第 12 卷 第 3 期 复 合 材 料 学 报 Vol. 12 No. 3
1995 年 9 月 ACTA MATERIAE COMPOSITAE SINICA Sept. 1995

十字叠层梁冲击损伤的有限元模拟

张双寅
(中国科学院力学研究所，北京 100080)
李国耀(Robert K. Y. Li) 蔡忠龙(C. L. Choy)
(香港城市大学物理与材料科学系) (香港理工大学应用物理系)

摘 要 对一类十字叠层梁的冲击损伤机理与演化进行了有限元模拟。按实际叠层结构计算应力分布，根据破坏理论预测了损伤的萌生、位置与模式，并用“损伤材料刚度衰减原理”模拟损伤演化。结果表明，早期损伤以层间剪切为主导，而后将与 90°层基体开裂发生互耦作用，最危险的位置是三点弯曲加载点和支撑点。计算了因损伤造成的弯曲刚度下降，与试验结果相符。此外，还定性地分析了损伤的稳态扩展与失稳扩展。

关键词 十字叠层板，冲击损伤，有限元方法，损伤模式，破坏理论

1 引 言

前文[1]叙述了关于 T300/QY8911 三类铺设层合梁横向冲击损伤与破坏行为的实验研究，结果表明冲击损伤、破坏模式依赖于铺层顺序和三点弯曲梁试件的跨厚比，呈现复杂的形式。为了更深入地了解材料的冲击损伤机理，建立分析模型，对损伤的萌生与演化规律进行数值模拟是必要。

近年，已发表为数不少的论文研究复合材料层合板(壳)横向冲击损伤，有的采用了数值模拟方法。文献[2]针对子弹对层合板穿透问题提出一个准静态有限元模型，并将准各向同性铺设层合板作了均匀化处理。文献[3]着重研究了集中线载荷作用下叠层梁内基体裂纹与分层开裂之间的交互作用及分层扩展问题。文献[4]除线性问题外还处理了非线性问题。本文对文献[1]中的 C 类叠层梁冲击损伤进行有限元模拟，按实际铺层结构计算了各层应力和应变分布，用破坏理论预测了第一损伤事件萌生的位置，和损伤模式。然后，根据损伤材料弹性常数蜕变方法，重复运算，模拟了损伤的扩展过程，与文献[1]的试验观察符合较好。定性地分析了损伤的稳态扩展与失稳扩展，可解释试验观察得“多重断裂”现象。计算了损伤扩展时引起的梁刚度下降，与试验记录一致。

2 有限元模型

2.1 基本假设

根据试验结果[1]与试件尺寸，作如下假设：

本文于 1994 年 5 月 16 日收到修改稿，1994 年 2 月 7 日收到初稿。得到国家自然科学基金的部分资助

(1) 线弹性、小挠度：损伤发生前板材料 为线弹性；由于挠度比厚度小得多，所以是小挠度。

(2) 准静态假设：由于冲击与静态试验的 P-δ 曲线、损伤形态，乃至破坏载荷都很相近[1]，所以，冲击问题可作为准静态问题处理。

(3) 平面应变：由于宽度 $b \gg$ 厚度 h，为平面应变问题。

(4) 初始无缺陷假设：冲击前各层之间粘结完好无损；各层内无裂纹、无孔洞。

2.2 破坏理论

采用如下三个破坏理论(或称破坏准则)：

(1) 最大应力理论[5]

$$\frac{\sigma_{xx}}{X}=1,\quad \frac{\sigma_{zz}}{Z}=1,\quad \frac{\sigma_{xz}}{S}=1 \tag{1}$$

(2) 蔡—希尔理论[5]

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X}\right)^2-\left(\frac{\sigma_{xx}\sigma_{zz}}{X^2}\right)+\left(\frac{\sigma_{zz}}{Z}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{xz}}{S}\right)^2=1 \tag{2}$$

(3) 比应变能密度准则，其表达式为[6,7]：

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{zz}}{Z}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{xz}}{S}\right)^2-\sigma_{xx}\sigma_{zz}\cdot\frac{\nu_{13}}{E_{11}}\left(\frac{E_{11}}{X^2}-\frac{E_{33}}{Z^2}\right)=1 \tag{3}$$

其中 E_{11}，E_{33}分别为纵向与横向杨氏模量，ν_{13}为纵横泊松比。X 与 Z 分别为纵向与横向拉伸(或压缩)强度，本文考虑拉伸与压缩强度不同。S 为纵横剪切强度，即层间剪切强度 ILSS。

与文献[4]作法相似，将公式(1)(2)(3)等号左边的式子称为“破坏因子(failure index)”，当这些因子值等于或大于 1 时材料发生损伤。

2.3 有限元网格

本文研究的是文献[1]中 C 类层合梁三点弯曲冲击损伤，铺层结构为$[0_2/90_4/0_4/90_2]_s$，试件名义尺寸为 50×12×3(mm)，跨距 为 35.0mm。利用对称性，只计算一半。有限元网格如图 1 所示，共 456 个单元，1479 个节点。试件半长度为 19.0mm。按实际铺层顺序与各层厚度划分网格。为叙述方便，规定各层号码自上而下顺次增大，上表层为第 1 层，下表层为第 7 层，这两层含两层预浸料。其他各层均含四层预浸料。可见，第 1,3,5,7 层为 0°层；第 2,4,6 层为 90°层。共分割成 12 个单元层，每个单元层包含 2 个预浸料层，即除第 1、7 二层分别占一层单元外，其余各材料层均被分割成两个单元层。单元层号的顺序也为自上而下排列。单元为四边形八节点等参单元[8]。

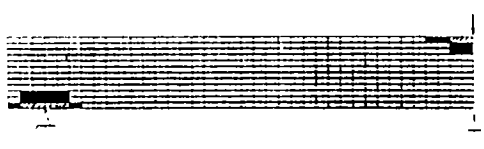

图 1　有限元网格，斜线区为第一次损伤单元
黑影区为第二次损伤单元

2.4 材料常数

按照试验结果，并参考材料提供单位的资料，采用如下材料常数：

(1) 弹性常性

对于 0°层，$E_{11}=145.9$GPa，$E_{33}=8.855$GPa，$G_{13}=5.3$GPa，$\nu_{13}=0.32$。

对于 90°层，$E_{11}=E_{33}=9.67$GPa，$G_{13}=3.38$GPa，$\nu_{13}=0.3$。

(2) 强度参数

对于0°层，拉伸强度 $X_t=1670.0$MPa，$Z_t=76.0$MPa；压缩强度 $X_c=1582.6$MPa，$Z_c=218.0$MPa；剪切强度 $S=40.0$MPa。

对于90°层，拉伸强度 $X_t=Z_t=76.0$MPa；压缩强度 $X_c=Z_c=218.0$MPa；剪切强度 $S=40.0$MPa；拉压强度不同为计算带来巨大麻烦。

3 计算结果与讨论

根据试验的冲击强度[1]，本文选 用集中线载荷为0.083 kN/mm，相当于试件的损伤载荷为2kN，外载沿有限元网格的右端即梁对称线作用。支持点位置使跨距 $L=35.0$mm。整个模拟分两步进行：第一步用三个破坏准则预测损伤萌生位置，用最大应力准则判断损伤模式；第二步用损伤单元弹性性质衰变法，逐步模拟损伤扩展演化。计算是用著名大型有限元程序ABAQUS完成的。

3.1 第1损伤事件的萌生

为讨论方便，将(1)式的三个破坏因子称为应力比(或比应力)，表示为 S_{xx}，S_{zz}，S_{xz}；将式(2)的破坏因子表示为 S_{TH}，称为蔡－希尔畸变能；将(3)式的破坏因子表示为SEDR。

ABAQUS程序可算出高斯点应力，节点应力，或单元平均应力。为简便且不失一般性，本文选用单元平均应力，对应的坐标位置为单元中心。

图2是层间剪应力 σ_{xz} 的三维分布图，x，z 为梁试件的轴向坐标与厚度方向坐标，原点取为单元网格最左下角单元的中心点。显而易见，在冲击作用点与支撑点附近均存在极大的应力集中，且在支撑点两侧 σ_{xz} 符号相反。由于各材料层的剪切强度 S 均相同，S_{xz} 的三维分布图与 σ_{xz} 相同。在图2上标出了两个最大的 S_{xz} 值，由于这两处应力集中大大超过了剪切强度值，可以预料这两区域是最易发生损伤的位置。图3为 σ_{xx} 三维分布图，为清晰起见，取 σ_{xx} 的绝对值划在图上。其实际分布以梁中性面为界，上半部为压应力而下半部为拉应力。最大值发生在梁对称面上、下两表面单元上。正应力比 S_{xx} 的三维分布图绘于图4，由于90°材料的拉伸强度 X_t 比压缩强度 X_c 小得多，所以，虽然最大拉应力 σ_{xx} 值发生在第12单元层而最大应力比 S_{xx} 值却发生在第11单元层。然而，σ_{xx} 与 S_{xx} 的最大负值均发生在第1单元层内。从 S_{xx} 分布可知，试件很可能在第1材料层发生压缩破坏和在第6材料层发生拉伸基体开裂；但是，由于 S_{xx} 比 S_{xz} 小得多，可以判断材料的正应力损伤将晚于剪切损伤萌生。本文也计算了横向正应力 σ_{zz} 的三维分布，在所有单元内 σ_{zz} 均为压应力且比压缩强度小得多；虽在冲击点与支撑点处有应力集中，也不会引起损伤与破坏，为了节省篇幅，此图省去。

以上各图说明应力分布概貌，下边给出包含各最大应力的有关材料层的应力和应力比分布曲线。图5为第1层中三个应力分量的分布曲线；图6为此层的应力比曲线。图7为第6材料层下半部应力比曲线，它所对应的Tsai－Hill畸变能 S_{TH} 和比应变能密度SEDR分布曲线绘于图8。由图8可见，S_{TH} 与SEDR两个理论预测结果极为相近。再者，S_{TH} 与SEDR的最大值均大于图7中 S_{xx} 与 S_{xz} 的最大值，说明此二能量型准则比最大应力准则预测较早的损伤。这是由于此二准则计及了三个应力分量共同作用的缘故。

这里有一个问题值得讨论，前文假定在加载点与支撑点均为集中线载荷，理论上讲这会引起应力奇性，当然不符合实际情况。但是，本文采用单元平均应力，使集中线载荷造成的不合理应力集中得到缓和。于是根据各单元应力值的比较确定损伤位置，根据各应力分量间的相对大小预测损伤模式方法是可行的，结果是可靠的。

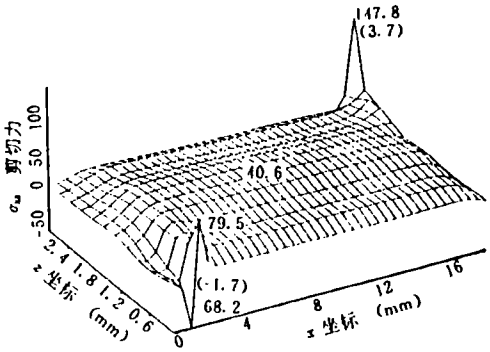

图 2　损伤前 σ_{xz} 三维分布，括号内数字为 S_{xz}

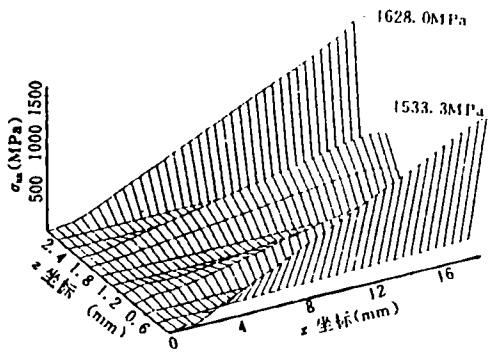

图 3　损伤前 σ_{xz} 三维分布

另一个需要讨论的问题是当一个单元的 S_{xz} 大于 1 时，将发生层内剪切损伤呢还是是发生该层与相邻层之间的界面分层呢？这需要借助试验观察来判断。由文献[1]已知，当冲击能稍大于门槛值时，发生了层间裂纹与 90°层基体开裂相伴发生的情况，却未见 0°层内剪切裂纹。所以可以判断 σ_{xz} 应力集中引起了 0°/90°层间开裂，而同时基体裂纹在孔洞处萌生。另外 0°/90°之间常存在加工残余应力，也使分层开裂容易得多。

结论是第一损伤事件为层间剪切损伤，发生地点为冲击点和支撑点附近。这里未采用文献[4]中“第一层破坏(First Ply Failure)”这个术语，而用“第一损伤事件”这个提法，因为层间界面开裂不属于哪一层，“第一层破坏”不够确切。

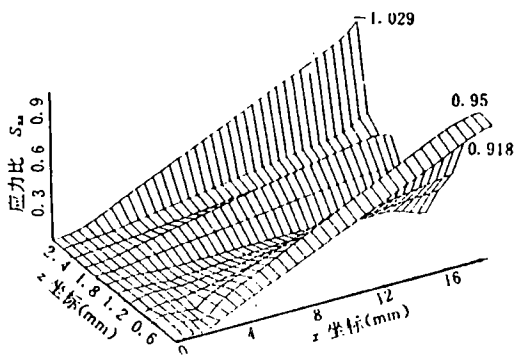

图 4　损伤前 S_{xz} 三维分布

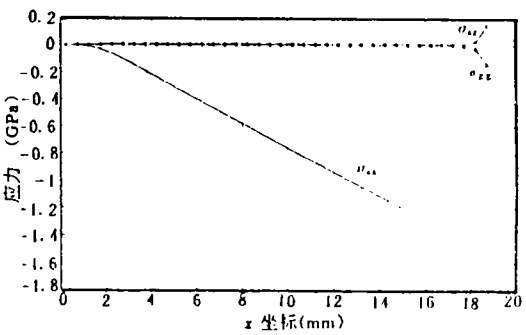

图 5　损伤前第一材料层应力分布

3.2　损伤的扩展与演化

已知第一损伤事件的模式和位置后，可用损伤材料弹性常数衰减法逐步模拟损伤的扩展与演化，方法与步骤与文献[8]相似。

(1) 剪切损伤的第一步扩展

假设已损伤的单元为斜影线所示(图 1)，单元剪切模量 G_{13} 蜕变为零，其他常数不变，仍用原来载荷，重复有限元计算。

图 9 与图 10 分别为 S_{xz} 与 S_{zz} 三维分布图。稍加分析可知，第一损伤事件发生后，剪应力峰值向两个方向转移：其一，沿横向朝相邻的 90°层迁移；其二，沿纵向在同层材料中向相邻的单元移动。同时，应力峰值比原来小了。例如图 2 中第 1 层 S_{xz} 最大值为 3.7；图 9 中第 2 层 S_{xz} 峰值为 2.68。支撑点附近 S_{xz} 峰值也有类似变化。由图 10 可看出，S_{zz} 分布的一个突出变化为在

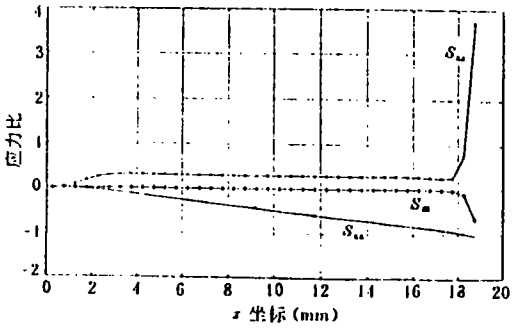

图 6 损伤前第一材料层应力比曲线

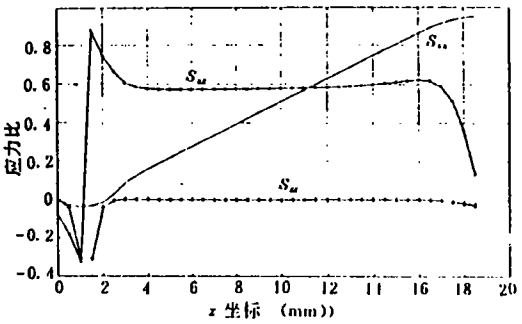

图 7 损伤前第六材料层下半部应力比曲线

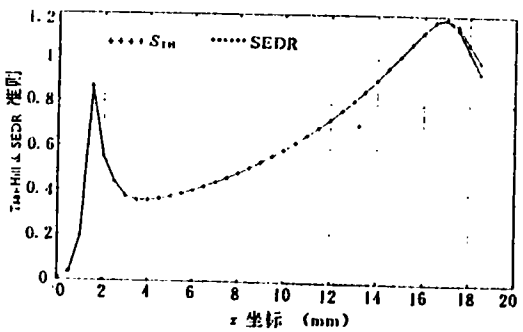

图 8 损伤前第六材料层下半部 S_{TH} 与 SEDR 曲线

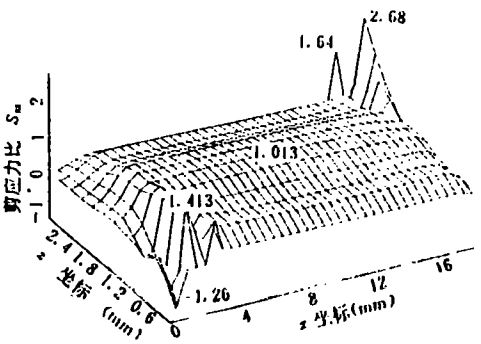

图 9 第一次损伤后 S_{xx} 三维分布

支撑点附近出现了一个大的应力集中，它发生在 90°层中，$S_{xx}=0.93$。这里可能发生基体裂纹，与分层裂纹相联接，发生交互作用。加载点单元 S_{xx} 有所减小。综观图 10，所有 S_{xx} 均小于 1。所以可以作出判断，主导损伤扩展的仍是剪应力，主要损伤模式仍为剪切损伤。

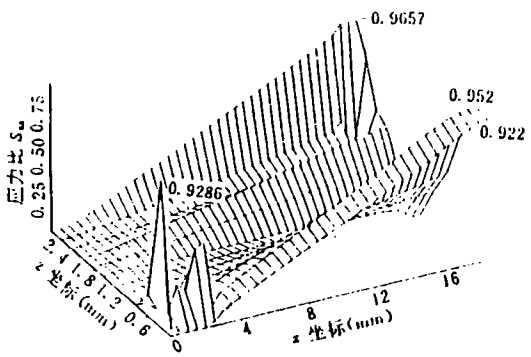

图 10 第一次损伤后 S_{xx} 三维分布图

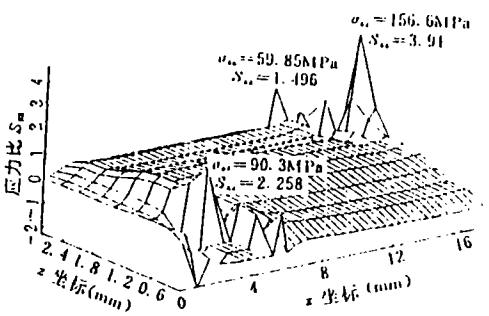

图 11 第二次损伤后 S_{xx} 三维分布图

由上文知，在外载未变情况下，第一次损伤发生后引起剪切应力峰值减小了，说明此步损伤扩展为稳态扩展，不会造成试件的突然破坏。

(2) 剪切损伤的进一步发展

基于前一步的计算结果，假定剪切损伤区扩展到图 1 中黑影所示的单元。类似前一步做重复运算。所得 S_{xx} 三维分布图示于图 11。与图 9 相比，S_{xx} 峰值增加了不少，由 2.68 增加到 3.91。

这个峰值出现在第 3 材料层。与此类似。第 6 材料层的 S_{xz}峰值也发生了类似的变化，由 1.41 上升到 2.25。峰值迁移到了第 5 材料层。外载保持未变，剪应力峰值变大了。这意味着试件将发生失稳破坏。

也计算了正应力与正应力比分布图，概括地说，几处最大值没有大的变化。为缩短篇幅，这些图被略去。

应该指出，试件中面层为 90°层，此层内在较大范围内 $S_{xz}\geqslant 1$，且随损伤扩展逐渐有所增大，可能会出现剪切分层破坏，这与文[1]试验观察不谋而合。

(3) 试件弯曲刚度随损伤的变化

随着剪切损伤的扩展，试件的弯曲刚度发生明显衰减。表 1 为逐次损伤引起的梁挠度增大，弯曲刚度的减小。为与试验结果比较，现将试件 C-H-1 在冲击载荷作用下的载荷(P)－挠度(δ)曲线绘于图 12。可以看出，B 点处的挠度为 2.34mm，比 A 点处的挠度 1.35mm 大很多，而载荷基本不变。这与表 1 预测结果颇为接近。

表 1　试件弯曲刚度随损伤的变化

损伤状况	弯曲挠度 δ(mm)	弯曲刚度 (kN/mm)
完好无损	0.98	2.04
第一次损伤	1.22	1.64
第二次损伤	1.88	1.06

由于本文的损伤演化模拟是建立在冲击前“材料完好无损”这一假设之上的，所以表 1 中关于试件中点挠度的预测结果比试验结果小。

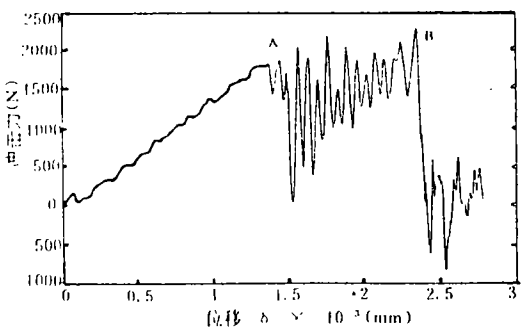

图 12　试件 C-H-1 冲击试验 $P-\delta$ 曲线

4　结束语

(1) 本文采用准静态有限元法对十字叠层梁横向冲击损伤进行了数值模拟，根据损伤材料刚度蜕变原理模拟了损伤演化，与试验观测有较好的一致。

(2) 计算结果揭示损伤模式以层间剪切为主，最危险的位置是冲击点和支撑点。分层损伤萌生后有可能与 90°层内基体开裂耦合，这和文献[3]报道的结果不谋而合。

(3) 当损伤较小时，试件尚能承受更大的载荷，此时损伤扩展是稳态的；当损伤较严重时，进一步损伤将造成试件突然断裂，此时损伤扩展为失稳的，本文的两步模拟计算定性地揭示了这一规律；但是，实际试验情况要比这复杂得多，图 12 所示的 P-δ 曲线 A 与 B 二点之间经过多次载荷起伏之后才发生材料的最终破坏。

(4) 本文作了“冲击前材料完好无损”的假设，其实，材质不可避免会存在原始缺陷，如孔洞，脱粘或层间界面分层等，处理这类问题有两种途径：损伤力学法和断裂力学法。本文属于前者。

(5) 本文根据试验结果作了准静态假定，这无疑是正确的。然而，当冲击速度为多大时这一假定才不成立，以及动力学效应，即应力波效应和惯性效应是如何影响冲击损伤行为的需要进一步研究。笔者已形成一文，将在别处发表。

感 谢:本文的有限元计算是在香港城市大学(CUHK)计算机中心的 VAX 机系统上完成的,得到 CPHK 的资助。

参 考 文 献

1 李国耀,张双寅. T300/QY8911 十字叠层复合材料冲击损伤与破坏的实验研究. 复合材料学报,1995;12(1):92—99

2 Lee S W R, Sun C T. A quasi-static penetration model for composite laminates. J Comp Mat, 1993; 27(3): 251-271

3 Liu S, Kutlu Z, Chang F K. Matrix cracking and delamination in laminated composite beams subjected to a transverse concentrated line load. J Comp Mat, 1993; 27(5): 436-470

4 Reddy Y S N, Reddy J N. Linear and nonlinear failure analysis of composite laminates with transverse shear. Comp Sci Tech, 1992; 44: 227—255

5 Jones M R. Mechanics of composite materials. New York; McGraw—Hill, 1976: 72-77

6 Zhang S Y, Tsai L W, Liu J Q. Strain energy density ratio criterion for fracture of composite materials. Eng Frac Mech, 1990; 37(4): 881-889

7 张双寅,刘济庆,于小霞,蔡良武. 复合材料结构的力学性能. 北京: 北京理工大学出版社,1992: 443-445

8 Zhang S, Leech C M. FEM analysis on mixed-mode fracture of CSM-GRP. Eng Frac Mech, 1986; 23(3): 521-535

FEM SIMULATION ON IMPACT DAMAGE OF CROSS-PLY LAMINATED BEAM

Zhang Shuangyin(S. Y. Zhang))

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Robert K. Y. Li

(Dept. Phys. & Mat. Sci., City University of Hong Kong)

C. L. Choy

(Department of Applied Physics, Hong Kong Polytechnic University)

Abstract Finite element method (FEM) simulation on damage evolution of cross ply laminated beam specimen subjected to transverse impact is presented. The actual lamination construction and real specimen configuration were considered in dividing the finite element mesh pattern. Stress distribution in each layer was calculated. Damage initiation, mode and location of the first damage event were predicted by using failure theories. The results show that the interlaminar shear delamination failure is the dominant damage mode and it is apt to couple with the matrix cracking in 90° layers. The loading point and supporting points are the most dangerous locations in the earlier damage stage. The well-known principle of degradation of elastic properties of damaged material was used to simulate damage evolution. The stable and unstable extension of the damage zone estimated in the paper may qualitatively explain the multiple fracture in impact tests. The decrease of bending stiffness of the specimen with damage growth was also calculated and compared favourably with the experimental data.

Key words finite element method (FEM), cross-ply laminate, impact damage, damage mode, failure theory