复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica
第30卷 第5期 10月 2013年
Vol. 30 No. 5 October 2013

文章编号：1000-3851(2013)05-0201-08

Glass/Epoxy 复合材料叠层板面内剪切连续损伤模型

庞宝君*，陈 勇，郑 伟，丰 硕
（哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150080）

摘 要： 为确定S2玻璃纤维/环氧树脂(S2-Glass/Epoxy)叠层复合材料面内剪切应力-应变关系，对S2-Glass/Epoxy叠层复合材料面内剪切拉伸载荷下的弹、塑性连续损伤本构模型及应用进行了研究。基于平面应力状态下的连续损伤力学模型，通过典型面内剪切拉伸实验，分别建立了忽略塑性应变和考虑塑性应变的两种连续损伤力学(CDM)模型，并确定相关参数。通过ABAQUS/Explicit用户子程序VUMAT接口，分别采用两种CDM模型对S2-Glass/Epoxy叠层复合材料面内剪切拉伸实验进行有限元数值计算，与实验结果对比，验证模型可靠性，并分析单元类型对有限元计算结果的影响。研究结果表明：忽略塑性应变的CDM模型可以很好地预测复合材料面内剪切失效强度，但不能较好地预测其非线性力学响应；考虑塑性应变，将塑性硬化与损伤耦合后的CDM模型则能较好的预测复合材料非线性力学响应和面内剪切失效强度；该平面应力状态下建立的CDM模型可用于壳单元进行复合材料有限元数值计算，横向剪切作用导致传统壳单元数值计算的载荷位移曲线略低于平面应力单元计算结果；减缩积分算法有利于提高有限元数值计算结果的准确性。

关键词： Glass/Epoxy；面内剪切；塑性硬化；连续损伤；用户材料子程序
中图分类号： TB330.1 **文献标志码：** A

Continuum damage mechanics model of glass/epoxy composite laminate under in-plane shear loading

PANG Baojun*, CHEN Yong, ZHENG Wei, FENG Shuo
(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: In order to investigate the in-plane shear behaviour of S2-glass/epoxy composite laminate, continum damage mechanics (CDM) model involving elasticity and plasticity for S2-glass/epoxy laminate under in-plane shear loading was studied in this paper. Typical in-plane tensile shear tests of the composite were conducted, two types of CDM models were established based on the plane stress assumption and the parameters were identified. The former CDM model considered no plasticity while the later one did. Both two CDM models were coded to VUMAT through ABAQUS/Explicit, finite element analysis (FEA) for in-plane shear behaviour of the composite was conducted by them following experimental tests. The results of FEA were compared with experiments and the influence of plasticity on the in-plane shear behaviour of the composite was discussed. Element types on the results of FEA were also analyzed. The results show that the CDM model considering no plasticity can exactly predict the failure strength of S2-glass/epoxy composite under in-plane shear loading, but it can not well predict the nonlinear mechanical behaviour. However, when coupled with isotropic plasticity criteria, the CDM model can perfectly predict the nonlinear mechanical behavior, and the result of failure strength is also acceptable compared with the experimental results. The CDM models can also be used for FEA simulation by shell elements, but the results of load-deflection curve are a little lower than that using plane stress elements because of the transverse shear behaviour of shell elements. Moreover, reduced integration method is found to be beneficial for FEA simulation.

Keywords: glass/epoxy; in-plane shear; plasticity hardening; continuum damage; VUMAT

收到初稿日期： 2012-12-18；**收到修改稿日期：** 2013-03-22；**网络出版时间：** 2013-05-14 12:14:54
网络出版地址： www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20130514.1214.009.html
基金项目： 国家空间碎片专题研究基金项目(kjsp06211)
通讯作者： 庞宝君，教授，博导，主要从事材料动力学行为、空间环境效应及其对策研究 E-mail：pangbj@hit.edu.cn

纤维金属层板(fiber metal laminats，FMLs)是一类由复合材料和金属材料叠层铺设制成的超混杂复合材料，目前广泛应用于航空航天领域。玻璃纤维增强铝合金层板(glass fiber reinforced aluminum laminates，GLARE)便是 FMLs 中备受关注的一类，目前已成功用于空客 A380 机身设计[1]，其复合材料铺层采用 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料。国内外学者在 FMLs 的有限元数值计算方面进行了相关研究[2-3]。其中，FMLs 中复合材料铺层(如典型的 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料)的本构模型更是备受关注[4]。由于模型参数获取方便，连续损伤力学(CDM)模型吸引了很多学者的注意[5-7]。CDM 模型最初由 Ladeveze 等基于平面应力状态条件提出[8-9]，其后被引用和修改[10]。Mccarthy 在鸟撞机翼数值模拟研究中选用 CDM 模型描述 FMLs 中的 S2-Glass/Epoxy 铺层，忽略其塑性应变，并且根据引用的实验结果近似给出了 CDM 模型相关参数[11]。Srikanth 等[12]采用黏塑性模型与应变率效应耦合，预测了 S2-Glass/8553-40 的应力应变响应，但未考虑损伤的影响。Linde 等[13]和 Laliberté 等[14]将平面应力状态下的 CDM 模型扩展到三维，忽略塑性硬化，分别对编织复合材料织物和 FMLs 进行了有限元数值模拟。Xiao[15]将塑性应变简化处理，基于连续损伤力学理论将塑性与损伤耦合，采用 LS-DYNA 进行复合材料冲击有限元数值计算。O'Higgins 等通过系列实验获取了平面应力状态下 S2 玻璃纤维增强环氧树脂复合材料(GFRP)和碳纤维增强环氧树脂复合材料(CFRP)的 CDM 模型参数，并结合 ABAQUS/Standard 编写了用户材料子程序 UMAT，但缺乏压缩载荷下的模型参数[16]。张彦[17]对平面应力状态下编织玻璃纤维复合材料的 CDM 模型进行了相关研究，并用于层合板的冲击损伤预测。这些研究大多采用 CDM 模型描述叠层复合材料的本构关系，然后开展叠层复合材料或 FMLs 有限元数值仿真研究，但在其复合材料铺层 CDM 模型参数的获取方面少有研究。O'Higgins[16]和张彦[17]对 CDM 模型参数的获取做了相关工作，但缺乏讨论塑性应变对复合材料力学响应的影响，并且单元类型对数值计算结果的影响也未曾涉及。

为更合理的进行 FMLs 冲击有限元数值仿真，本文中针对其典型的 S2-Glass/Epoxy 复合材料铺层的损伤本构模型开展相关研究。由于面内剪切力学行为是复合材料力学性能研究的重点，因此，对 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料进行$[\pm45]_{2S}$典型面内剪切拉伸实验，基于平面应力状态下连续损伤力学模型，拟合得到两种 CDM 模型并获取模型参数，前者忽略塑性应变，后者采用各向异性塑性硬化准则将塑性与损伤耦合，从而讨论塑性应变对 S2-Glass/Epoxy 复合材料面内剪切力学响应的影响。结合 ABAQUS/Explict 编写用户材料子程序 VUMAT，分别采用平面应力单元和壳单元以及不同积分算法，进行有限元数值计算，并与实验结果对比，验证模型可靠性，同时分析单元类型对有限元计算结果的影响。

1　实　验

采用厚度为 0.15 mm 的 S2 玻璃纤维/环氧树脂(S2-Glass/Epoxy)(由北京航材昌盛科技有限公司制作)预浸料叠层铺设，于热压罐中真空固化成型制成方板。通过专业切割机进行裁割后粘贴铝合金加强片制成试件，加强片厚度为 1.5 mm。试件几何形状和尺寸如图 1 所示。在试件中部上下表面相同位置沿加载方向和垂直加载方向均贴置电阻应变计，测量实验过程中复合材料在对应方向的应变。实验采用哈尔滨工业大学 INSTRON 5569 材料试验机进行，每组实验重复 4 次。

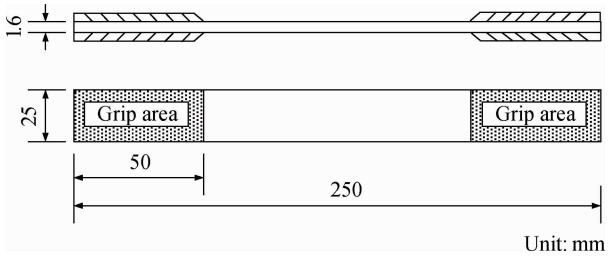

图 1　S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料$[\pm45]_{2S}$面内剪切静态拉伸试件形状及尺寸

Fig. 1　General geometry and dimension of $[\pm45]_{2S}$ experimental test specimens of S2-glass/epoxy laminate under static tension

采用$[\pm45]_{2S}$S2-Glass/Epoxy 复合材料试件进行面内剪切拉伸实验。根据转轴公式有

$$\sigma_{12} = \sigma_L/2$$
$$\gamma_{12} = \varepsilon_L - \varepsilon_T \tag{1}$$

其中：$L-T$ 坐标系为全局坐标系，L 方向为加载方向；1-2 坐标系为复合材料主轴坐标系，1 和 2 方向分别为纤维方向和横向，如图 2 所示。通过试验机输出的载荷时程曲线和应变计记录的应变时程

曲线便可得到复合材料面内剪切应力-应变曲线，如图 3 所示。

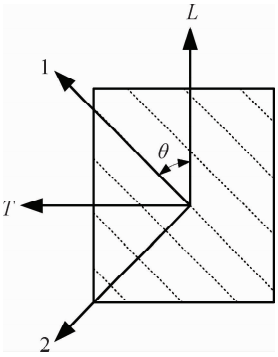

图 2 Glass/Epoxy 叠层复合材料全局与材料主轴坐标系

Fig. 2 Global and material frames of glass/epoxy laminates

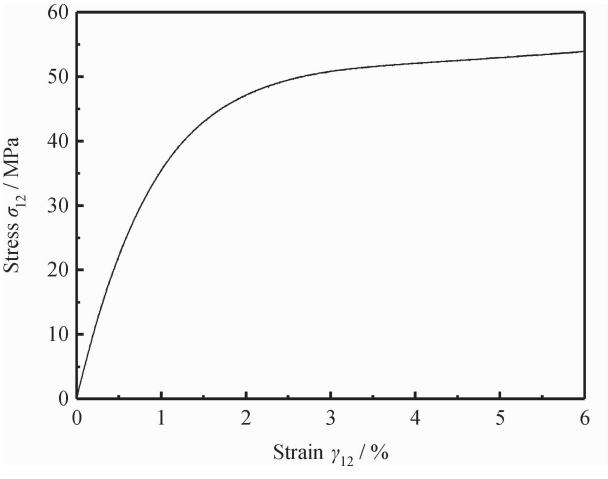

图 3 Glass/Epoxy 叠层复合材料$[\pm 45]_{2S}$面内剪切应力-应变曲线

Fig. 3 Stress - strain curve of $[\pm 45]_{2S}$ glass/epoxy laminate under tensile shear loading

按照标准 ASTM D3518[18] 获取面内剪切特征参数，将 5%剪应变对应的剪应力作为复合材料剪切强度 $S_{12}^{\mathrm{t};\,\mathrm{ASTM}}$。根据实验结果，得到 Glass/Epoxy 复合材料面内剪切特征参数：$G_{12}^{\mathrm{ASTM}}=3.8$ GPa；$G_{12}^{0}=5.3$ GPa；$S_{12}^{\mathrm{t};\,\mathrm{ASTM}}=53.0$ MPa。另外，按照标准 ASTM D3039/D3039M[19]，采用$[0]_8$ 和$[90]_{16}$试件进行实验，获得 Glass/Epoxy 复合材料相关特征参数：$E_{11}=49.7$ GPa，$E_{22}=12.9$ GPa，$\nu_{12}=0.30$。其中，G_{12}^{0} 和 G_{12}^{ASTM} 分别为初始剪切模量和 ASTM 标准剪切模量；E_{22} 为横向弹性模量；ν_{12} 为泊松比。

2 面内剪切损伤本构模型

2.1 连续损伤本构模型

假设复合材料为平面应力状态，则弹性应变能为[8]

$$E_{\mathrm{D}}=\frac{1}{2}\left[\frac{(\sigma_{11})^2}{E_{11}}-\frac{2\upsilon_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}}{E_{11}}+\frac{\langle\sigma_{22}\rangle_+^2}{E_{22}(1-d_2)}+\frac{\langle\sigma_{22}\rangle_-^2}{E_{22}}+\frac{(\sigma_{12})^2}{G_{12}(1-d_{12})}\right] \tag{2}$$

其中：d_2 和 d_{12} 分别为横向和面内剪切损伤参数；$\langle\cdot\rangle_+$ 和$\langle\cdot\rangle_-$为算子，如下：

$$\langle x\rangle_+=\begin{cases}x, & x\geqslant 0\\ 0, & x<0\end{cases};\quad \langle x\rangle_-=\begin{cases}x, & x\leqslant 0\\ 0, & x>0\end{cases} \tag{3}$$

$[\pm 45]_{2S}$剪切拉伸载荷下，

$\sigma_{11}=\sigma_{22}=\langle\sigma_{22}\rangle_+=\langle\sigma_{22}\rangle_-=0$

弹性应变能可写成

$$E_{\mathrm{D}}=\frac{1}{2}\frac{(\sigma_{12})^2}{G_{12}(1-d_{12})} \tag{4}$$

弹性本构方程为

$$\gamma_{12}^{\mathrm{e}}=\frac{\sigma_{12}}{G_{12}(1-d_{12})} \tag{5}$$

损伤变量对应的广义力为

$$Y_{12}=\left.\frac{\partial E_{\mathrm{D}}}{\partial d_{12}}\right|_{\sigma,\,d_2}=\frac{(\sigma_{12})^2}{2G_{12}(1-d_{12})^2} \tag{6}$$

广义力即损伤能量释放率，其物理意义可理解为表征材料对内部缺陷扩展的抵抗力。假设损伤变量与广义力相对应的函数为

$$d_{12}=f_{12}(Y_{12}) \tag{7}$$

引入变量 $\bar{Y}$：

$$\bar{Y}(t)=\max_{s\leqslant t}\left(\sqrt{Y_{12}(s)}\right) \tag{8}$$

其中，$\bar{Y}(t)$ 取 $\sqrt{Y_{12}(t)}$ 在时间历程(加载初始时刻 s ～当前时刻 t)上的最大值。于是，损伤演化方程可描述如下：

$$d_{12}=f_{12}(\bar{Y}) \tag{9}$$

2.2 塑性硬化方程

采用 HILL 正交各向异性屈服准则描述复合材料塑性硬化方程[20]。平面应力状态下，屈服面方程为

$$f(\sigma_{ij})=\frac{N}{2(F+G+H)}\{(G+H)\sigma_{11}^2+(G+H)\sigma_{11}^2-2H\sigma_{11}\sigma_{22}+2N\sigma_{12}^2\} \tag{10}$$

其中，F、G、H 和 N 为复合材料正交异性特征参数。认为复合材料纤维束所在平面(2 - 3 平面)为各向同性面，于是 $N=F+2H$；$G=H$；进一步简化处理，取 $N=1$，则屈服面方程(10)可简化为

$$f(\sigma_{ij})=\sigma_{12}^2 \tag{11}$$

材料发生损伤后发生刚度衰减，引入损伤变量

d_{12}，采用有效应力 $\tilde{\sigma}$ 和有效塑性应变率 $\dot{\tilde{\gamma}}^{p}$ 建立损伤本构方程：

$$\sigma_{12}=G_{12}\gamma_{12}^{e};\ \tilde{\sigma}_{12}=\frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}};\ G_{12}^{d}=G_{12}(1-d_{12}) \tag{12}$$

其中：σ_{12} 为未考虑损伤的应力；G_{12}^{d} 为发生损伤衰减后的剪切模量。

有效塑性应变率表述如下：

$$\dot{\tilde{\gamma}}_{12}^{p}=\dot{\gamma}_{12}^{p}(1-d_{12}) \tag{13}$$

上式中 $\gamma_{12}=2\varepsilon_{12}$，并满足塑性能量耗散率相等条件：

$$\tilde{\sigma}:\dot{\tilde{\varepsilon}}^{p}=\sigma:\dot{\varepsilon}^{p} \tag{14}$$

于是，引入屈服面方程 f：

$$f=\sigma_{eq}-R(p)-R_0 \tag{15}$$

其中：σ_{eq} 为有效等效应力；R_0 为材料屈服开始时刻的有效等效应力值；$R(p)$ 为塑性硬化函数，p 为累积塑性应变。

采用有效应力描述等效有效应力，通过应力空间表示为

$$\tilde{\sigma}_{eq}=|\tilde{\sigma}_{12}| \tag{16}$$

采用塑性力学中正交塑性流动律，引入乘子 λ：

$$\dot{\tilde{\gamma}}_{12}^{p}=\dot{\lambda}\frac{\partial f}{\partial\tilde{\sigma}_{12}}0,\quad \dot{p}=-\dot{\lambda}\frac{\partial f}{\partial R} \tag{17}$$

并且在加载/卸载条件下满足 Kuhn-Tucker 条件：

$$f\leqslant 0,\quad \mathrm{d}\lambda\geqslant 0,\quad f\dot{\lambda}=0 \tag{18}$$

结合式(15)、式(17)和式(18)，得屈服面上满足 $\dot{p}=\dot{\lambda}=|\dot{\tilde{\gamma}}_{12}^{p}|$，屈服面方程(15)可写成

$$f=|\tilde{\sigma}_{12}|-R(p)-R_0 \tag{19}$$

3　面内剪切损伤本构模型校核

3.1　不考虑塑性应变

在面内剪切拉伸载荷下，如果忽略塑性应变，由方程(5)可得

$$d_{12}=1-\frac{\sigma_{12}}{G_{12}^{0}\gamma_{12}} \tag{20}$$

面内剪切损伤演化方程描述如下：

$$d_{12}=\alpha[\ln(\bar{Y})-\ln(Y_{12(0)})] \tag{21}$$

其中：α 为无量纲参数；$Y_{12(0)}$ 为损伤初始时刻 $\bar{Y}$ 的门槛值；根据面内剪切实验结果，拟合得到 $\alpha=0.2702$，$Y_{12(0)}=182.37$ Pa。拟合结果如图 4 所示。

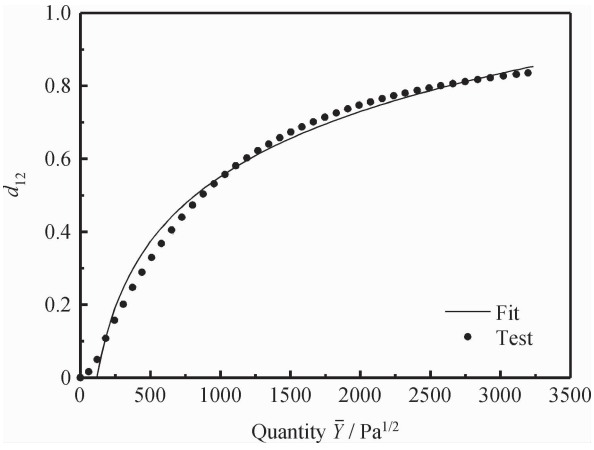

图 4　Glass/Epoxy 叠层复合材料面内剪切损伤演化方程拟合曲线

Fig. 4　Shear damage master curve of glass/epoxy laminate under in-plane shear loading

3.2　计及塑性应变

考虑塑性应变，进行应变分离，得

$$\gamma_{12}=\gamma_{12}^{e}+\gamma_{12}^{p}$$

$$\tilde{\sigma}_{12}=\frac{\sigma_{12}}{1-d_{12}}=G_{12}\gamma_{12}^{e} \tag{22}$$

采用$[\pm 45]_{2S}$试件进行面内剪切循环拉伸实验。根据循环拉伸实验结果，获取第 i 个循环下对应的剪切模量 G_{12}^{i}、弹性应变 $\gamma_{12}^{e,i}$ 和塑性应变 $\gamma_{12}^{p,i}$。其中 G_{12}^{i} 取该循环步加载结束时刻的应力值 σ_{12}^{i} 与其弹性应变 $\gamma_{12}^{e,i}$ 的比值，如图 5 所示。典型循环拉伸实验结果如图 6 所示。

面内剪切损伤变量计算如下：

$$d_{12(i)}=1-\frac{G_{12(i)}}{G_{12}^{0}} \tag{23}$$

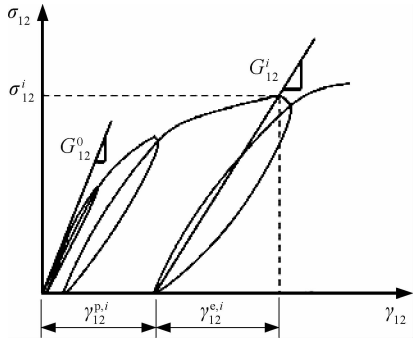

图 5　Glass/Epoxy 叠层复合材料循环拉伸载荷下损伤剪切模量与塑性应变示意图

Fig. 5　Tensile cyclic test for measuring damaged shear modulus and plastic strain of glass/epoxy laminate

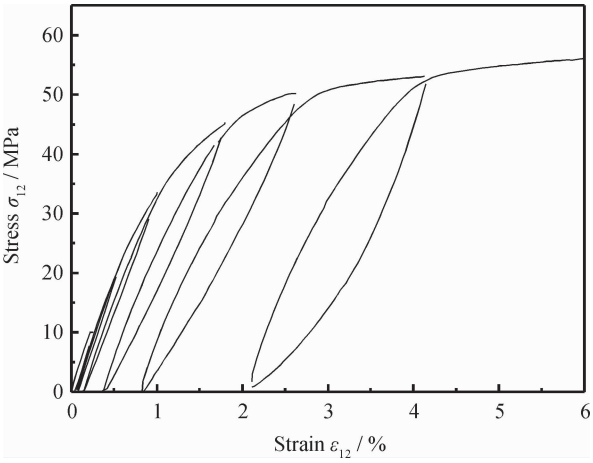

图 6 Glass/Epoxy 叠层复合材料循环剪切拉伸载荷下应力-应变曲线

Fig. 6 Stress－strain curve of glass/epoxy laminate under cyclic loading

由式(6)、式(8)得

$$\bar{Y}_i = \sqrt{Y_{12(i)}} = \frac{\sigma_{12(i)}}{(1-d_{12(i)})\sqrt{2G_{12}^0}} \tag{24}$$

将损伤变量 d_{12} 与 $\bar{Y}$ 进行线性拟合，得到面内剪切损伤演化方程：

$$d_{12} = \frac{\bar{Y} - Y_{12(0)}}{Y_{12(C)}} \tag{25}$$

得 $Y_{12(0)} = -96.77\ \mathrm{Pa}^{1/2}$；$Y_{12(C)} = 2123.59\ \mathrm{Pa}^{1/2}$。拟合结果如图 7 所示。

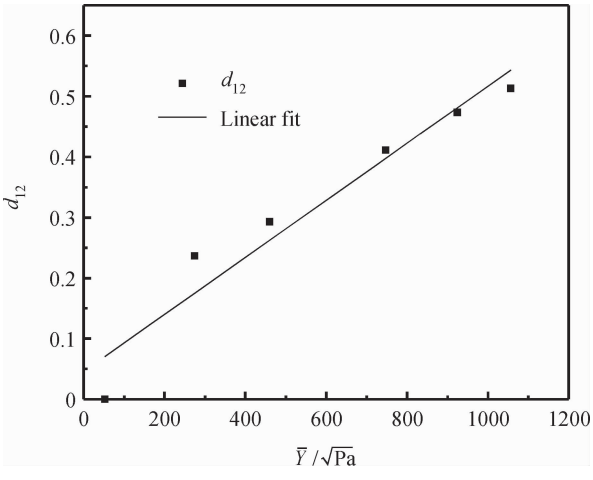

图 7 $[\pm 45]_{2S}$铺层 Glass/Epoxy 叠层复合材料剪切循环拉伸载荷下的损伤演化函数

Fig. 7 Shear damage function determined from $[\pm 45]_{2S}$ cyclic tests of glass/epoxy laminate

根据式(19)建立塑性硬化方程：

$$R_i + R_0 = \frac{\tau_{12(i)}}{1-d_{12(i)}} \tag{26}$$

$$p = \int_0^{\gamma_{12}^{\mathrm{p}}} (1-d_{12})\delta\gamma \tag{27}$$

通过式(27)，采用积分方法计算循环拉伸载荷下对应的塑形应变 p，如图 8 所示。采用幂函数 $R+R_0=Ap^n$ 描述塑性硬化函数，拟合得到 $R_0=2.94$ MPa，$A=518.73$ MPa，$n=0.3427$。拟合结果如图 9 所示。

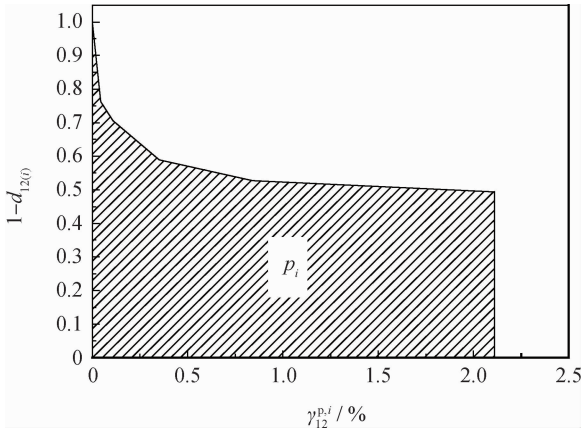

图 8 Glass/Epoxy 叠层复合材料剪切拉伸累积塑性确定方法

Fig. 8 Determination of the accumulated plastic strain of glass/epoxy under shear tensile loading

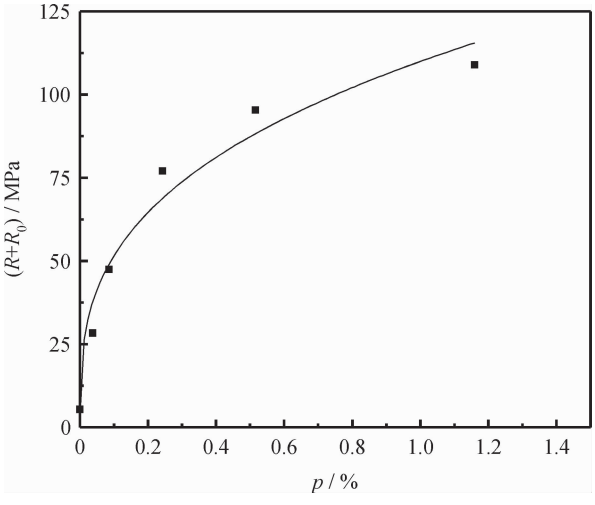

图 9 Glass/Epoxy 叠层复合材料剪切拉伸塑性硬化函数

Fig. 9 Plastic hardening function of glass/epoxy under shear tensile loading

4 模型验证及有限元数值计算

采用 FORTRAN 语言编写用户材料子程序 VUMAT，若计及塑性应变，则采用牛顿迭代法求解塑性硬化的屈服面方程(19)，进而求解各增量步对应的塑性应变。在数值计算的第 $n+1$ 个增量步，

对每个材料积分点调用 VUMAT 计算，过程如下：

(1) 已知 $\Delta\varepsilon_{n+1}$，d_n，ε_n^e，ε_n^p，p_n，σ_n，$\bar{Y}_n$；

(2) 计算试探弹性应变：$\varepsilon_{n+1}^{e,tr} = \varepsilon_n^e + \Delta\varepsilon$；

(3) 计算试探应力：$\sigma_{n+1}^{tr} = C(d_n) : \varepsilon_{n+1}^{e,tr}$；

(4) 计算试探 $\bar{Y}^{tr}$：$\bar{Y}^{tr} = f(\sigma_{n+1}^{tr})$；

(5) 计算试探损伤变量：$d_{n+1}^{tr} = f(\bar{Y}_{n+1}^{tr})$；

(6) 更新损伤刚度矩阵：$C(d_{n+1}^{tr})$；

(7) 更新试探应力：$\sigma_{n+1}^{tr'} = C(d_{n+1}^{tr}) : \varepsilon_{n+1}^{e,tr}$；

(8) 屈服检查：$f = |\tilde{\sigma}_{12}| - R(p) - R_0$；

如果 $|f| \geqslant$ err，则采用牛顿迭代法求解塑性应变增量 Δp，得到 $\Delta\varepsilon_{n+1}^p$；否则转第 10 步；

(9) 更新弹性应变：$\varepsilon_{n+1}^e = \varepsilon_n^e + \Delta\varepsilon_{n+1} - \Delta\varepsilon_{n+1}^p$；

(10) 更新应力、$\bar{Y}_{n+1}$ 和损伤变量：$\sigma_{n+1} = C(d_{n+1}^{tr}) : \varepsilon_{n+1}^{e,tr'}$，$\bar{Y}_{n+1} = f(\sigma_{n+1})$，$d_{n+1} = f(\bar{Y}_{n+1})$；

(11) 更新应变能，更新状态变量。

上述过程中，err 为误差极限，定义为 1×10^{-7}；C 为复合材料刚度矩阵，$C = S^{-1}$。

通过 ABAQUS/Explicit 求解器，对 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料 $[\pm45]_{2S}$ 面内剪切拉伸实验进行有限元数值计算。为了节省计算时间，数值模拟采用 1/4 对称模型，对称边界上分别施加对称约束。将试件右端所有节点定义成集合，与节点 RP 在载荷方向(x 向)定义成耦合约束，通过节点 RP 施加位移载荷，如图 10 所示，输出节点 RP 的支反力 RF1 和位移 U1 的时程曲线。

数值计算首先采用 CPS4R 平面应力单元，网格尺寸为 0.5 mm。由于试验机操作系统本身记录的横梁位移误差较大，试验过程中实际的横梁位移计算如下：

$$U_1 = L\varepsilon_{11} \tag{28}$$

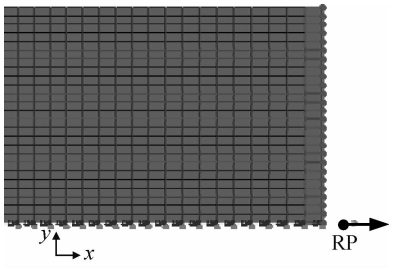

图 10　Glass/Epoxy 叠层复合材料剪切拉伸数值计算的载荷施加方式

Fig. 10　Load applying method of glass/epoxy laminate for simulation under tensile shear loading

其中，ε_{11} 为试件加载方向的应变计输出；L 为试件标距段长度。将数值计算输出的 RF1 与 U1 值消去时间变量，放大 2 倍后得到数值模拟对应的载荷-位移曲线，与实验结果进行对比，如图 11 所示。根据 ASTM[18] 标准，$[\pm45]_{2S}$ 面内剪切失效强度取 5% 剪应变对应的剪应力，此时对应拉伸位移为 3.75 mm。可见，若采用忽略塑性应变的 CDM 模型，数值计算获得的 S2-Glass/Epoxy 复合材料面内剪切失效载荷与实验结果吻合很好，但与初始弹性段至失效前的非线性段有较大差别，这是因为未考虑塑性应变，该模型未能体现复合材料力学响应的非线性特征。如果考虑塑性应变，将塑性硬化与连续损伤耦合后，数值计算结果的载荷位移曲线略低于实验结果，但面内剪切力学响应的非线性特征得到了很好的预测，与实验结果吻合很好。综合分析，忽略塑性应变的 CDM 模型简单实用，参数获取更加方便，但不能较好地预测 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料面内剪切行为的非线性力学响应；计及塑性应变后，复合材料面内剪切行为下力学响应的非线性特征得到很好的预测，但需要进行循环拉伸实验获取相关参数，过程相对繁琐。

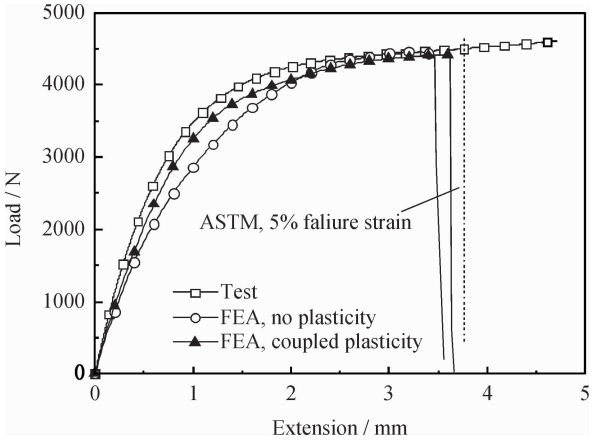

图 11　Glass/Epoxy 叠层复合材料面内剪切拉伸数值计算结果与实验结果对比

Fig. 11　Simulation and test results of glass/epoxy laminate under in-plane shear loading

根据前文验证结果，采用平面应力状态下计及塑性应变的 CDM 模型，选取平面应力单元计算的数值结果与实验结果吻合很好。但是，在冲击载荷下复合材料的有限元数值计算中，采用平面应力单元通常不能反映复合材料板的实际受力状态，最好选用壳单元甚至三维实体单元。鉴于该 CDM 模型是在平面应力状态下建立的，于是，进一步采用计及塑性应变的 CDM 模型，选用传统壳单元进行有

限元数值计算，考虑横向剪切作用。横向剪切刚度定义如下：

$$K_{11}^{ts} = \frac{5}{6}G_{13}t,\ K_{22}^{ts} = \frac{5}{6}G_{23}t,\ K_{12}^{ts} = 0 \qquad (29)$$

其中：G_{13}、G_{23} 为剪切模量；t 为单元厚度。根据复合材料参数及铺层厚度，横向剪切刚度值 K_{11}^{ts} 和 K_{22}^{ts} 分别取 8.83×10^5 kg/s^2、5.0×10^5 kg/s^2。分别采用完全积分壳单元(S4)和减缩积分壳单元(S4R)，对 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料 $[\pm45]_{2S}$面内剪切拉伸实验进行数值计算。壳单元复合材料铺层截面属性与实际试验件对应，共 8 层，每层厚度 0.2 mm，计算结果如图 12 所示。可见，相同位移时，采用壳单元计算得到的载荷值略低于平面应力单元计算的结果，这是由于壳单元横向剪切作用力所致；采用完全积分(S4)与减缩积分(S4R)算法计算的载荷位移曲线吻合很好，但是针对 5%剪应变[18]对应的失效载荷和失效位移，完全积分算法计算结果的失效载荷和失效位移均略大于减缩积分计算结果。可见，采用传统壳单元以及计及塑性应变的 CDM 模型进行 S2-Glass/Epoxy 数值有限元数值计算是可行的，而且减缩积分算法对 S2-Glass/Epoxy 复合材料的面内剪切失效预测相对更加准确。

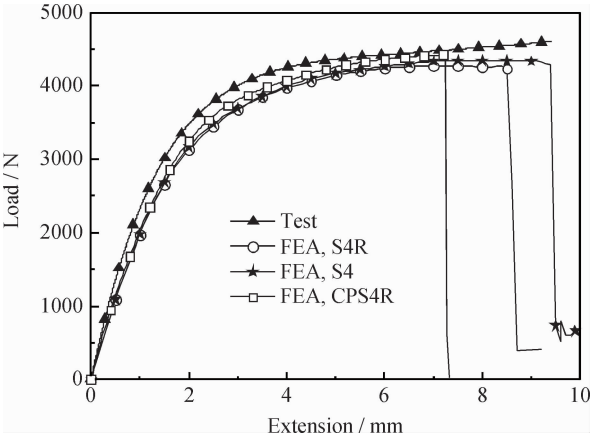

图 12 Glass/Epoxy 叠层复合材料面内剪切拉伸载荷下采用不同单元类型的数值计算料结果

Fig. 12 Simulation results of glass/epoxy laminate under in-plane shear loading with different element types

5 结 论

针对 S2-Glass/Epoxy 叠层复合材料，采用$[\pm45]_{2S}$试件进行典型面内剪切拉伸实验，基于平面应力状态下的连续损伤力学模型，分别建立了忽略塑性应变和计及塑性应变的两种连续损伤力学(CDM)模型，预测该复合材料面内剪切拉伸载荷下的力学响应。其中，后者采用各向异性塑性硬化准则，实现塑性硬化与损伤耦合。针对建立的 CDM 模型编写用户材料子程序 VUMAT，结合 ABAQUS/Explicit，采用不同单元和积分算法对$[\pm45]_{2S}$试件面内剪切拉伸实验进行有限元数值计算，并与实验结果对比。

(1) 忽略塑性应变的 CDM 模型简单实用，可以准确预测复合材料面内剪切失效强度，但不能很好的反映面内剪切拉伸载荷下的非线性力学响应；计及塑性应变的 CDM 模型可以较好预测其非线性力学响应，但模型参数获取过程相对繁琐。

(2) 在平面应力状态下所建立的 CDM 模型可应用于壳单元对 S2-Glass/Epoxy 复合材料进行有限元数值计算。由于壳单元横向剪切作用，采用传统壳单元计算获取的载荷位移曲线略低于平面应力单元计算结果；减缩积分与完全积分算法的计算结果差别不大，但减缩积分能够更好地预测复合材料的失效状态。

参考文献：

[1] Woerden H J M, Sinke J, Hooijmeijer P A. Maintenance of glare structures and glare [J]. Applied Composite Materials, 2003, 10(4/5): 307-329.

[2] Sadighi M, Pärnänen T, Alderliesten R C, Sayeaftabi M, Benedictus R. Experimental and numerical investigation of metal type and thickness effects on the impact resistance of fiber metal laminates [J]. Appl Compos Mater, 2012, 19(3/4): 545-559.

[3] 朱炜垚，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 Weiyao, Xu Xiwu. Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(6): 200-207.

[4] Mccarthy C T, Mccarthy M A, Lawlor V P. Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearance [J]. Composites: Part B, 2005, 36(4): 290-305.

[5] Maa R H, Cheng J H. A CDM-based failure model for predicting strength of notched composite laminates [J]. Composites: Part B, 2002, 33(6): 479-489.

[6] Maimı P, Camanho P P, Mayugo J A, Vila C G D. A continuum damage model for composite laminates Part Ⅰ: Constitutive model [J]. Mech Mater, 2007, 39: 897-908.

[7] Maire J F, Chaboche J L. A new formulation of continuum damage mechanics (CDM) for composite materials [J]. Aero Sci Tech, 1997, 1(4): 247-257.

[8] Allix O, Ladeveze P. Interlaminar surface modelling for the prediction of delamination[J]. Composite Structure, 1992, 22: 235-242.

[9] Ladeveze P, Dantec E L. Damage modelling of the elementary ply for laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 1992, 43: 257-267.

[10] Phillips E A, Herakovich C T, Graham L L. Damage development in composites with large stress gradients[J]. Composite Science Technology, 2001, 61: 2169-2182.

[11] Mccarthy M A, Xiao J R, Petrinic N, Kamoulakos A, Melito V. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fiber metal laminates Ⅰ: Material modelling [J]. Applied Composite Materials, 2004, 11: 295-315.

[12] Thiruppukuzhi S V, Sun C T. Models for the strain-rate-dependent behavior of polymer composites [J]. Composites Science and Technology, 2001, 61: 1-12.

[13] Linde P, Middendorf P, Broucke B V D, Boer H D. Numerical simulation of damage behaviour of textile reinforced composites in aircraft structures [C]//27th International Congress of the Aeronautical Sciences. Dallas: ICAS, 2010.

[14] Laliberté J, Poon C. Numerical modelling of low velocity impact damage in fibre metal laminates [C]//23th International Congress of the Aeronautical Sciences. Tornoto, Canada: ICAS, 2002.

[15] Xiao X. A coupled damage plasticity model for energy absorption in composite [J]. International Journal of Damage Mechanics, 2010, 19(6): 727-751.

[16] O'Higgins R M, Mccarthy C T, McCarthy M A. Identiflcation of damage and plasticity parameters for continuum damage mechanics modelling of carbon and glass fibre-reinforced composite materials [J]. Strain, 2011, 47(1): 105-115.

[17] 张 彦. 纤维增强复合材料层合结构冲击损伤预测研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2007.
Zhang Yan. Study on impact damage prediction in fiber reinforced composite laminated structures [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2007.

[18] ASTM D3518/D3518 M－94 Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a ±45 laminate [S]. USA: ASTM, 2001.

[19] ASTM Standard D3039/D3039 M－00 Standard test method for tensile proper ties of polymer rmatrix composite [S]. USA: ASTM, 2000.

[20] Hill R. The mathematical theory of plasticity [M]. London: Oxford University Press, 1950.