_{tc}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_{sc}} \right)^2 \geq 1.$$

其中, σ_n 、 σ_t 、 σ_s 分别是界面层的应力分量。 σ_{nc} 、 σ_{tc} 、 σ_{sc} 分别是对应的临界界面强度。

符号 $\langle \rangle$ 是 Macaulay bracket 算子, 定义如下:

$$\langle \sigma_n \rangle = \begin{cases} \sigma_n, & \sigma_n > 0; \\ 0, & \sigma_n \leq 0. \end{cases}$$

随着载荷的加大,最终将导致分层扩展,本文运用临界能量释放率准则来预测分层损伤的扩展:

$$e_t = \left(\frac{G_I}{G_{IC}} \right) + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}} \right) + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}} \right) \geq 1.$$

其中, G_I 、 G_{II} 和 G_{III} 分别为 I、II 和 III 型能量释放率; G_{IC} 、 G_{IIC} 、 G_{IIIC} 分别是对应的临界应变能释放率。

3 算例分析

3.1 实验

对某纤维增强聚合物基复合材料用带有半球形冲头的落锤装置进行冲击。钢制半球形冲头的质量为 (5.5 ± 0.25) kg, 直径为 (16 ± 0.1) mm。复合材料

层合板的尺寸为 $150 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ 。支撑边界为 $125 \text{ mm} \times 75 \text{ mm}$ 。单层厚度为 0.12 mm , 冲击能量为 32.79 J 。铺层顺序为: $[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0]_{2s}$ 。材料的性能参数为: $E_{11} = 134 \text{ GPa}$, $E_{22} = E_{33} = 7.9 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = \nu_{13} = 0.33$, $\nu_{23} = 0.48$, $G_{12} = G_{13} = 4.62 \text{ GPa}$, $G_{23} = 3.2 \text{ GPa}$, $X_T = 1590 \text{ MPa}$, $X_C = 1250 \text{ MPa}$, $Y_T = 49 \text{ MPa}$, $Y_C = 192 \text{ MPa}$, $S_{12} = S_{13} = S_{23} = 98.2 \text{ MPa}$ 。层合板的界面断裂韧性参数为: $G_{IC} = 227 \text{ J/mm}^2$, $G_{IIC} = G_{IIIC} = 1105 \text{ J/mm}^2$ 。

3.2 数值模拟

针对上述试验进行了低速冲击下的动态响应和损伤分析。冲头和各子层面上采用 8 节点减缩积分实体单元 C3D8R, 并把铺层角度相同的相邻单层用一层实体单元模拟。在铺层角度不同的界面上引入 8 节点 cohesive 界面层单元 COH3D8(图 3)。层合板四边简支。受冲击处是层合板的中心区域。冲击时间为 2.25 ms 。冲击后用超声 C 扫描仪检测冲击引起的损伤范围。测到的损伤范围如图 4 所示, 损伤区域长度为 65.71 mm , 宽度为 40.47 mm 。

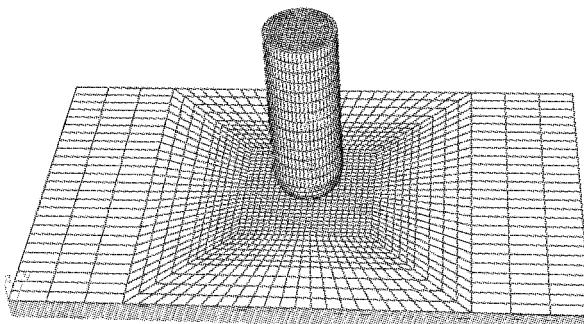


图 3 有限元模型

图 4 中 a 图为本文预测到的分层结果,b 图为实验扫描所得结果。由此可以看出,损伤长度和损伤宽度与实验结果很接近。冲击正面的分层面积较小,冲击背面的分层面积较大。这是因为在冲头的作用下,层合板发生了弯曲变形,产生了较大的拉伸应力,因而出现大面积的基体开裂,并导致较大面积的分层。从图中可以看出 0° 纤维方向的损伤大于 90° 纤维方向的损伤,这是由于单层板为正交异性材料,纤维方向刚度最大,垂直纤维方向最小。分层区

域的形状与单层板的材料刚度有关,使得分层扩展在纤维方向 0° 比垂直于纤维方向 90° 快。在冲击过程中,在不同铺层的界面层之间都发生了分层,长轴方向主要沿下层的纤维方向。

出现任何损伤,材料刚度将发生变化,应力分布也将随之改变,且面内基体开裂等损伤对层间的分层影响很大,所以面内损伤刚度退化系数的选择很重要,退化过多,损伤面积过大;退化过少,损伤面积过小。表1是在其他条件一样的情况下对基体不同的刚度退化系数的损伤结果进行的对比,由此可以看出,退化系数为0.3时,结果与实验更接近。所以对于基体损伤时的刚度退化系数选取0.3。纤维损伤退化系数为 $0.14^{[6]}$,结果见图4。

表1 不同基体刚度退化系数与实验结果的对比

	计算结果			实测结果
	0.2	0.3	0.4	
损伤长度/mm	68.75	65.62	56.25	65.71
损伤宽度/mm	42.75	38.77	30.0	40.47

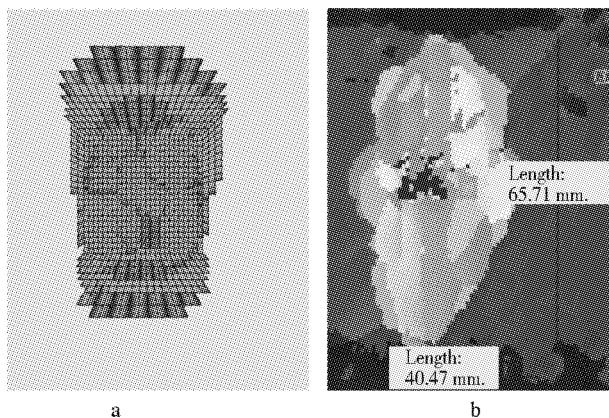


图4 预测的分层损伤与实验结果对比

层合板部分单层的面内和层间冲击损伤如图5、图6所示。

从图5可以看出,各层损伤并不对称,这主要是因为复合材料的铺层比较复杂,且厚度较大,加上计算误差等原因造成的。但是,整体损伤长度和损伤宽度基本和实验结果吻合。

预测结果表明在冲击过程中,首先在冲击正面的铺层出现少量的基体挤裂,接着出现纤维压缩损

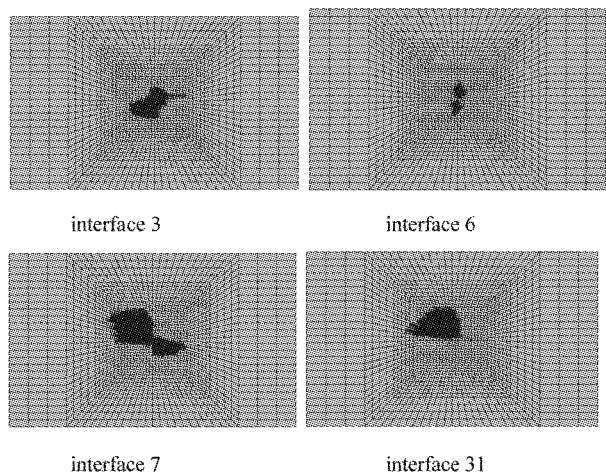


图5 部分界面层分层损伤

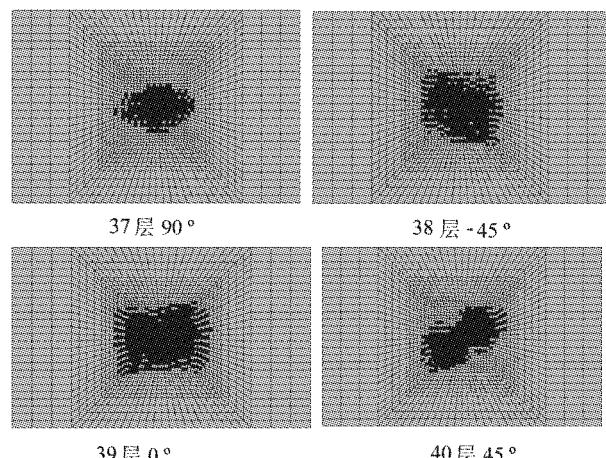


图6 面内总体损伤

伤;随着时间的增加,主要由于层间剪切应力的作用,在中间铺层的界面上也出现了纤维、基体损伤和分层;最后,由于弯曲作用,在距离冲击背面较近的铺层和界面上出现纤维断裂、基体开裂损伤,并导致了分层的产生和扩展。基体开裂是导致分层的主要原因。

基体开裂和分层首先扩展的时间随着冲击速度的提高而提前。在冲击载荷作用下,层合板界面层产生了花生状分层损伤,且损伤长轴沿着下一层的纤维铺设方向。随着时间增加,损伤沿长轴方向扩展较快。冲击速度减小为0时各种损伤面积到达最大,当速度大于0即冲头上升过程中损伤没有扩展。

4 结论

采用三维实体单元和 cohesive 界面单元建立层合板低速冲击问题有限元模型。考虑层间应力和面内应力之间、层间损伤和面内损伤之间的相互影响，引入基于应变的面内损伤准则，用面内单元刚度退化和界面单元断裂失效分别表征层合板的面内和层间冲击损伤，建立了冲击过程中逐渐累积损伤模型。通过实际算例考察刚度退化比例对模拟结果的影响并与作者获得的试验结果进行对比分析，表明建立的分析模型和采用的方法能够较好地模拟层合板低速冲击损伤过程。

参 考 文 献

- 1 Hou J P, Petrinic N, Ruiz C. Prediction of impact damage in composite plates. *Composite Science and Technology*, 2000; 60: 273—281
- 2 Liu P F, Zheng J Y. Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics. *Materials Science and Engineering A*, 2008; 711—717
- 3 Aymerich F, Dore F, Priolo P. Prediction of impact-induced delamination in cross-ply composite laminates using cohesive interface elements. *Composites Science and Technology*, 2008; 68: 2383—2390
- 4 Huang Chienhua , Lee Yajung. Experiments and simulation of the static contact crush of composite laminated plates. *Composite Structures*, 2003; 61(3): 265—270
- 5 Alfano G. On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models. *Composites Science and Technology*, 2006; 66: 723—730
- 6 温卫东, 徐 颖, 崔海坡. 低速冲击下复合材料层合板损伤分析. *材料工程*, 2007; (7): 6—11

Low-velocity Impact Damage Analysis in Composite Laminates

ZHANG Li, LI Ya-zhi, ZHANG Jin-kui

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] The numerical analysis was carried out for the low-velocity impact damages of composite laminates. The finite element model was generated using the 3D solid elements and interfacial cohesive elements. The successive damage models were established for the in-plane and interlaminar damages. The strength criterion and a stiffness degradation scheme were used to characterize various in-plane damage forms. Criterions based on element strain level and energy release rate respectively were applied with the cohesive elements to estimate the initiation and evolution of the delamination. The calculation results of the example problem show good agreement with the test results.

[Key words] composites laminate impact damage cohesive element numerical simulation