复合材料低速冲击损伤分析方法

刘德博 关志东 陈建华 黎增山

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究复合材料层间损伤,建立了一种新型零厚度界面单元模型,可以准确预测复合材料低速冲击与冲击后压缩过程中的分层损伤. 模型包括本构关系建立、损伤准则和损伤演化引入,并在大型商用有限元软件 ABAQUS 用户单元子程序 VUEL 中实现. 层内使用三维实体单元,采用三维 Hashin 准则作为纤维与基体损伤的判据,并在用户子程序 VUSDFLD 中实现. 将该模型应用于国产碳纤维增强树脂基复合材料(CCF300/5428)低速冲击与冲击后压缩的模拟分析中. 结果表明:此方法能够准确预测复合材料低速冲击与冲击后压缩过程中的损伤,为复合材料低速冲击损伤分析提供了一种有效的方法.

关 键 词: 复合材料; 界面单元; 有限元分析; 低速冲击; 冲击后压缩

中图分类号: V 257

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)03-0422-05

Composite damage analysis subjected to low-velocity impact

Liu Debo Guan Zhidong Chen Jianhua Li Zengshan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A new type of zero-thickness cohesive element model was proposed to study the composite interlaminar damage. The delamination propagation of laminates subjected to low-velocity impact can be predicted accurately by the model. The model consisted of constitutive relationship, damage criterion and damage evolvement. The model was implemented with the commercial finite element software ABAQUS using the user subroutine VUEL. 3D solid element was used in plies and 3D Hashin damage criterion was used with VUSDFLD to predict the fiber and resin damage. Finally, the model was used to predict the progress of delamination in the impact test and compression after impact (CAI) test of domestic carbon fiber/resin composite (CCF300/5428). The result shows that this cohesive element is effective to detect delamination during impact and CAI.

Key words: composite; interface element; finite element analysis(FEA); low-velocity impact; compression after impact(CAI)

先进复合材料与传统金属材料相比,具有比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀等许多优异特性,将其用于飞机结构上,可使结构减重 20% ~30%[1]. 在复合材料层板中,层内基体开裂与层间分层是主要的损伤形式,特别是在遇到面外小能量冲击时,表面无明显损伤,但内部却出现了分层.

目前,国内外很多复合材料方面的学者对复合材料低速冲击问题展开研究[2-3]. 对于冲击后的压缩问题,通常采用开口等效法[4]、软化夹杂法[5]和子层屈曲法[6]等近似模拟冲击后损伤. 有些学者采用了虚拟裂纹闭合技术(VCCT)[7],但是此技术需要假设初始分层区域,对网格划分要求较高,在计算过程中容易出现收敛性问题.

收稿日期: 2011-11-08; **网络出版时间**: 2012-03-09 10:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120309.1036.007.html

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(973 计划)资助项目(2010CB631103)

作者简介: 刘德博(1984 -),男,山东临清人,博士生,liudebo@ase.buaa.edu.cn.

为从物理机制上分析复合材料分层损伤,出现了很多种利用界面单元的分析模型[8-10]. 由于界面单元的引入,采用隐式积分方法往往存在收敛性问题,尤其是当出现损伤后,时间步长变得非常短以致无法完成计算[11].

本文将复合材料层内与层间分别建模,层内采用三维实体单元与 Hashin 准则,层间建立了一种基于物理机制的零厚度界面单元及其损伤演化理论,求解采用显式积分方法,不存在收敛性问题,而且允许使用较粗的有限元网格,降低计算成本,同时实现了冲击后压缩与低速冲击的无缝连接. 最后利用此模型对国产碳纤维增强树脂基复合材料(CCF300/5428)的低速冲击与冲击后压缩过程进行了分析,并与试验结果对比,取得了比较理想的结果.

1　层间损伤及演化

界面单元的建立主要包括单元模型本构关系与损伤演化理论.

1.1　单元模型

本文基于物理机制建立了一种零厚度界面单元模型,模型有 8 个节点,其布置与 8 节点实体单元一致,几何模型如图 1 所示.

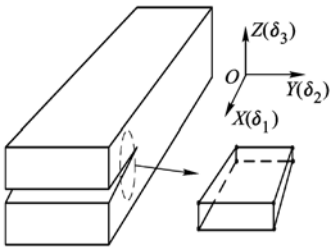

图 1　零厚度界面单元

界面单元中两两重合的节点为一个节点对,共有 4 对. 每个节点有 3 个自由度,共有 24 个自由度. 假设节点位移为

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{N}} = (u_{1x}, u_{1y}, u_{1z}, \cdots, u_{8x}, u_{8y}, u_{8z})^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

则每一个节点对的相对变形量为

$$\Delta\boldsymbol{u} = (-\boldsymbol{I}_{12\times12} \mid \boldsymbol{I}_{12\times12}) \cdot \boldsymbol{u}_{\mathrm{N}} \tag{2}$$

其中 $\boldsymbol{I}_{12\times12}$ 为单位对角矩阵.

首先将 8 节点的界面单元虚拟为 4 节点壳单元,如图 2 所示. 每一节点对的均值为虚拟壳单元的一个节点,虚拟节点坐标为

$$\boldsymbol{u}'_{\mathrm{N}} = \frac{1}{2}(\boldsymbol{I}_{12\times12} \mid \boldsymbol{I}_{12\times12}) \cdot \boldsymbol{u}_{\mathrm{N}} \tag{3}$$

虚拟壳单元的形函数如下:

$$h(\varepsilon,\eta) = (1+\varepsilon_i\varepsilon)(1+\eta_i\eta) \tag{4}$$

其中,ε_i,η_i 分别为局部坐标系下的局部坐标,取 -1 或 1;ε,η 为单元内任意一点的坐标,计算过程中,由所取积分点坐标来确定,本文取两节点的 Gauss 积分点. 任取其中某一积分点 I,则其坐标为

$$\boldsymbol{u}_I = \boldsymbol{H}(\varepsilon_I,\eta_I) \cdot \boldsymbol{u}'_{\mathrm{N}} \tag{5}$$

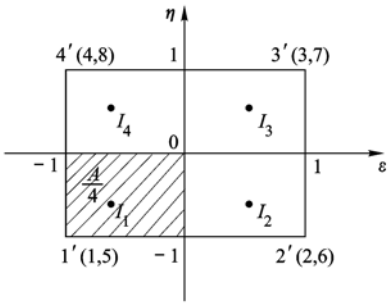

图 2　虚拟壳单元

当界面发生较大的弯曲变形时,用于计算载荷矢量的积分点处位移相对变形量要转化到局部坐标系下,计算得到局部坐标系下的载荷矢量后,再转换到整体坐标系下,从而确定了界面单元节点处的载荷矢量.

根据矢量外积理论,可以确定此积分点处的法向方向,公式如下:

$$\boldsymbol{t}_{\mathrm{n}} = \frac{1}{\left|\left|\dfrac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\varepsilon}\times\dfrac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\eta}\right|\right|}\left(\frac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\varepsilon}\times\frac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\eta}\right) \tag{6}$$

而切向方向可以定义为

$$\boldsymbol{t}_1 = \frac{1}{\left|\left|\dfrac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\varepsilon}\right|\right|}\cdot\frac{\partial\boldsymbol{u}_I}{\partial\varepsilon} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{t}_2 = \boldsymbol{t}_{\mathrm{n}} \times \boldsymbol{t}_1 \tag{8}$$

从而可以得到整体坐标系与局部坐标系的转换矩阵:

$$\boldsymbol{\Theta} = (\boldsymbol{t}_1, \boldsymbol{t}_2, \boldsymbol{t}_{\mathrm{n}}) \tag{9}$$

虚拟壳单元的 4 个节点变形量转化到局部坐标系下,可以表示为

$$\Delta\boldsymbol{u}_{\mathrm{L}} = \boldsymbol{\Theta}^{\mathrm{T}} \cdot \Delta\boldsymbol{u} \tag{10}$$

进而可以求得积分点处的相对变形:

$$\Delta\boldsymbol{u}_{I\mathrm{L}} = \boldsymbol{H}(\varepsilon_I,\eta_I) \cdot \Delta\boldsymbol{u}_{\mathrm{L}} \tag{11}$$

假设界面单元的刚度阵为对角矩阵

$$\boldsymbol{K} = \begin{bmatrix} K_{\mathrm{nn}} & 0 & 0 \\ 0 & K_{\mathrm{ss}} & 0 \\ 0 & 0 & K_{\mathrm{ss}} \end{bmatrix} \tag{12}$$

其中,K_{nn},K_{ss} 分别为积分点处的法向刚度和剪切刚度,一般取值如下式:

$$K_{ii} = \frac{\alpha E_i}{t} \tag{13}$$

其中,α 为大于 1 的一个系数,通常推荐其取值为

50[12]；E_i 为相应的弹性模量；t 为各铺层厚度的最小值.

可求得积分点处的载荷矢量如下：

$$\boldsymbol{F}_{IL} = \boldsymbol{K} \cdot \Delta \boldsymbol{u}_{IL} \tag{14}$$

将积分点上的载荷转换到单元节点上，见下式：

$$\boldsymbol{F}_{L} = \boldsymbol{F}_{IL} \cdot \boldsymbol{B} \tag{15}$$

其中 $\boldsymbol{B}$ 为 3×24 维的应变矩阵.

则整体坐标系下的载荷矢量为

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{F}_{L} \cdot \boldsymbol{\Theta} \tag{16}$$

1.2 失效准则与损伤演化

1.2.1 法向损伤演化

复合材料层板在受到冲击时，法线方向存在拉伸和压缩两种状态. 当受压时，无论是否存在损伤，其压缩刚度保持为初始刚度；当受拉时，其刚度根据损伤程度进行折减，如图 3 所示.

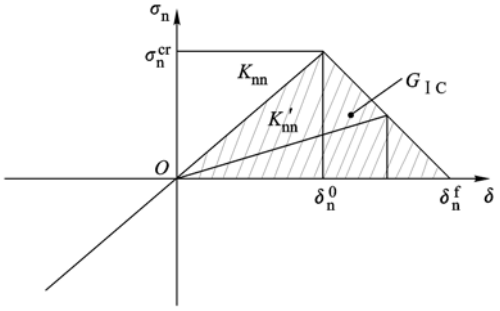

图 3 界面单元法向损伤演化

在加载过程中法向载荷确定方法如下：

$$F_n = \begin{cases} K_{nn}\delta & \delta \leqslant \delta_n^0 \\ \dfrac{(\delta_n^f - \delta)}{(\delta_n^f - \delta_n^0)} F_n^m & \delta_n^0 < \delta \leqslant \delta_n^f \\ 0 & \delta > \delta_n^f \end{cases} \tag{17}$$

其中，F_n^m 为法向拉伸破坏载荷；δ_n^0 为单元法向应力达到法向拉伸强度时的位移相对变形量；δ_n^f 为单元张开完全失效时的位移相对变形量. 其确定方法如下式：

$$F_n^m = \frac{A}{4}\sigma_n^{cr}, \delta_n^0 = \frac{\sigma_n^{cr}}{K_{nn}}, \delta_n^f = \frac{2G_{IC}}{\sigma_n^{cr}}$$

其中，A 为单元面积；G_{IC} 为材料的Ⅰ型层间能量释放率；σ_n^{cr} 为层间材料的拉伸强度.

在卸载时，可由下式确定：

$$F_n = \begin{cases} K_{nn}\delta & \text{未损伤或受压} \\ K'_{nn}\delta & \text{有损伤且受拉} \end{cases} \tag{18}$$

1.2.2 切向损伤演化

复合材料层板在受到冲击会产生一定弯曲，使层间存在剪应力，其损伤演化如图 4 所示.

加载过程中切向载荷确定方法如下：

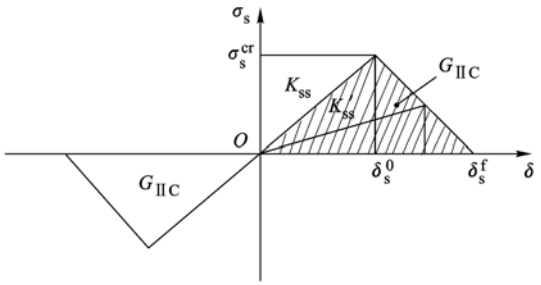

图 4 界面单元切向损伤演化

$$F_s = \begin{cases} 0 & \delta \leqslant -\delta_s^f \\ -\dfrac{(\delta - \delta_s^f)}{(\delta_s^0 - \delta_s^f)} F_s^m & -\delta_s^f < \delta \leqslant -\delta_s^0 \\ K_{ss}\delta & -\delta_s^0 < \delta \leqslant \delta_s^0 \\ \dfrac{(\delta_s^f - \delta)}{(\delta_s^f - \delta_s^0)} F_s^m & \delta_s^0 < \delta \leqslant \delta_s^f \\ 0 & \delta > \delta_s^f \end{cases} \tag{19}$$

其中，F_s^m 为切向剪切破坏载荷；δ_s^0 为单元切向应力达到剪切强度时的位移相对变形量；δ_s^f 为单元剪切完全失效时的位移相对变形量. 其确定方法见下式：

$$F_s^m = \frac{A}{4}\sigma_s^{cr}, \delta_s^0 = \frac{\sigma_s^{cr}}{K_{ss}}, \delta_s^f = \frac{2G_{IIC}}{\sigma_s^{cr}}$$

其中，G_{IIC} 为材料的Ⅱ型层间能量释放率；σ_s^{cr} 为层间材料的剪切强度.

卸载时切向载荷由下式确定：

$$F_s = \begin{cases} K_{ss}\delta & \text{未损伤} \\ K'_{ss}\delta & \text{有损伤} \end{cases} \tag{20}$$

1.2.3 法向与切向损伤的相互影响

当界面单元未完全失效时，法向与切向分别判断损伤情况，但只要有一方发生完全损伤，则整个界面单元为完全失效. 完全失效后，法向受拉时，法向载荷为 0，切向载荷为 0；法向受压时，法向载荷仍按初始刚度进行计算，而切向载荷则由铺层间摩擦力决定，摩擦系数取为 0.3.

2 层内损伤及演化

采用基于物理机制的三维 Hashin 准则[13]，该准则将复合材料层板层内失效分为纤维失效和基体失效，并采用单层应力来判断其是否失效.

当纤维失效时，与单层纤维方向相关的模量与泊松比均折减为原来的 1%；当基体失效时，与单层基体方向相关的模量与泊松比折减为原来的 50%；当纤维与基体均失效时，相应的模量与泊松比取严重情况.

3　试验与模拟分析

3.1　低速冲击与冲击后压缩试验

冲击试验按照 ASTM D7136[14] 规定的试验方法进行,试件材料为 CCF300/5428,铺层为$[45/0/-45/90]_{4S}$,并采用 4.45 与 6.67 J/mm 两种能量冲击,图 5 为冲击后无损检测分层投影面积. 冲击后压缩试验按照 ASTM D7137[15] 规定的方法进行.

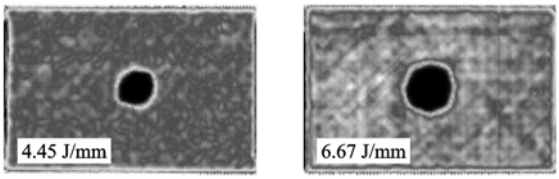

图 5　冲击试验后分层投影面积图

3.2　有限元模拟分析

采用有限元软件 ABAQUS 进行建模,模型尺寸为 125 mm × 75 mm × 4 mm,材料为 CCF300/5428,基本材料属性见表 1,材料强度属性见表 2. 为减少计算量,将试件铺层顺序$[45/0/-45/90]_{4S}$简化为$[45_4/0_4/-45_4/90_8/-45_4/0_4/45_4]$[16],共有 6 个几何界面. 图 6 所示为模型,其中实体单元 6 048 个,界面单元 5 184 个,界面单元材料属性见表 3. 冲头采用直径为 16 mm 的刚性球面,质量为 5.36 kg.

表 1　CCF300/5428 基本材料属性

参数	E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	G_{12}/GPa	v_{12}	ρ/(kg·m^{-3})
数值	136	9.75	9.75	6.5	0.32	1 580

表 2　CCF300/5428 材料强度属性

参数	X_t/MPa	X_c/MPa	Y_t/MPa	Y_c/MPa	S_{12}
数值	1 988	1 318	78	229	102

表 3　界面单元材料属性

参数	E_n/GPa	E_s/GPa	σ_n/MPa	σ_s/MPa	G_{IC}/(J·m^{-2})	G_{IIC}/(J·m^{-2})
数值	9.7	6.5	55	120	280	495

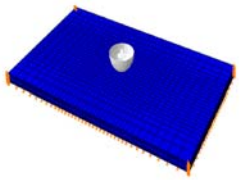

图 6　三维有限元模型

采用动态显示积分方法进行分析,当冲击结束后,采用质量放大的方法使层板稳定,然后改变边界条件和加载方式,确定层板的冲击后压缩剩余强度.

3.3　试验与模拟分析结果

图 7 显示了冲击能量为 4.45 J/mm 和 6.67 J/mm 时计算结果与试验结果的接触力历程,图 8 为两种冲击能量下分层投影面积.

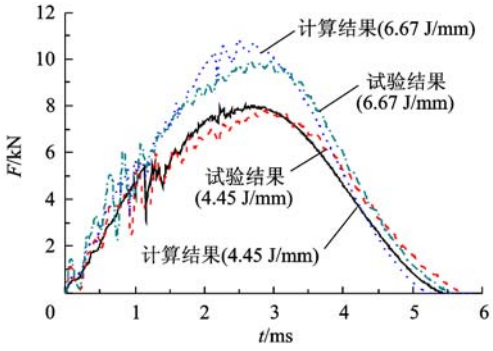

图 7　冲击接触力历程曲线

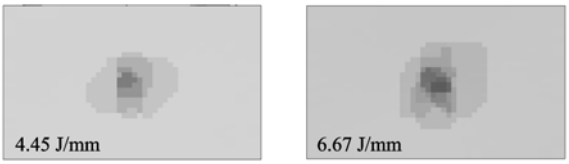

图 8　模拟冲击后分层投影面积

图 9 给出了两种冲击能量下,冲击后压缩失效时的位移云图,与试验现象非常吻合. 图 10 为压缩破坏时基体损伤与分层损伤的截面图. 图 11 给出两种冲击能量冲击后剩余压缩强度的应力-应变曲线. 表 4 给出了两种冲击能量下试验结果与计算结果的对比情况.

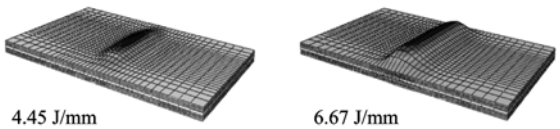

图 9　压缩失效时面外方向位移云图

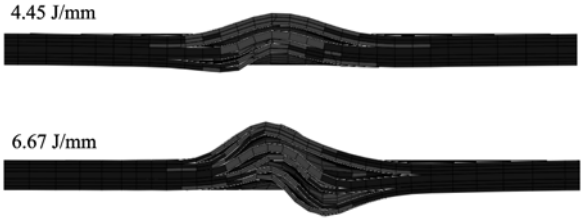

图 10　压缩失效时基体失效与分层损伤

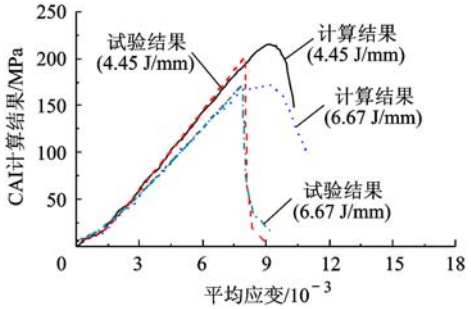

图 11　冲击后压缩应力-应变曲线

表4 冲击与CAI计算结果

冲击能量/(J·mm^{-1})	冲击最大接触力/N			冲击分层投影面积/cm^2			冲击后剩余压缩强度/MPa		
	试验值	计算值	误差/%	试验值	计算值	误差/%	试验值	计算值	误差/%
4.45	7815	7993	2.3	8.7	10.5	20.7	209	220	5.3
6.67	9937	10806	8.7	14.6	15.2	4.1	173	176	1.7

3.4 分析与讨论

通过图7接触力曲线可知,冲击最大接触力和接触总时间均比较吻合.在冲击后压缩模拟过程中,分层损伤从中心沿垂直于加载方向扩展,并向冲击背面突起(见图9),与试验现象十分吻合.图10显示了界面单元能够很好地模拟分层后铺层与铺层之间的相互作用.图11给出了冲击后压缩应力-应变曲线,可见试验与模拟分析结果吻合较好,计算曲线存在波动,主要与采用动态求解方法有关,但是对峰值影响不大.

通过表4可知,冲击最大接触力与冲击后剩余压缩强度的计算误差都在10%以内,冲击分层投影面积误差达到20%,主要是因为铺层简化时导致界面减少,使各界面分层面积增加,从而使计算投影面积比试验大.

4 结 论

1)本文所建立的零厚度界面单元可以有效地模拟复合材料层间损伤,而且可以使用较粗的网格进行分析,同时避免了隐式积分方法带来的收敛性问题.

2)通过复合材料低速冲击与冲击后压缩损伤分析,证明本文所述方法不仅能有效地预测冲击接触力,而且实现了冲击与冲击后压缩的无缝连接,提高了冲击后压缩模拟的准确度.

3)为减少计算量而使用的铺层简化,对冲击过程中接触力的影响不大,但是对分层面积影响较大,由于界面减少,会导致各界面分层面积增大.

参考文献(References)

[1] 杜善义,关志东.我国大型客机先进复合材料应对策略思考[J].复合材料学报,2008,25(1):1-10
Du Shanyi, Guan Zhidong. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1):1-10(in Chinese)

[2] Guan Zhidong, Yang Chindar. Low-velocity impact and damage process of composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(7):851-871

[3] 崔海坡,温卫东,崔海涛.层合复合材料板的低速冲击损伤及剩余压缩强度研究[J].机械科学与工程,2006,25(9):1113-1117
Cui Haipo, Wen Weidong, Cui Haitao. Research on low velocity impact damage and residual compressive strength of laminated composites[J]. Mechanical Science and Technology, 2006, 25(9):1113-1117(in Chinese)

[4] Chen Puhui, Shen Zhen, Wang Junyang. A new method for compression after impact strength prediction of composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(5):589-610

[5] Wang J. Prediction of post-impact compressive strength of composite laminates using an inhomogeneity model[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24):226-247

[6] Nyman T, Bredberg A, Schon J. Equivalent damage and residual strength for impact damaged composite structures[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2000, 19(6):428-448

[7] Shen F, Lee K H, Tay T E. Modeling delamination growth in laminated composites[J]. Composites Science and Technology 2001, 61(9):1239-1251

[8] Xu X P, Needleman A. Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids[J]. Journal of Mechanics and Physics of Solids, 1994, 42(9):1397-1434

[9] Nishikawa M, Okabe T, Takeda N. Numerical simulation of interlaminar damage propagation in CFRP cross-ply laminates under transverse loading[J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44(10):3101-3113

[10] Harper P W, Hallett S R. A fatigue degradation law for cohesive interface elements: development and application to composite materials[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(11): 1774-1787

[11] Hu N, Zemba Y, Fukunaga H, et al. Stable numerical simulations of propagations of complex damages in composite structures under transverse loads[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(3/4):752-765

[12] Turon A, Davila C G, Camanho P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74(10):1665-1682

[13] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334

[14] ASTM D7136-05 Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event[S]

[15] ASTM D7137-05 Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates[S]

[16] Huang C H, Lee Y J. Experiment and simulation of the static contact crush of composite laminated plates[J]. Composite Structures, 2003, 61(3):265-270

(编 辑:李 晶)