

复合材料层合板低速冲击损伤的预测模型

陈普会^{1,2} 李 念^{1,2}

(1. 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;
2. 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)

摘要:在低速冲击载荷作用下,建立了一种适用于铺层总数较多的复合材料层合板的损伤预测模型。采用三维 Puck 失效准则预测层内纤维与基体的破坏,并获得基体失效时的断裂面角度。根据低速冲击下复合材料层合板的层间分层损伤机理,同时考虑面内横向正应力、厚度方向正应力、层间剪应力和相邻铺层的损伤状态等因素对界面分层的影响,发展了一种新的冲击分层失效准则。为快速有效地预测铺层总数较多的复合材料层合板的冲击损伤,通过对单元积分点处的应变进行线性插值,提出了在单个实体单元内预测多个铺层损伤的数值计算方法。模型成功预测了受冲击层合板具体的失效模式,预测的分层形状和尺寸与试验值吻合较好,并显著减少了有限元模型的规模,表明本文所发展的数值方法对预测复合材料层合板低速冲击损伤的有效性。

关键词:复合材料;低速冲击;Puck 准则;分层失效准则;包含多个铺层的实体单元

中图分类号: TB33 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0341-08

Damage Prediction Model for Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact

Chen Puhui^{1,2}, Li Nian^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;
2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A method is developed to predict numerically the damage of composite laminates with more plies under low velocity impact loading. The Puck criterion for 3D stress states is adopted to model the intralaminar damage including matrix cracking and fiber breakage, and to obtain the orientation of the fracture plane due to matrix failure. According to interlaminar delamination mechanism, a new delamination criterion is proposed. The influence of transverse and through-thickness normal stress, interlaminar shear stress and damage conditions of adjacent plies on delamination is considered. In order to quickly and efficiently predict the impact-induced damage of composite laminates with more plies, an approach, which can predict the specific damage of several plies in a single solid element, is proposed by interpolation on the strains of element integration points. Moreover, the proposed model can predict specific failure modes. A good agreement between the predicted delamination shapes and sizes and the experimental results shows correctness of the developed numerical method for predicting low velocity impact damage on composite laminates.

Key words: composite; low velocity impact; Puck criterion; delamination criterion; solid element representing stacks of plies

收稿日期:2013-12-24;修订日期:2014-04-09

作者简介:陈普会,男,1964年生,博士,教授,博士生导师。主要从事飞机结构设计的教学与科研工作。1992~1994年赴德国宇航院结构力学研究所从事科技合作。专长于复合材料结构设计与分析。

通信作者:陈普会, E-mail: phchen@nuaa.edu.cn。

先进复合材料在航空结构的使用和研究结果表明^[1],低速冲击损伤严重威胁复合材料结构强度,在冲击表面无任何征兆的情况下使其剩余强度急剧下降。另外,复合材料冲击损伤特性研究对后续检测与结构剩余强度预估至关重要,只有获得冲击后的具体失效形式、损伤面积等信息,才能对结构的剩余强度做进一步评估。鉴于此,复合材料结构的低速冲击损伤问题一直是国内外关注的焦点之一。

复合材料冲击损伤为多损伤耦合失效模式,损伤的萌生、累积、演变过程复杂,目前多数研究者采用连续损伤累积模型研究复合材料层合板在冲击载荷下的破坏过程^[2-4]。连续损伤累积模型通过强度准则预测损伤的萌生,并采用刚度折减的方法模拟损伤扩展的过程。国际复合材料失效准则竞赛^[5-6]根据典型树脂基复合材料层合板的大量试验数据,对一系列复合材料强度理论进行评估,结果表明基于单向板破坏机理的 Puck^[7]失效准则的预测结果与试验值吻合良好。因此近年来,国外已有学者尝试在复合材料层合板的低速冲击问题中应用 Puck 准则判断材料的损伤萌生,Faggiani^[8]和 Shi^[9]等采用 Puck 准则判断损伤起始,但其断裂面角度仅根据压缩试验中观测的断裂面角度确定,不能代表冲击条件下层合板的实际受力状态,预测的分层形状与试验差别较大,而且他们引入粘接元模型模拟层间分层损伤,Raimondo^[10]指出冲击问题中,在每个铺层间均加入粘接元模拟分层的方法会严重影响计算效率,对于铺层总数为 16 层的层合板,每个界面间均加入粘接元的模型将导致 CPU 的计算时间延长至原模型的 30~40 倍,使得用粘接元模拟低速冲击过程中层间分层的方法难以应用于实际复合材料航空结构的设计和分析中。

本文针对铺层总数为 32 层的 T300/NY9200Z 碳纤维增强树脂基复合材料层合板的落锤冲击试验,利用数值分析方法模拟层合板的低速冲击响应。采用三维 Puck 失效准则判断层内损伤起始,并根据低速冲击下复合材料层合板的层间分层损伤机理,发展了一种新的层间失效准则,同时为提高计算效率,对单元积分点处的应变插值,提出了在单个实体单元内预测多个铺层损伤的计算方法。通过商用有限元软件 ABAQUS 并结合自编材料子程序 VUMAT 实现了对低速冲击过程的模拟,给出了冲击后层合板的具体损伤形式及层间分层的尺寸和面积。

1 冲击损伤数值仿真模型

1.1 面内失效准则

采用三维 Puck 失效准则判断冲击载荷下层合板损伤的萌生,Puck 准则将复合材料的损伤分为纤维失效(Fibre failure, FF)与基体失效(Interfibre failure, IFF),并根据不同的损伤形式定义了各自的破坏包线,其中纤维失效包括

纤维拉伸失效($\sigma_1 \geq 0$)

$$f_{FF} = \frac{\sigma_1}{R_p^t} \geq 1 \quad (1)$$

纤维压缩失效($\sigma_1 < 0$)

$$f_{FF} = -\frac{\sigma_1}{R_p^c} \geq 1 \quad (2)$$

式中 R_p^t 和 R_p^c 分别为沿纤维方向的拉伸与压缩强度。

基于 Mohr 的脆性材料断裂面假设,Puck 认为复合材料基体的脆性断裂将会产生一个与层内纤维方向平行的断裂面。图 1 定义了作用在断裂面上的应力,图中坐标系 1-2-3 为单向板的自然坐标系,坐标系 $l-n-t$ 为断裂面的局部坐标系。

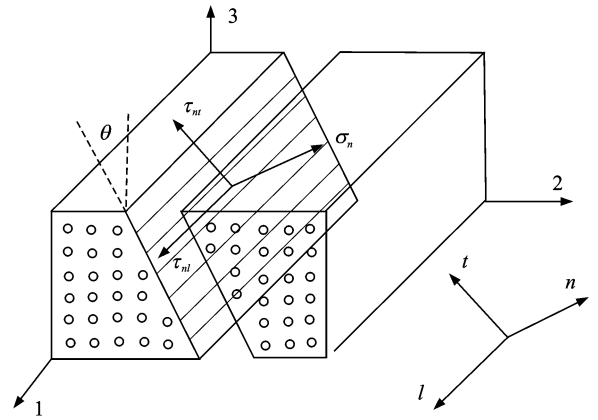


图 1 作用在断裂面上的应力定义

Fig. 1 Definition of stresses acting on fracture plane

设基体潜在断裂面角度为 θ , θ 角的取值区间为 $[-90^\circ, 90^\circ]$,那么断裂面上的应力大小为

$$\begin{aligned} \sigma_n(\theta) &= \sigma_2 \cos^2 \theta + \sigma_3 \sin^2 \theta + 2\tau_{23} \sin \theta \cos \theta \\ \tau_{nt}(\theta) &= (\sigma_3 - \sigma_2) \sin \theta \cos \theta + \tau_{23} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \\ \tau_{nl}(\theta) &= \tau_{13} \sin \theta + \tau_{12} \cos \theta \end{aligned} \quad (3)$$

基体失效函数是关于断裂面角度的函数,函数表示如下

基体拉伸失效($\sigma_n \geq 0$)

$$f_{IFF}(\theta) = \left[\left(\frac{1}{R_{\perp}^t} - \frac{p_{\perp}^t}{R_{\perp}^t} \right)^2 \sigma_n^2(\theta) + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{\perp}^t} \right)^2 + \right.$$

$$\left[\left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{R_{\perp P}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{p_{\perp\psi}^c}{R_{\perp\psi}^c} \sigma_n(\theta) \quad (4)$$

基体压缩失效 ($\sigma_n < 0$)

$$f_{\text{IFF}}(\theta) = \left[\left(\frac{p_{\perp\psi}^c}{R_{\perp\psi}^c} \sigma_n(\theta) \right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{R_{\perp\perp}^A} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{R_{\perp P}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} + \frac{p_{\perp\psi}^c}{R_{\perp\psi}^c} \sigma_n(\theta) \quad (5)$$

$$R_{\perp\perp}^A = \frac{R_{\perp}^c}{2(1 + p_{\perp\perp}^c)} \quad (6)$$

$$\frac{p_{\perp\psi}^{t,c}}{R_{\perp\psi}^A} = \frac{p_{\perp\perp}^{t,c}}{R_{\perp\perp}^A} \cos^2 \psi + \frac{p_{\perp P}^{t,c}}{R_{\perp P}^A} \sin^2 \psi \quad (7)$$

$$\cos^2 \psi = \frac{\tau_{nt}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{n\perp}^2} \quad (8)$$

式中: R_{\perp}^c 和 R_{\perp}^c 分别为单向板垂直于纤维方向的拉伸与压缩强度; $R_{\perp P}$ 为基体内剪切强度。相关参数 $p_{\perp P}^c$, $p_{\perp P}^t$, $p_{\perp\perp}^c$, $p_{\perp\perp}^t$ 需由多轴试验确定, 在缺少相关试验的情况下, 本文根据文献[11]的推荐, 对于碳纤维增强复合材料, 将上述4个参数的值分别取为0.35, 0.30, 0.27和0.27。

在多向应力的共同作用下, 基体失效发生在对断裂抑制效果最小的平面上, 这个平面即是基体的潜在断裂面。基体失效函数的极大值对应的角度为潜在断裂面角度 θ , 可以通过数值方法搜索求得。当基体失效函数的极大值大于1时, 单向板发生基体断裂, 断裂时的角度为基体实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 。

1.2 层间失效准则

虽然粘接元模型能够准确地描述层间分层的萌生和扩展过程^[12-14], 但是在所有铺层间均加入粘接元的方法会显著增加计算规模, 尤其对铺层总数较多的复合材料结构影响明显, 严重限制了此方法在实际复合材料航空结构设计与分析中的应用。Choi和Chang^[15-16]根据碳/环氧复合材料层合板的冲击试验结果, 认为冲击过程中层间分层产生的原因主要包括受剪和受弯两种, 当界面主要承受层间纵向剪应力 τ_{13} 和层间横向剪应力 τ_{23} 的作用时, 将因剪切产生分层, 当界面主要承受层间纵向剪应力 τ_{13} 和面内横向正应力 σ_2 的作用时, 将因弯曲产生分层。另外, 考虑到有限元动态显式求解中单元损伤前后的应变变化较应力变化平缓, 故本文在Choi-Chang层间损伤模型的基础上, 发展了一种基于应变的冲击分层失效准则, 准则可以判断分层在层合板中发生的具体位置, 表示如下

$$D_a \left[K_r \left(\frac{\epsilon_{23}^n}{S^e} \right)^2 + K_r \left(\frac{\epsilon_{13}^{n+1}}{S^e} \right)^2 + K_\sigma \left(\frac{\epsilon_2^{n+1}}{Y_t^e} \right)^2 \right] \geq 1 \quad (9)$$

式中: D_a 为由低速冲击试验确定的常数, 上标 n 和 $n+1$ 分别表示界面的上铺层和下铺层; ϵ_{23}^n 为上铺层的层间横向剪应变; ϵ_{13}^{n+1} 为下铺层的层间纵向剪应变; ϵ_2^{n+1} 为下铺层的面内横向正应变; S^e 和 Y_t^e 分别表示单向板的层间剪切强度和面内横向拉伸强度对应的应变。准则中下铺层的面内横向拉应变 ($\epsilon_2^{n+1} > 0$) 使基体裂纹张开从而加速界面失效 ($K_\sigma = 1$), 而面内横向压应变 ($\epsilon_2^{n+1} < 0$) 则使基体裂纹闭合而对界面失效没有影响 ($K_\sigma = 0$)。

相关研究表明^[3], 冲击导致的分层受单向板厚度方向正应力的影响, 故在改进的分层准则中定义 K_r 描述厚度方向正应变对因剪切造成的分层的影晌, 当该正应变为拉应变时, 会对界面产生剥离作用, 加速界面失效; 当为压应变时, 则会抑制界面分层, 直至压应变过大导致基体在厚度方向压溃后, 将加速分层的产生。 K_r 具体表示为

当 $\epsilon_3^n < 0$ 时

$$K_r = \begin{cases} \left(1 - \left| \frac{\epsilon_3^n}{Z_c^e} \right| \right)^2 & \left| \frac{\epsilon_3^n}{Z_c^e} \right| < 1 \\ \left(1 + \left| \frac{\epsilon_3^n}{Z_c^e} \right| \right)^2 & \left| \frac{\epsilon_3^n}{Z_c^e} \right| \geq 1 \end{cases}$$

当 $\epsilon_3^n \geq 0$ 时

$$K_r = \left(1 + \left| \frac{\epsilon_3^n}{Z_c^e} \right| \right)^2 \quad (10)$$

式中: ϵ_3^n 为上铺层的厚度方向正应变; Z_t^e 和 Z_c^e 为单向板沿厚度方向的拉伸与压缩强度对应的应变。

1.3 刚度折减策略

材料出现损伤后, 损伤区域内的材料性能将发生退化。与一般复合材料损伤后刚度折减方法不同的是, 基于Puck准则的刚度折减方法认为基体破坏导致的刚度折减不仅与载荷形式有关, 而且与实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 有关^[11]。例如当 $\bar{\theta} = 0^\circ$ 时, 损伤单元不能够承受横向拉伸载荷, 但能够承受沿厚度方向的拉伸载荷; 当 $\bar{\theta} = 90^\circ$ 时, 损伤单元不能承受沿厚度方向的拉伸载荷, 却可以承受横向拉伸载荷。另外断裂面角度对压缩载荷不产生影响, 即对于任意断裂面角度, 损伤单元都可以承受一定的压缩载荷。定义变量 n 描述不同断裂面角度对相应刚度折减的影响, n 是关于实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 的三角函数

$$n = \left(\frac{1 - n_{\min}}{2} \right) \cos[2(\bar{\theta} - \theta_{\text{md}})] + \frac{1 + n_{\min}}{2} \quad (11)$$

式中: n_{\min} 为刚度折减的最小值, 表示某种载荷下特定的断裂面角度 $\bar{\theta}(n(\bar{\theta}) = n_{\min})$ 对材料刚度折减的

没有影响; θ_{md} 为刚度折减最大时的断裂角度,即当 $\bar{\theta}=\theta_{\text{md}}$ 时, n 达到最大值。表 1 为基体失效时材料所需退化的弹性常数对应的 θ_{md} 值。

表 1 控制相应弹性常数折减的 θ_{md} 值

Tab. 1 Values of θ_{md} controlling the degradation on the respective elastic constants

θ_{md}	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}
$n_i/(\circ)$	0	90			
$n_{ij}^+ /(\circ)$			0	90	45
$n_{ij}^- /(\circ)$			0	90	-45

注: n_{ij}^+ , n_{ij}^- 为对应 ij 剪切载荷为正、负的情况

在满足相应的失效准则后,材料性能将根据不同情况进行有限刚度折减。目前折减系数没有公认的取值,不同的学者对于需要退化的弹性模量以及折减系数的具体值都不尽相同^[17-20],因此本文的折减系数主要参考文献^[21],并根据基体的实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 进行折减,具体折减方法为:纤维失效时 E_1, G_{12}, G_{13} 退化至初始值的 0.07;基体压缩失效时由于 E_2, E_3 的退化与断裂面角度无关,故直接退化至初始值的 0.4;基体拉伸失效时 E_2, E_3 退化至初始值的 $(1-0.8n(\bar{\theta}))$,即 E_2, E_3 最大退化至初始值的 0.2,当刚度折减为最小值时($n(\bar{\theta})=n_{\text{min}}$),此时的断裂面角度 $\bar{\theta}$ 对 E_2, E_3 的退化没有影响,因此与基体压缩失效时的折减系数一致,即 E_2, E_3 最小退化至初始值的 0.4($n_{\text{min}}=0.75$);文献^[11]研究表明材料在基体损伤后的剪切模量与弹性模量的退化间存在比例系数 $k(k=0.755)$,故基体失效时的 G_{12}, G_{13}, G_{23} 退化至初始值的 $(1-0.8kn(\bar{\theta}))$;层间出现分层时,材料将不再有能力承受层间剪力及厚度方向的冲击载荷,同时为防止出现单元畸变,将 E_3, G_{13}, G_{23} 退化至初始值的 0.1。

2 落锤冲击试验

2.1 试验概述

落锤冲击试验方法参考 ASTM D7136 标准。试件长 150 mm,宽 100 mm,平均厚度为 3.7 mm。采用均衡对称铺层,铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_{4S}$,铺层总数共 32 层,材料体系为 T300/NY9200Z 碳纤维增强树脂基复合材料,基本性能如表 2 所示,表中各强度对应的应变由一维情况下的应力应变表达式^[22]计算得到,并且认为复合材料中沿厚度方向的拉伸与压缩强度分别等于其面内垂直于纤

表 2 T300/NY9200Z 复合材料的基本性能

Tab. 2 Material properties of T300/NY9200Z composite

性能参数	参数值	性能参数	参数值
E_1/GPa	137	$R_{//}^y/\text{MPa}$	1 747
E_2/GPa	9.3	$R_{//}^c/\text{MPa}$	1 357
E_3/GPa	9.3	R_{\perp}^y/MPa	67
ν_{12}	0.31	R_{\perp}^c/MPa	170
ν_{13}	0.31	$R_{\perp//}/\text{MPa}$	124
ν_{23}	0.3	$Y_i^t/\mu\epsilon$	7 204
G_{12}/GPa	5.3	$Z_i^t/\mu\epsilon$	7 204
G_{13}/GPa	5.3	$Z_i^c/\mu\epsilon$	18 280
G_{23}/GPa	3.8	$S^e/\mu\epsilon$	24 474

维方向的拉伸与压缩强度。

试验时将试件置于 125 mm×75 mm 的矩形开口简支支持夹具上,四周由 4 个夹子夹紧。试验中通过改变落锤质量和高度来调节冲击能量,冲头为直径 16 mm 的半球形光滑钢球,落锤装置为便携式落锤装置,试件的分层面积由 IUCS-II 型便携式 C 扫描系统测得。

2.2 数值分析模型

为验证数值方法的有效性,利用上述连续损伤累积分析方法对落锤冲击试验进行数值模拟,获取不同冲击能量下的分层损伤面积。由于钢制冲头的刚度远大于层合板厚度方向的刚度,故不考虑冲头变形,将其视为刚体。层合板尺寸、材料以及铺层与试验一致。根据试验时试件的夹持条件,模型的边界条件为矩形开口处简支,同时在层合板拐角处固支,以防止其发生转动。

冲击载荷下,层合板每层的应力与损伤状态都与自身铺层密切相关,因此为得到精确的计算结果,通常将厚度方向的每一层均离散为一个实体单元,然而对于铺层总数共 32 层的试件,需要计算的自由度数量巨大,而且在有限元动态显式求解中,分析允许的最大稳定增量步为稳定极限值,该值与最小单元尺寸成正比^[23],由于每层单元的单元长度很小(一般等于单层厚度),大大降低稳定极限值,使得计算时间冗长。

为了减少实体单元的数量,提高计算效率,本文提出了在单个实体单元内预测多个铺层损伤的数值计算方法。假设铺层总数为 6 层,每个实体单元代表 2 层复合材料,那么层合板的厚度方向只需要 3 个实体单元模拟,如图 2 所示,图中 $\epsilon_i(i=1,$

3)表示第 i 个线性减缩积分实体单元的积分点应变, ϵ_i^j ($i=1,3;j=1,2$)表示第 i 个实体单元内第 j 层的局部应变。

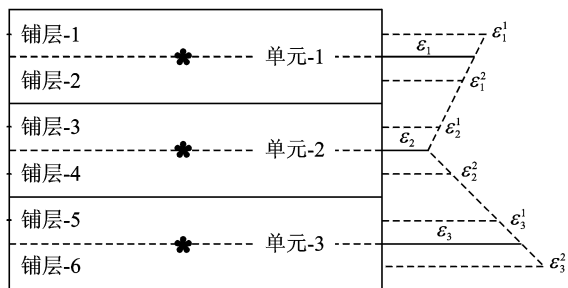


图 2 代表多个铺层的实体单元

Fig. 2 Solid elements representing stacks of multiple plies

因为单元内各铺层变形协调,计算中首先在总体坐标系中通过在层合板的厚度方向上对相邻单元的积分点应变 ϵ_i 进行线性插值得到铺层的局部应变 ϵ_i^j ,然后对局部应变 ϵ_i^j 进行坐标转换,求得铺层局部坐标系下的应力,并根据 Puck 准则和层间失效准则判断材料是否失效,如果发生破坏则对失效铺层进行刚度折减,最后计算实体单元的等效刚度矩阵和单元的总应力。数值计算层合板低速冲击损伤的主要流程见图 3。

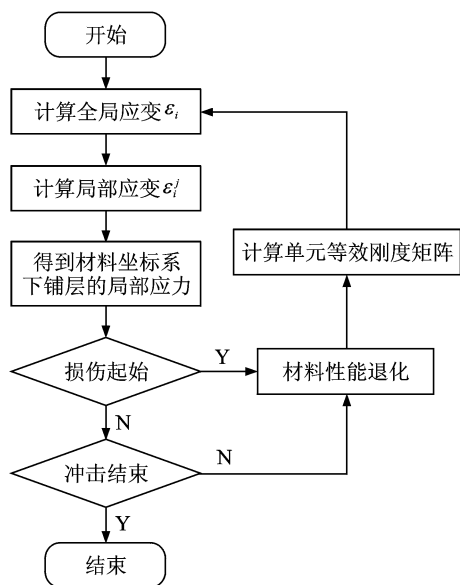


图 3 渐进损伤分析基本流程

Fig. 3 Progressive damage analysis flow

采用上述计算方法,对铺层总数为 32 层的试件在厚度方向上划分为 8 个线性减缩积分实体单元,即每个实体单元可以预测 4 个铺层的损伤状态。有限元建模过程中,网格在冲击中心区域附近

细化,大小为 $1.5\text{ mm} \times 1.5\text{ mm}$,共 28 672 个单元。复合材料层合板的低速冲击模型见图 4。

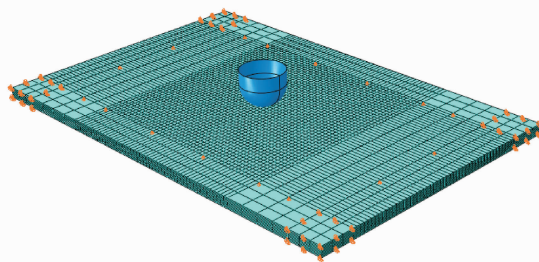


图 4 复合材料层合板低速冲击模型

Fig. 4 Low velocity impact model of composite laminates

层间失效准则中的常数 D_a 通过以下方法确定:选取某一种冲击能量下的试件(M7),当 D_a 值为 1.0 时,预测得到的分层尺寸与试件 M7 的试验值接近,再确定 D_a 值($D_a=1.0$)预测剩余试件的分层损伤。

2.3 数值计算结果与分析讨论

目前普遍使用冲击后压缩强度(Compression after impact, CAI)来评价复合材料航空结构的损伤容限,复合材料结构冲击后的分层损伤尺寸和面积对剩余强度评估至关重要。不同冲击能量下,试件分层面积的数值预测结果与试验值的比较见图 5。总体来说分层损伤面积的预测值和试验数据比较接近,分层面积的实测数据点均匀地分布在预测数据点的两侧。

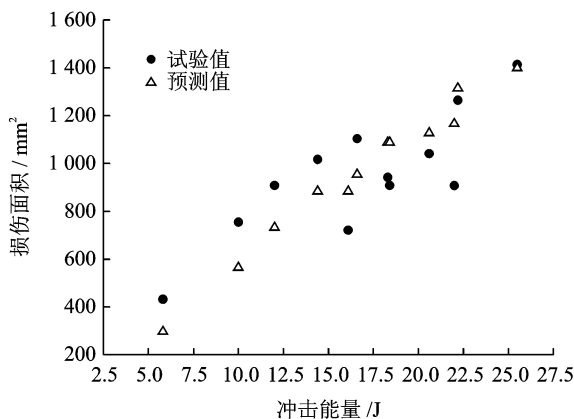


图 5 试件的损伤面积-冲击能量曲线

Fig. 5 Damage area vs impact energy curve for specimens

表 3 为不同冲击能量下,试件分层损伤尺寸的数值预测结果与试验值的比较,表中分层损伤的长度方向与层合板长轴方向一致,即与试件的 0° 纤维方向平行。从表 3 中可以看出数值预测的分层损伤尺寸与试验结果总体较为吻合,其中试件 M10

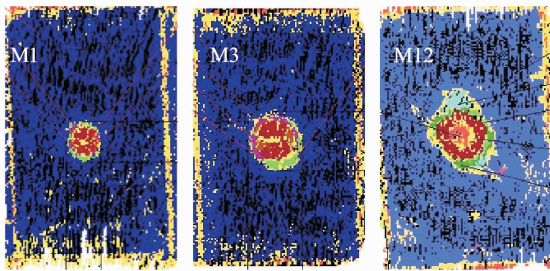
表3 分层尺寸的试验值和预测值比较

Tab.3 Comparison of test data and numerical results for delamination sizes

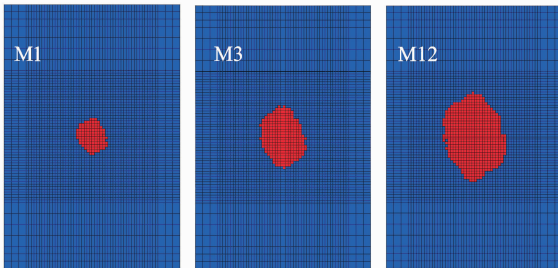
编号	冲头质量/ kg	能量/ J	试验/mm		有限元/mm	
			长度	宽度	长度	宽度
M1	0.625	5.8	25	22	21.0	18
M2	0.983	10.0	31	31	30.0	24
M3	1.162	12.0	34	34	34.5	27
M4	1.357	14.4	37	35	37.5	30
M5	1.553	16.1	34	27	37.5	30
M6	1.578	16.6	38	37	40.5	30
M7	1.775	18.3	40	30	42.0	33
M8	1.716	18.4	34	34	42.0	33
M9	1.911	20.6	39	34	43.5	33
M10	2.058	22.0	35	33	45.0	33
M11	2.107	22.2	46	35	46.5	36
M12	2.359	25.5	45	40	49.5	36

的数值计算的损伤长度与试验值误差最大为 28.6%，试件 M2 的损伤宽度与试验值误差最大为 22.3%。

C 扫描检测与数值分析结果表明，分层损伤的投影形状大致呈圆形或椭圆形，如图 6 所示，数值计算得到的层间分层形状和大小与实际分层损伤情况吻合良好，验证了本文预测方法的有效性。



(a) C扫描结果



(b) 有限元预测结果

图6 试件 C 扫描和数值分析预测的分层损伤图比较
Fig.6 Comparison of delamination images by C-scan and numerical analysis for typical specimens

Puck 准则中当基体失效后，损伤材料会产生断裂面，该断裂面与失效时单向板的应力状态密切相关，表 4 为三维应力单独作用下 Puck 准则预测的基体实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 的具体值。

表4 单独应力作用下的实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ Tab.4 Realistic fracture plane angle $\bar{\theta}$

under single stress						(°)
$\bar{\theta}$	σ_2	σ_3	τ_{12}	τ_{13}	τ_{23}	
正	0	90	0	90	45	
负	52	40	0	90	45	

为研究低速冲击条件下复合材料层合板基体失效时的应力状态，图 7 给出了试件 M11 基体最终失效时各铺层的实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 的分布情况，参考坐标系为每个铺层材料的主轴坐标系，图中的断裂面角度值通过对相应铺层内所有损伤单元的 $\bar{\theta}$ 角度值取平均得到。

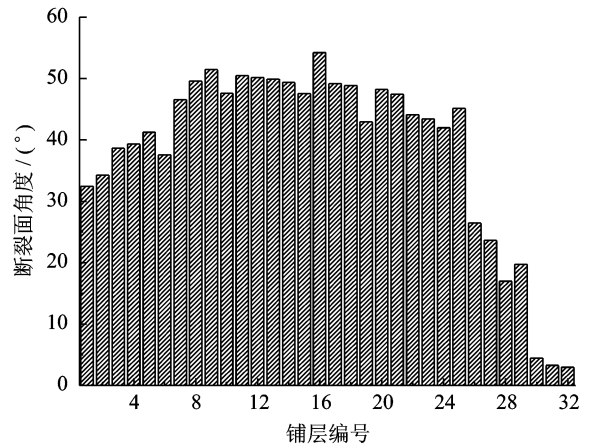


图7 三维 Puck 准则预测的铺层断裂面角度值

Fig.7 Fracture plane angle in plies predicted by 3D Puck failure criterion

试件 M11 各铺层的实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 的分布情况表明，试件邻近冲击表面的铺层（第 1 层～第 7 层）的断裂面角度大约集中在 40° 附近，接近厚度方向压应力 σ_3 单独作用时基体的实际断裂面角度（表 4），说明受冲头的影响，邻近冲击表面的铺层主要承受冲头在厚度方向上的压力而使得材料基体面外压缩失效。冲击过程中层间剪应力沿板厚度方向呈抛物线状分布^[16]，层合板中部铺层承受的层间剪应力最大，中部铺层（第 8 层～第 25 层）的断裂面角度在 $43^\circ \sim 54^\circ$ 之间变化，说明中部铺层的基体失效主要是由层间剪应力所致。在冲击载荷下，夹持边界会对层合板产生弯矩导致其出现弯

曲变形,使得邻近冲击背面的铺层受面内横向拉应力 σ_2 作用,所以从第26层起,层内的实际断裂面角度 $\bar{\theta}$ 开始逐渐减小,冲击背面最外层的断裂面角度只有 3° ,接近面内横向拉应力单独作用时的角度,最外层的基体裂纹面几乎垂直于板平面,说明邻近冲击背面的铺层因面内横向拉应力产生基体拉伸破坏。

从最终的损伤分布来看,低速冲击载荷下邻近冲击表面铺层的基体损伤范围较小,邻近冲击背面铺层的基体损伤范围较大,层合板中的大部分铺层因层间剪切破坏,因板弯曲而拉坏的铺层只少量集中于邻近冲击背面。

有限元计算中,对于铺层总数共32层的典型冲击试件,当采用相同网格密度($1.5\text{ mm} \times 1.5\text{ mm}$)时,如果将每个铺层均离散为厚度方向的一个实体单元,共需要114 688个线性减缩积分实体单元,稳定时间增量步长约为 $2 \times 10^{-9}\text{ s}$ 。采用本文提出的在单个实体单元内预测多个铺层损伤的方法,如每个单元内沿厚度方向代表4个铺层,那么有限元所需计算的单元总数减少至28 672个,稳定时间增量步长增加至 $4.5 \times 10^{-8}\text{ s}$,证明了本文提出的冲击损伤预测方法能够提高计算效率,较好地解决复合材料航空结构低速冲击问题中计算精度和计算效率的矛盾,适用于实际复合材料航空结构的损伤容限的设计与分析。

3 结 论

(1)建立了一种适用于复合材料层合板的低速冲击损伤数值预测模型。层内损伤通过三维Puck失效准则判断,结合折减系数和基体失效时的实际断裂面角度对材料进行刚度折减,并根据冲击过程中复合材料分层失效的力学机理,发展了一种新的分层失效准则以判断层间损伤。所预测的分层损伤的形状和面积与试验结果吻合较好,验证了此模型的有效性。

(2)基体失效时实际断裂面角度的分布情况表明:邻近冲击表面的铺层因承受冲头在厚度方向上的压力而使基体面外压缩失效;中部铺层因层间剪应力而使基体剪切失效;邻近冲击背面的铺层因层合板面外弯曲变形产生的面内横向拉应力而使基体拉伸破坏。

(3)冲击载荷下层合板中的大部分铺层因层间剪切破坏,因板弯曲而拉坏的铺层只少量集中于邻近冲击背面。

(4)本文提出的在单个实体单元内预测多个铺

层损伤的方法,适用于复合材料结构的低速冲击损伤的预测,尤其对于铺层总数较多的层合板,能够减少实体单元数量,提高计算效率,是一种快速、有效的复合材料结构低速冲击损伤预测方法。

参考文献:

- [1] Smith P J, Wilson R D. Damage tolerant composite wing panels for transport aircraft[R]. NASA CR-3951, 1985.
- [2] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2000,60(2):273-281.
- [3] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C. Delamination criterion for laminated composites under low-velocity impact [J]. Composites Science and Technology, 2001, 61 (14):2069-2074.
- [4] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(9):834-855.
- [5] 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]. Comp Sci Tech, 2002, 62 (12):1725-1797.
- [6] Soden P D, Kaddour A S, Hinton M J. Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise[J]. Comp Sci Tech, 2004,64(3):589-604.
- [7] Puck A, Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models[J]. Compos Sci Technol, 1998, 58 (10): 1045-1067.
- [8] Faggiani A, Falzon B G. Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel[J]. Composites: Part A, 2010,41(6):737-749.
- [9] Shi Y, Swait T, Soutis C. Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact[J]. Composite Structures, 2012, 94 (19): 2902-2913.
- [10] Raimondo L, Iannucci L, Robinson P, et al. A progressive failure model for mesh size independent FE analysis of composite laminates subject to low-velocity impact damage[J]. Composite Science and Technology, 2012,72(5):624-632.
- [11] Deuschle H M. 3D failure analysis of UD fibre reinforced composites: puck's theory within FEA[D]. Germany: University Stuttgart, 2010.
- [12] Kim E H, Rim M S, Lee I, et al. Composite damage

- model based on continuum damage mechanics and low velocity impact analysis of composite plates[J]. *Composite Structures*, 2013,95(2):123-134.
- [13] Aymerich F, Dore F, Priolo P. Simulation of multiple delaminations in impacted cross-ply laminates using a finite element model based on cohesive interface elements[J]. *Composites Science and Technology*, 2009,69(11):1699-1709.
- [14] 朱炜焱,许希武. 复合材料层合板低速冲击损伤的有限元模拟[J]. *复合材料学报*, 2010,27(6):200-207.
Zhu W Y, Xu X W. Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010,27(6):200-207.
- [15] Choi H Y, Downs R J, Chang F K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact, part I[J]. *Journal of Composite Materials*, 1991,25(8):992-1011.
- [16] Choi H Y, Downs R J, Chang F K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composites due to low-velocity impact, part II[J]. *Journal of Composite Materials*, 1991,25(8):1012-1038.
- [17] 温卫东,徐颖,崔海波. 低速冲击下复合材料层合板损伤分析[J]. *材料工程*, 2007,7(7):6-11.
Wen Weidong, Xu Ying, Cui Haibo. Damage analysis of laminated composites under low velocity impact loading[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2007,7(7):6-11.
- [18] Choi H Y, Chang F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact[J]. *Journal of Composite Materials*, 1992,26(14):2134-2169.
- [19] 朱炜焱,许希武. T300/QY8911 层合板低速冲击试验及有限元模拟[J]. *材料科学与工程学报*, 2011,31(1):68-73.
Zhu Weiyao, Xu Xiwu. Experiment and finite element simulation in T300/QY8911 laminate under low velocity impact[J]. *Journal of Materials Science & Engineering*, 2011,31(1):68-73.
- [20] 叶强,王仁鹏,陈普会. 准静态压痕力作用下复合材料层合板的凹坑深度预测方法[J]. *复合材料学报*, 2012,29(1):144-149.
Ye Qiang, Wang Renpeng, Chen Puhui. Prediction of the dent depth of composite laminates subjected to quasi-static indentation[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012,29(1):144-149.
- [21] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1999,33:2248-2280.
- [22] Huang C H, Lee Y J. Experiments and simulation of the static contact crush of composite laminated plates [J]. *Composite Structures*, 2003,61(3):265-270.
- [23] ABAQUS/explicit version 6.10, analysis user's manual[M]. Rhode Island: Hibbit, Karlsson and Sorenson Inc., 2010.