

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.01.003

面向纤维增强复合材料低速冲击损伤的非线性混合模型

段永照¹ 姚卫星² 陈方¹

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京,210016;

2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,南京,210016)

摘要:基于连续介质损伤力学提出了一种纤维增强复合材料(Fiber reinforced polymer/plastic,FRP)结构低速冲击损伤预测的渐进损伤模型,包含非线性剪应力应变关系和归一化的混合模式基体损伤演化,用来预测复合材料层合板低速冲击损伤。模型区分了纤维拉伸/压缩、纤维间拉伸/压缩 4 种层内损伤以及层间分层损伤;纤维间损伤起始由 Puck 失效准则预测,损伤演化由断裂面上的等效应变控制,失效判定时考虑了就位效应对强度的影响;模型中加入单元特征长度以消除计算结果对网格密度的依赖性。以 $[45_4/-45_8/45_4]$, $[0_3/45/-45]_s$ 和 $[45/-45/0_2/90/45/0_2/-45/45]_3$ 三种铺层的复合材料层合板为例,预测了不同冲击能量下复合材料层合板的低速冲击损伤响应参数,试验结果证明了本文模型的有效性。

关键词:复合材料;低速冲击;渐进损伤演化;Puck 准则;剪切非线性

中图分类号:V258 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2018)01-0016-08

A Nonlinear Mixed-Mod Model Oriented Low Velocity Impact Damage of FRP

DUAN Yongzhao¹, YAO Weixing², CHEN Fang¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A progressive damage model based on continuum damage mechanics, including a non-linear shear response and a unified mixed-mode intralaminar damage progression, is used to predict low-velocity impact damage of composite laminates. This model can predict four intralaminar damage modes (including matrix cracking and fiber fracture both in tension and compression) and delamination between different layers. The Puck failure criterion is used for capturing damage onset and the damage evolution is controlled by the effective strain on the fracture plane. For damage onset, the lamina's in-situ effect is taken into consideration, and the characteristic length is used to reduce the mesh dependency. Experimental and numerical results are compared for various impact energies on laminates $[45_4/-45_8/45_4]$, $[0_3/45/-45]_s$ and $[45/-45/0_2/90/45/0_2/-45/45]_3$ and prove the capabilities of the model.

Key words: composite; low-velocity impact; progressive damage evolution; Puck failure criterion; non-linear shear

先进复合材料因其优异的性能,在航空航天等领域得到了广泛应用。但在低速冲击载荷作用下,

复合材料结构内部很容易出现目视不可检的基体裂纹、分层等损伤,会使层合板的强度削弱 35%~

基金项目:国家自然科学基金(11202098)资助项目;江苏高校优势学科建设工程基金(PAPD)资助项目。

收稿日期:2017-01-08;**修订日期:**2017-06-25

通信作者:姚卫星,男,教授,博士生导师,E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn。

引用格式:段永照,姚卫星,陈方.面向纤维增强复合材料低速冲击损伤的非线性混合模型[J].南京航空航天大学学报,2018,50(1):16-23. DUAN Yongzhao, YAO Weixing, CHEN Fang. A nonlinear mixed-mod model oriented low velocity impact damage of FRP[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(1): 16-23.

40%^[1],严重影响结构的安全使用。因此,复合材料结构的冲击损伤问题一直是国内外学者研究的一个重要内容。

考虑到冲击试验耗时长、成本高,并且无法呈现冲击损伤的萌生与扩展的全过程,国内外许多学者采用有限元技术研究低速冲击损伤。特别是近年来,基于连续介质损伤力学^[2-3]的渐进损伤分析方法被广泛用于复合材料低速冲击损伤的模拟。Donadon 等^[4]结合与各种失效模式相关的能量耗散描述损伤演化过程,提出了一种基于连续损伤力学方法的三维损伤模型,并用于模拟复合材料层合板的动态响应。刘向民等^[5]通过引入再平衡次数 m 来协调冲击接触时间与冲击波的传播时间,从而考虑冲击损伤分析过程中的“链锁破坏”。李念等^[3]建立了一个将多个铺层损伤用单个实体单元模拟的三维模型,该方法降低了有限元模型的规模,提高了计算效率。以上大部分学者的模型未考虑层合板中子层的面内剪切非线性,但相关分析^[6-7]表明剪切非线性对基体损伤的起始判定及损伤演化和分层损伤有很大的影响。

基于以上考虑,本文基于连续介质损伤力学提出了一种纤维增强复合材料(Fiber reinforced polymer/plastic,FRP)结构冲击损伤预测的三维动力学分析数值模型,包含非线性剪应力应变关系和归一化的混合模式基体损伤演化,来仿真层合板低速冲击过程。模型区分了纤维拉伸/压缩失效、纤维间拉伸/压缩失效 4 种层内损伤以及层间分层损伤,失效判定时考虑了就位效应对强度的影响。模型中加入单元特征长度以考虑网格依赖性。对层内损伤起始及演化的模拟在 ABAQUS 软件平台上通过自编材料子程序 VUMAT 实现,对于分层损伤采用 ABAQUS 内嵌的 cohesive 单元进行模拟,完成了相关层合板低速冲击损伤响应参数的预测。

1 冲击损伤模型

连续介质损伤力学方法包括损伤表征、损伤判定、损伤演化三部分。对应复合材料不同的损伤模式,损伤表征通过损伤状态变量的引入从而建立损伤材料与完好材料间的本构关系,由失效准则判定复合材料的损伤萌生。对冲击后层合板截面的微观形貌研究表明,在层合板厚度方向上存在许多明显的基体裂纹及断裂面,基体裂纹的扩展是导致其所处子层与相邻子层间产生分层的根本原因,因此如何在损伤模型中模拟基体裂纹的产生及不同断裂面角度对材料损伤的影响是合理模拟冲击伤的关键。基于单层板破坏机理的 Puck 失效准则^[8]

考虑了断裂面角度对基体损伤的影响并能确定损伤后的断裂面角度值,该准则对大量复合材料典型试验^[9-10]的预测结果良好。损伤演化过程实际上是应变能释放的过程,当材料点应变能释放密度等于其断裂能密度时,意味着该材料点完全失效。在应变能释放过程中,材料会软化,宏观表现为弹性模量的退化和承载能力的下降。常见分析中,材料软化形式有线性^[2,11-12]和指数^[13-14]形式。早期材料的损伤演化是在材料坐标系中,通过引入损伤张量对材料的刚度进行退化。当利用 Puck 准则作为失效准则时,断裂面的出现使以往的方法不再适用。因此本文提出了一种在断裂面坐标系进行损伤演化的方法。

为了准确地模拟层内损伤,在冲击损伤模型中将层合板的每个子层等效为正交各向异性体,采用 3D 实体单元模拟。通过 ABAQUS 动力学求解器求解应变增量,利用 VUMAT 子程序对材料进行损伤分析与损伤演化,并将计算得到的应力张量传回求解器继续运算。模型的总体框架见图 1,模型的关键要素在 1.1~1.4 节中阐述。

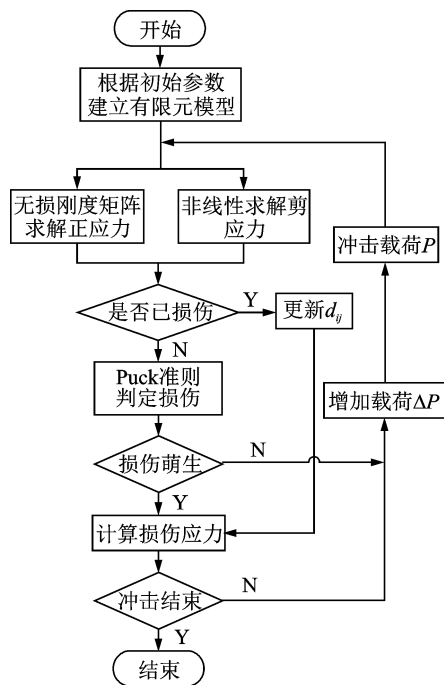


图 1 冲击损伤数值模拟模型

Fig. 1 Algorithm for impact damage simulation

1.1 本构模型

在连续介质损伤力学中,将微观上不连续的缺陷或者损伤看作是宏观的连续损伤变量,用其描述材料的损伤程度。类似于文献[4]中的说明和讨论,损伤连续均匀地分布在有限单元体中。有效应力张量即完好应力张量 σ ,与真实应力张量 $\bar{\sigma}$ 通过损伤张量 D 进行关联,即采用损伤张量 D 直接退化本构关系式中的应力分量

$$\bar{\sigma} = D\sigma \quad (1)$$

式中完好应力张量 σ 通过将层合板的每个子层等效为正交各向异性体, 根据经典层合板理论求得。依据 Puck 准则, 纤维间断裂面(图 2)与纤维平行, 由此可知纤维损伤变量不会随断裂角的变化而变化。也就是说, 可以将损伤张量 D 分为独立的纤维损伤变量和基体损伤变量两部分来分别求解。

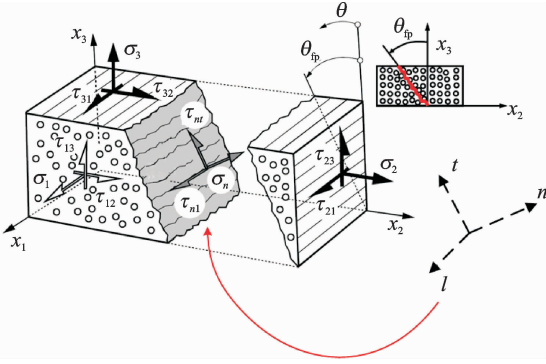


图2 断裂面应力及坐标系定义

Fig.2 Definition of stresses acting on fracture plane and coordinates

由于剪切非线性的存在, 本文将基体损伤具体分为两个阶段:

(1) 由 Puck 准则判断未出现纤维间损伤, 但此时在宏观上应力-应变表现为剪切非线性, 本文将此非线性当量为线性与“唯象损伤”之和, 其损伤张量为 $D = \text{diag}[1 - d_{11} \quad 1 \quad 1 \quad 1 - d_{12} \quad 1 - d_{23} \quad 1 - d_{31}]$, 其中基体损伤变量 d_{ij} , $i \neq j$ 为唯象损伤, 用来描述割线刚度的变化。

(2) 用 Puck 准则判断出现纤维间损伤时, 由归一化的混合模式损伤变量 d_m 表征基体损伤, 此时应力分量的退化在基体断裂面坐标系完成

$$\bar{\sigma} = T_{-\theta_{fp}} D T_{\theta_{fp}} \sigma \quad (2)$$

式中: θ_{fp} 为断裂面角度, $T_{\theta_{fp}}$ 为应力转轴坐标转换矩阵。断裂面坐标系损伤张量定义如下, $D = \text{diag}[1 - d_{11} \quad 1 - d_n \quad 1 - d_t \quad 1 - d_m \quad 1 - d_m \quad 1 - d_l]$, 其中 $d_n = d_m = d_{nt} = d_m$, $d_t = d_l = 0$ 。

1.2 纤维损伤判定及演化

本文采用最大应变准则(图 3)作为纤维失效的判定准则, 考虑到载荷反向, 刚度回复, 纤维损伤 d_{11} 表示为

$$d_{11} = \max\left(d_{11}^t \frac{\langle \sigma_{11}^t \rangle}{|\sigma_{11}^t|}, d_{11}^c\right) \quad (3)$$

式中

$$d_{11}^t(\epsilon_{11}) = \frac{\epsilon_{11}^f(\epsilon_{11} - \epsilon_{11}^{0t})}{\epsilon_{11}(\epsilon_{11}^f - \epsilon_{11}^{0t})}$$

$$d_{11}^c(\epsilon_{11}) = \frac{\epsilon_{11}^c(\epsilon_{11} - \epsilon_{11}^{0c})}{\epsilon_{11}(\epsilon_{11}^c - \epsilon_{11}^{0c})} \quad (4)$$

式中: d_{11}^t 和 d_{11}^c 分别对应纤维拉伸和压缩损伤变量, $\langle x \rangle = \max(0, x)$ 为 McCauley 算子。

考虑到在损伤区域, 压缩时碎块的相互作用, 假设存在一很小的剩余强度等于基体压缩强度^[4]。

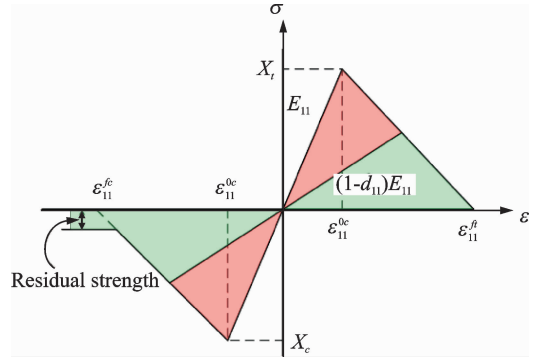


图3 纤维失效模型

Fig.3 Model behavior for fiber failure

1.3 基体损伤起始及演化

1.3.1 剪切非线性

基体损伤起始与断裂面上的应力状态有关, 包括线性的正应力-应变关系与非线性的剪应力-应变关系, 见图 4。本文采用三次多项式拟合试验数据来描述剪应力的非线性, 表达式为

$$\tau_{ij} = c_1 \gamma_{ij}^3 - \text{sign}(\gamma_{ij}) c_2 \gamma_{ij}^2 + c_3 \gamma_{ij} \quad (5)$$

式中 c_i ($i = 1, 2, 3$) 为待定系数。

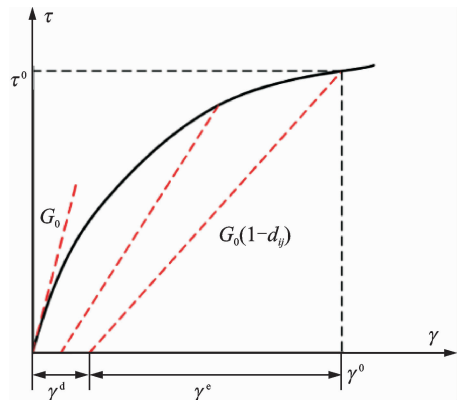


图4 非线性剪应力-应变关系

Fig.4 Non-linear shear stress-strain response

本文将此非线性当量为线性与“唯象损伤”之和, 在这一阶段损伤变量可定义为

$$d_{ij} = \alpha \gamma_{ij} \quad (6)$$

式中: α 为一材料常数; 总剪应变 γ_{ij} 为弹性剪应变 γ_{ij}^e 和不可逆损伤应变 γ_{ij}^d 之和。在卸载时, $\tau_{ij} = G_0(1 - d_{ij})(\gamma_{ij} - \gamma_{ij}^d)$, 其中 G_0 取为三次曲线在原点的切线斜率。

1.3.2 基体损伤起始判据

基体失效, 采用 Puck 准则^[8]判定。将子层绕着纤维方向旋转作 180° 划分, 在 $\theta \in [-90^\circ, 90^\circ]$

的角度范围内对应力危险系数进行搜索,寻找应力危险系数 $f_{E,IFF}$ 最大时所对应的角度 θ ,此角度所对应的载荷作用面即为潜在纤维间失效断裂面。当 $f_{E,IFF} \geq 1$ 时,认为基体裂纹出现。

考虑到层合板中子层的就位效应,按照 Pinho 等^[15]提出的公式确定各子层的横向就位拉伸强度 $Y_{T,IS}$ 与面内就位剪切强度 $S_{12,IS}$ 。

1.3.3 基体混合模式损伤演化

复合材料的损伤过程实质为应变能释放的过程(图 5),材料点在损伤萌生后(点 O)开始释放能量,在损伤过程中(点 C)的应变能释放密度大小为红色三角形的面积,当总应变能释放密度(为唯象损伤的黑色部分面积与红色部分之和)等于弥散分布在特征长度 l_m 内的临界断裂能密度时,表示该材料点完全失效。

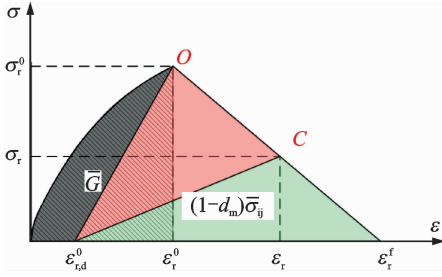


图 5 混合模式基体损伤演化

Fig. 5 Mixed-mode intralaminar matrix damage evolution

如上所述,完全失效时有

$$\frac{1}{2}\sigma_r^0(\epsilon_r^f - \epsilon_r^0) + g_0 = \frac{G_r^c}{l_m} \quad (7)$$

由此可得,完全失效时的应变

$$\epsilon_r^f = \frac{2}{\sigma_r^0} \left(\frac{G_r^c}{l_m} - g_0 \right) + \epsilon_r^0 \quad (8)$$

式中 σ_r^0 为损伤起始时的等效应变

$$\sigma_r^0 = \sqrt{\langle \sigma_n^0 \rangle^2 + (\tau_{ln}^0)^2 + (\tau_{nt}^0)^2} \quad (9)$$

ϵ_r^0 为损伤起始时的等效应变

$$\epsilon_r^0 = \sqrt{\langle \epsilon_n^0 \rangle^2 + (\gamma_{nt}^0)^2 + (\gamma_{nl}^0)^2} \quad (10)$$

式中: $\sigma_n^0, \sigma_{nl}^0$ 和 σ_{nt}^0 为损伤起始时断裂面上的正应力与剪应力; $\epsilon_n^0, \gamma_{nt}^0$ 和 γ_{nl}^0 为相应的应变。

g_0 为损伤起始时的等效体积应变能,由断裂面上的应力分量按式(11)计算

$$g_0 = g_n^0 \left(\frac{\langle \sigma_n^0 \rangle}{\sigma_r^0} \right)^2 + g_{ln}^0 \left(\frac{\tau_{ln}^0}{\sigma_r^0} \right)^2 + g_{nt}^0 \left(\frac{\tau_{nt}^0}{\sigma_r^0} \right)^2 \quad (11)$$

与各个应力分量相关的体积应变能为

$$g_i^0 = \int_0^{\epsilon_i^0} \sigma_i d\epsilon_i \quad i = n, ln, nt \quad (12)$$

G_r^c 为混合模式的临界能量释放率,由式(13)给出

$$G_r^c = G_{22}^c \left(\frac{\langle \sigma_n^0 \rangle}{\sigma_r^0} \right)^2 + G_{12}^c \left(\frac{\tau_{ln}^0}{\sigma_r^0} \right)^2 + G_{23}^c \left(\frac{\tau_{nt}^0}{\sigma_r^0} \right)^2 \quad (13)$$

式中 $G_{ij}^{(c)}$ ($ij = 22, 12, 23$) 为各应力分量对应的临界能量释放率。

进而可以得到混合模式的损伤参量为

$$d_m = \frac{\epsilon_r^f - \epsilon_r^0}{\epsilon_r^f - \epsilon_r^0} \left(\frac{\epsilon_r^0 - \epsilon_r}{\epsilon_r^0 - \epsilon_r^0} \right) \quad (14)$$

基体损伤变量 d_m 为 ϵ_r 的函数,用来定义断裂面上的应力 $\sigma_n, \sigma_{ln}, \sigma_{nt}$ 的退化。 ϵ_r 为当前增量步的等效应变,表达式为

$$\epsilon_r = \sqrt{\langle \epsilon_n \rangle^2 + (\gamma_{nt})^2 + (\gamma_{nl})^2} \quad (15)$$

$\epsilon_{r,d}^0$ 为不可逆等效损伤应变

$$\epsilon_{r,d}^0 = \sqrt{\langle \epsilon_{n,d}^0 \rangle^2 + (\gamma_{nt,d}^0)^2 + (\gamma_{nl,d}^0)^2} \quad (16)$$

式中: $\epsilon_{n,d}^0, \gamma_{nt,d}^0, \gamma_{nl,d}^0$ 为材料坐标系中,损伤起始时弹性剪应变 γ_{ij}^0 和损伤应变 γ_{ij}^d 转换到断裂面上的分量。

断裂面上的应力按照以下方式进行退化

$$\begin{cases} \sigma_n = \bar{\sigma}_n - d_m \langle \bar{\sigma}_n \rangle \\ \sigma_{ln} = (1 - d_m) \bar{\sigma}_{ln} \\ \sigma_{nt} = (1 - d_m) \bar{\sigma}_{nt} \end{cases} \quad (17)$$

退化完成后,将应力分量转换到材料坐标系得到损伤单元体的应力张量。

1.4 单元特征长度的计算

在 ABAQUS 商业有限元软件中,实体单元的特征长度默认等于该单元体积的三次方根。显然该方法未考虑单元长宽比,对于长宽高尺寸差别较大的单元,消除网格依赖性的效果有限。本文采用式(18)求得单元特征长度 l_m

$$l_m = \begin{cases} l_y \cos \theta_{fp} & |\theta_{fp}| < \theta \\ l_z \sin |\theta_{fp}| & |\theta_{fp}| \geq \theta \end{cases} \quad (18)$$

式中: θ_{fp} 为基体断裂面角度; l_y, l_z 为单元体在全局坐标系下沿坐标轴 y, z 方向的尺寸(图 6)。

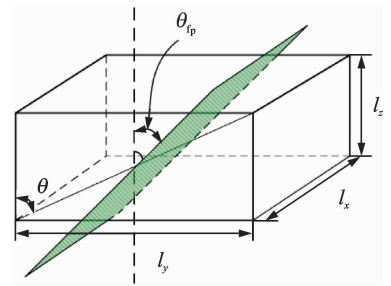


图 6 特征长度计算

Fig. 6 Calculation of the characteristic length

2 算例分析

下面通过引用 2 个文献算例和作者做的 1 个试验来检验本文模型的有效性。

2.1 [45₁/-45₈/45₁]层合板低速冲击损伤

2.1.1 分析对象

试验源自文献[16],模型根据试验时试件的真

实夹持条件,将两端固支,有限元建模时层合板采用8节点减缩积分实体单元(C3D8R)模拟,厚度方向上将每4个子层离散为一个单元(图7)。为减小计算时间,网格在冲击中心区域附近局部细化,局部细化网格大小为 $0.5\text{ mm}\times 0.5\text{ mm}$,并采用沙漏控制技术。钢制冲头简化为解析刚体,质量为 0.16 kg ,冲击速度为 5.89 m/s 。考虑钢制冲头及夹具表面与试件表面的摩擦,滑动摩擦因数取为 0.3 。在不同角度铺层之间插入零厚度界面元来模拟层间分层,损伤演化采用B-K准则。模型所需

材料参数见表1。

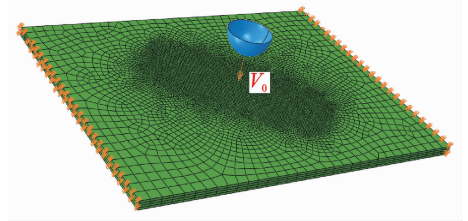


图7 有限元模型

Fig.7 FE model

表1 数值仿真模型所需材料参数^[2,16]

Tab.1 Material properties for FE model^[2,16]

非线性模型材料参数						
c_1	c_2	c_3	$G_{22}^c / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{12}^c = G_{23}^c / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	α	
1 750 824	-172 358	6 523	230	760	10	
层间界面元参数						
$G_{IC} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{IIC} = G_{IIIC} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	N/MPa	$S = T/\text{MPa}$	$K_{nn} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	$K_{ss} = K_{tt} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	η
230	450	45	115	156	70	1.45

2.1.2 结果与讨论

图8给出了模型计算结果与试验结果的对比,其中图8(a,b)为层合板分层损伤投影形貌的对比。可以看到,界面分层形状为花生状,损伤形状的长轴与该界面下方铺层方向一致。图8(c)为基体背面由层合板弯曲引起的拉伸裂纹,图8(d)中间铺层由于剪切应力引起的裂纹,都与试验值吻合得很好。

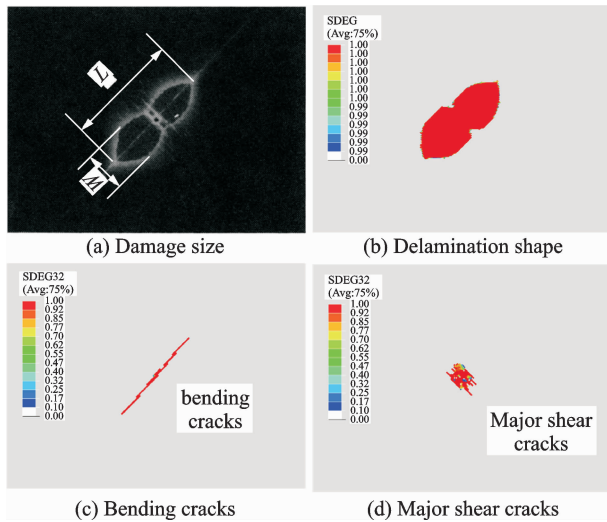


图8 冲击损伤对比

Fig.8 Comparison of impact damage

表2给出了分层长度、宽度及面积的试验值与本文计算仿真结果对比,同时给出并未考虑剪切非线性的仿真结果(文献[16])。相比之下,可以看出本文的仿真结果与试验值吻合得更好。

表2 分层损伤试验值与计算结果

Tab.2 Delamination damage of experiment and simulation

损伤	试验	文献[16]		本文	
		结果	误差/%	结果	误差/%
长度/mm	34.7	37.2	7.2	35.2	1.4
宽度/mm	16.2	13.6	16.1	16.5	1.9
面积/ mm^2	423	—	—	383	9.5

2.2 $[0_3/45/-45]_s$ 层合板低速冲击损伤

2.2.1 分析对象

试验源自文献[17],模型根据试验时试件的真实夹持条件,将矩形开口筒支夹具固支,同时限制冲头除冲击方向外的其余自由度,有限元建模时层合板采用8节点减缩积分实体单元(C3D8R)模拟,厚度方向上将每一子层离散为一个单元。为减小计算时间,网格在冲击中心区域附近局部细化,局部细化网格大小为 $0.5\text{ mm}\times 0.5\text{ mm}$,并采用沙漏控制技术。考虑钢制冲头及夹具表面与试件表面的摩擦,滑动摩擦因数取为 0.3 。有限元模型见图9,数值仿真模型所需材料参数见表3。

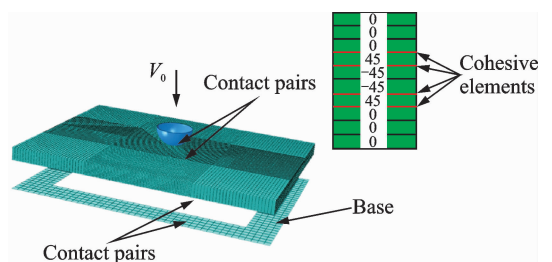


图9 HS300/ET223有限元模型

Fig.9 FE model of HS300/ET223

表 3 数值仿真模型所需材料参数^[17]
Tab. 3 Material properties for FE model^[17]

非线性模型材料参数						
c_1	c_2	c_3	$G_{22}^l / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{12}^c = G_{23}^c / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	α	
835 749	-98 043	4 185	520	1 610	18.33	
层间界面元参数						
$G_{1c} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{11c} = G_{11c} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	N / MPa	$S = T / \text{MPa}$	$K_{m} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	$K_{ss} = K_{tt} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	η
520	920	30	40	120	43	1.45

2.2.2 结果与讨论

不同冲击能量下有限元预测与试验实测的冲击力-时间历程曲线见图 10。由图 10 可以看出,对应于 2, 4, 8 J 的冲击能量,试验测得的最大冲击力分别为 2.3, 3.1, 4.7 kN, 预测值分别为 2 230, 3 194, 4 577 N,有限元预测的误差分别为 3.0%, 3.0%, 2.6%。两者吻合较好,尽管有限

元仿真结果随着冲击能量的增加,冲击历程微长于试验值。同时冲击能量为 8 J 时,可以看到达到最大载荷后,由于纤维断裂出现了突降现象。

图 11 为不同冲击能量下层合板内部分层损伤投影形貌的对比。每一界面分层形状为花生状,损伤形状的长轴与该界面下方铺层方向一致。损伤特征与试验观测结果基本一致。

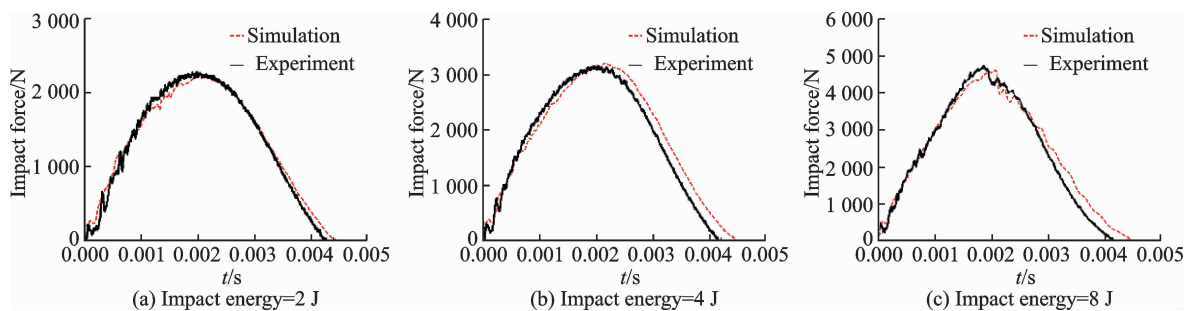


图 10 有限元预测的冲击力-时间历程与试验结果的比较

Fig. 10 Comparison between experimental and numerically predicted force-time histories

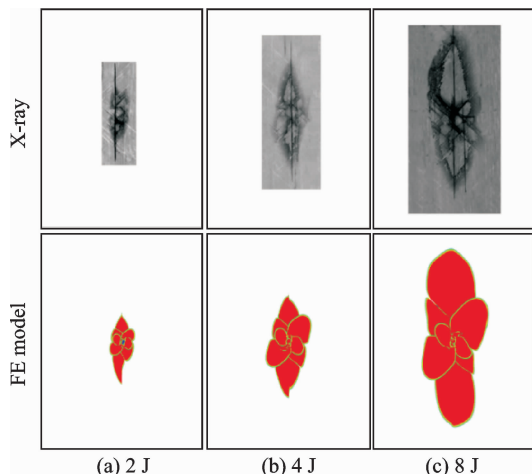


图 11 X 射线照片和仿真分析的分层投影区域对比

Fig. 11 Comparison between projected damage areas as obtained by X-ray and FE models

表 4 给出了不同冲击能量下分层投影面积试验值与计算结果,表中同时给出了文献[17]的计算结果。可以看出在充分考虑剪切非线性之后,本文的计算结果与试验值吻合得更好。

表 4 分层投影面积试验值与计算结果

Tab. 4 Damage areas of experiment and simulation

冲击能量/J	2	4	8
试验/试验点	102,149,203	401,449,502	998,130 2
mm ² 平均值	151.3	450.7	1 150
文献结果/mm ²	103	339	1 271
[17] 误差/%	31.9	24.8	10.5
本文结果/mm ²	126	471	1 346
本文 误差/%	16.7	4.6	17.1

2.3 碳纤维层合板低速冲击试验与损伤仿真分析

2.3.1 冲击试验

本文设计并完成了—个低速冲击损伤试验。试验件材料为 U3160/5284RTM,铺层顺序为[45/-45/0₂/90/45/0₂/-45/45]₃,共 30 层,材料基本参数见文献[18]。试验件几何尺寸见图 12。

试验方法采用 ASTM D7136,试验机为 ZCJ9162 全自动落锤冲击试验机。试验时将试件置于 125 mm×75 mm 的矩形开口筒支支持夹具上,上部用盖板压紧。试验中通过改变落锤高度来调节冲击能量,落锤质量为 5.5 kg,冲头为直径

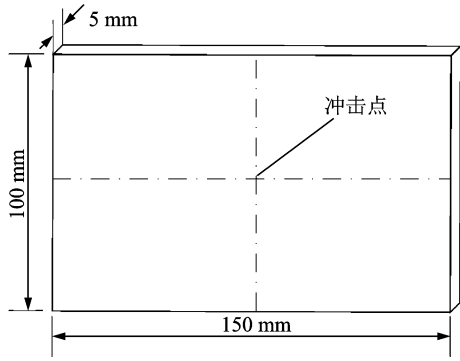


图 12 试验件形状示意图

Fig. 12 Dimension of the specimen

16 mm 的半球形钢球, 试件的分层面积由 IUCS-II 型便携式 C 扫描系统测得。

2.3.2 仿真分析

模型根据试验时试件的真实夹持条件, 将矩形

开口筒支夹具和上盖板固支, 同时限制冲头除冲击方向外的其余自由度。为减少网格数量, 网格划分将相同取向铺层离散为同一层网格, 局部网格细化为 1.5 mm × 1.5 mm。在不同角度铺层之间插入零厚度界面元来模拟层间分层, 损伤演化采用 B-K 准则, 有限元模型见图 13, 数值仿真模型所需材料参数见表 5。

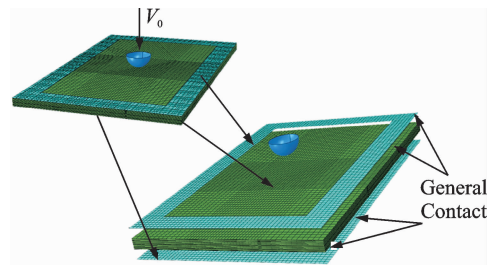


图 13 U3160/5284RTM 有限元模型

Fig. 13 U3160/5284RTM FE model

表 5 数值仿真模型所需材料参数

Tab. 5 Material properties for FE model

非线性模型材料参数						
c_1	c_2	c_3	$G_{22}^i / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{12}^c = G_{23}^c / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	α	
468 599	-90 435	5 008.2	820	2 020	9.8	
层间界面元参数						
$G_{IC} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	$G_{IIC} = G_{mC} / (\text{J} \cdot \text{m}^{-2})$	N / MPa	$S = T / \text{MPa}$	$K_{mm} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	$K_{ss} = K_{tt} / (\text{GPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	η
520	920	43	60	116	41	1.45

2.3.3 试验结果与仿真计算结果对比

图 14 为冲击能量 18 J 时, 层间分层形状的预测值与试验结果的比较, 图中截取的正方形区域大小为 75 mm × 70 mm。从中可见, 有限元预测的分层投影形状与 C 扫描结果接近, 分层投影形状大致呈圆形。表 6 给出了损伤大小的详细尺寸比较, 从表中可以看出仿真结果与试验值吻合得很好。

图 15 依次给出了冲击能量为 18 J 时, 各界面层间分层损伤情况。每层分层形状大致为花生状,

表 6 数值模拟结果与试验结果的比较

Tab. 6 Comparison between simulation and experimental results

损伤	长度/mm	高度/mm	面积/mm ²
试验结果	37	33	936
计算结果	39	38	1 135
误差/%	5.4	15.2	21.2

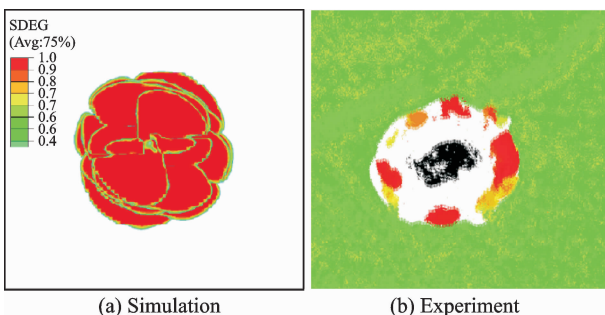


图 14 冲击能量为 18 J 时分层损伤投影的 C 扫描结果和有限元预测值的比较

Fig. 14 Comparison between projected damage areas obtained by C-scan and FE models

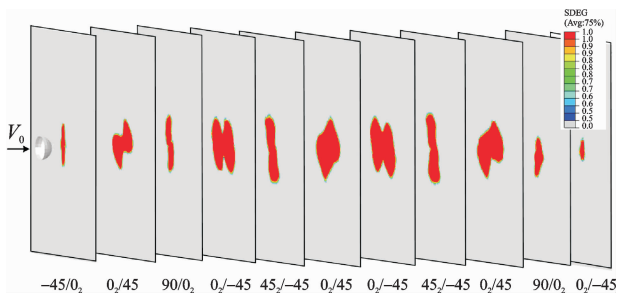


图 15 冲击能量为 18 J 时分层情况 (未包含无损伤的界面)
Fig. 15 Delamination predicted by the FE model for an impact energy of 18 J (except for no damage interfaces)

损伤形状的长轴大部分与该界面下方铺层方向一致。并且所有的分层都发生在单层厚度改变时, 在

单层厚度相同的 $\pm 45^\circ$ 界面和 $90^\circ/45^\circ$ 界面没有分层情况出现。

3 结束语

本文基于连续损伤力学提出了一种适用于复合材料结构低速冲击损伤的数值预测模型,模型考虑了层内损伤和层间损伤。模型包含非线性剪应力应变关系、就位效应、归一化的混合模式基体损伤演化 and 一种计算特征长度的方法。采用该模型研究了两种不同材料和铺层的复合材料层合板的低速冲击响应问题,得到与试验较为吻合的冲击载荷-时间历程、损伤形状和分层面积,验证了模型的有效性。

参考文献

- [1] 杨光松. 损伤力学与复合材料损伤[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
YANG Guangsong. Damage mechanics and composite material damage[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1995.
- [2] 吴义韬, 姚卫星, 吴富强, 等. 基于应变能耗散的复合材料层合板内缺口强度分析 CDM 模型[J]. 复合材料学报, 2014, 31(4): 1013-1021.
WU Yitao, YAO Weixing, WU Fuqiang, et al. CDM model for analyzing intralaminar strength of notched composite laminates based on the dissipation of strain energy[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(4): 1013-1021.
- [3] 李念, 陈普会. 复合材料层合板低速冲击损伤分析的连续介质损伤力学模型[J]. 力学学报, 2015, 43(3): 458-470.
LI Nian, CHEN Puhui. Continuum damage mechanics model for low-velocity impact damage analysis of composite laminates[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 43(3): 458-470.
- [4] DONADON M V, IANNUCCI L, FALZON B G, et al. A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage[J]. Computers & Structures, 2008, 86(11/12): 1232-1252.
- [5] 刘向民, 姚卫星, 陈方. 复合材料层合板结构冲击损伤数值模拟的损伤力学模型[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 3054-3063.
LIU Xiangmin, YAO Weixing, CHEN Fang. A damage mechanics model for simulating impact responses of composite laminated structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 3054-3063.
- [6] van der MEER F P, OLIVER C, SLUYS L J. Computational analysis of progressive failure in a notched laminate including shear nonlinearity and fiber failure

- [J]. Compos Sci Technol, 2010, 70(4): 692-700.
- [7] FANG X J, Zhou Z Q, COX B N, et al. High-fidelity simulations of multiple fracture processes in a laminated composite in tension[J]. J Mech Phys Solids, 2011, 59(7): 1355-1373.
- [8] KNOPS M. Analysis of failure in fiber polymer laminates: The theory of Alfred Puck [M]. [S. l.]: Springer, 2008.
- [9] HINTON M J, KADDOUR A S, SODEN P D. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates judged against experimental evidence[J]. Composite Science and Technology, 2002, 62: 1725-1797.
- [10] SODEN P D, KADDOUR A S, HINTON M J. Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise[J]. Composite Science and Technology, 2004, 64: 589-604.
- [11] 姚辽军, 赵美英, 万小朋. 基于 CDM-CZM 的复合材料补片补强参数分析[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 666-671.
YAO Liaojun, ZHAO Meiyong, WAN Xiaopeng. Parameter analysis of composite laminates with patched reinforcement based on CDM-CZM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 666-671.
- [12] LINDE P, PLEITNER J, DE BOER H, et al. Modelling and simulation of fibre metal laminates[C]// ABAQUS Users Conference. Boston: Dassault Systemes Company, 2004: 421-439.
- [13] CAPRINO G. Residual strength prediction of impacted CFRP laminates[J]. Journal of Composite materials, 1984, 18: 508-518.
- [14] AYMERICH F, DORE F, PRIOLO P. Prediction of impact induced delamination in cross-ply composite laminates using cohesive interface elements[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68: 2383-2390.
- [15] PINHO S T, DÁVILA C G, CAMANHO P P, et al. Failure models and criteria for frp under in-plane or three-dimensional stress states including shear nonlinearity[R]. NASA Technical Memorandum, 2005.
- [16] CHOI H Y, WANG H S, CHANG F. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact [J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26: 2134.
- [17] FENG D, AYMERICH F. Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates[J]. Composite Structures, 2014, 108: 161-171.
- [18] FU Yu, XIONG Junjiang, LUO Chuyang, et al. Static mechanical properties of hybrid RTM-made composite I- and II-beams under three-point flexure [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 903-913.

