复合材料学报 第28卷 第2期 4月 2011年
Acta Materiae Compositae Sinica Vol. 28 No. 2 April 2011

文章编号：1000-3851(2011)02-0222-09

# 三维编织复合材料渐进损伤模拟及强度预测

张 超，许希武*，毛春见
（南京航空航天大学 结构与强度研究所，飞行器结构力学与控制教育部重点实验室，南京 210016）

**摘 要：** 采用考虑纤维束相互挤压的纤维束截面八边形单胞模型，引入周期性边界条件，对三维编织复合材料的渐进损伤过程进行数值模拟，并预测了材料的拉伸强度。通过在应变能密度函数中引入损伤状态变量，建立了含损伤材料的刚度矩阵，运用基于不同失效模式下损伤状态变量的刚度渐进折减法表征材料积分点损伤，通过数值结果与试验结果的对比，分析了 Hashin 和Tsai-Wu两种准则作为判定纤维束起始损伤的适用性。分析表明：基于引入不同失效模式的Tsai-Wu准则的数值模拟和试验结果吻合良好；Hashin 准则不适合作为编织纤维束的损伤判据；不同编织角材料的失效机制不同。

**关键词：** 三维编织复合材料；渐进损伤；失效准则；强度预测
**中图分类号：** TB332 **文献标志码：** A

## Progressive damage simulation and strength prediction of 3D braided composites

ZHANG Chao, XU Xiwu*, MAO Chunjian
(MOE Key Lab of Structure Mechanics and Control for Aircraft, Institute of Structures & Strength, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A representative volume element (RVE) taking account of the contact and jamming of yarns, coupled with the periodical boundary condition was chosen to simulate the progressive damage behavior of 3D braided composites. The tensile strengths were predicted from the calculated stress-strain curves. The stiffness matrix of the damaged material was established by the method of introducing damage variables to the strain energy density function. The damage evolvement method by introducing damage variables of different damage modes were considered as the progressive damage of the material integral points. Hashin and Tsai-Wu failure criterions were adopted to identify damage initiation of the braiding yarns. They were analyzed and discussed by comparing numerical predictions with two typical specimens' experimental data. The results indicate that numerical simulation based on Tsai-Wu failure criteria with various damage modes gives good agreement compared to experimental results, Hashin criteria is not suitable for predicting the occurring of damage of braiding yarns. Specimens with different braided angles show different damage mechanisms.

**Keywords:** 3D braided composites; progressive damage; failure criteria; strength prediction

三维编织复合材料纤维束空间相互交织形成立体网状结构，克服了传统层合板易分层的致命弱点，保持了复合材料构件承载变形的整体性，且具有比强度高、比模量大、抗冲击、性能可设计和易于一次成型复杂构型等优点，很好的满足了航空航天领域材料结构减重和高承载性能的要求，应用前景十分广阔。

三维编织复合材料结构复杂，国内外对三维编织复合材料的研究多基于对代表性体积单元(单胞)的研究来表征整个结构的力学性能。目前对于材料的弹性性能分析已经取得了较为丰硕的研究成果[1-3]，而对材料强度预测和损伤模拟的研究还很不充分。近来，一些学者逐渐将研究重点转向三维编织复合材料强度和损伤性能的研究。卢子兴[4]等在试验和有限元分析的基础上，提出了一种经验性强度失效判据。Zeng[5]等基于多相有限元“米”字型单胞模型，预测了材料的非线性应力应变关系，但该模型过于简化，难以反映材料真实的细观结

**收到初稿日期：** 2010-04-03；**收到修改稿日期：** 2010-09-27
**基金项目：** 国家自然科学基金(10672075)
**通讯作者：** 许希武，博士，教授，博士生导师，主要从事复合材料结构力学、飞行器结构完整性评定技术和计算力学等研究
E-mail：xwxu@nuaa.edu.cn

构。庞宝君[6]、Fang[7]等运用 Murakami 损伤理论，研究了大编织角三维编织复合材料损伤非线性本构行为，认为损伤累积导致了材料的最终失效。Dong 等[8]基于小参数渐进展开均匀化理论，分析了三维编织复合材料的损伤扩展，模型引入了面胞、角胞对材料损伤性能的影响。徐焜等[9-10]考虑了纤维束的剪切非线性，对三维四向编织复合材料和小编织角五向材料进行了非线性渐进损伤分析，模拟结果与试验比较吻合。由于材料结构复杂，即使在单向拉伸载荷作用下，材料的失效模式也非常复杂，各种损伤模式往往同时存在并相互关联，试验很难观察到材料内部损伤起始扩展过程，也难以把混合在一起的各种失效模式剥离出来[7]。而采用有限元数值模拟是三维编织复合材料损伤分析和强度预测的有效途径，该方法涉及组分材料本构关系、失效准则和材料性能退化方案等要素，但目前还没有建立有效的三维编织复合材料的损伤失效判据，已有的研究工作大都采用单层复合材料的强度理论，其适用性有待检验。损伤模拟中大多采用刚度直接折减或生死单元的方法来退化材料性能，折减系数直接影响着材料的损伤程度。

本文中通过在应变能密度函数中引入损伤状态变量来表征材料损伤，建立了基于损伤状态变量的受损材料刚度矩阵。采用考虑纤维束相互挤压的八边形纤维束截面单胞模型，结合周期性边界条件，通过 ABAQUS 有限元软件对三维编织复合材料的渐进损伤过程进行数值模拟，并获得材料拉伸强度。采用 Hashin 和 Tsai－Wu 两种准则来分别判定编织纤维束的损伤，结合给定不同失效模式损伤状态变量值的损伤演化律，对受损材料积分点的刚度矩阵进行退化。通过数值结果与试验结果的对比，分析了两种准则对于三维编织复合材料渐进损伤模拟及强度预测的适用性，并给出了不同编织角试件的损伤扩展过程的数值模拟结果。

## 1　单胞几何模型

三维编织复合材料采用四步法编织工艺成型，一个运动周期包含两个步骤，即位于编织机底盘平面内携纱器的相互垂直运动(共 4 步)和编织成型方向的打紧工序。经过此运动周期所形成的织物定义为一个编织花节，其长度为 $h$。由于细观结构的复杂性，目前人们通常忽略材料表面区域的影响，研究以占材料主体的内部单胞的力学行为来表征材料的宏观力学性能。Chen[11]等通过试验观察发现：内部纤维束因打紧工序在空间保持直线走向并与编织成型方向夹角恒为 $\gamma$，纱线因挤压而直接以面接触。文献[12]考虑了纤维束的相互挤压，假设纤维束截面为八边形，系统建立了三维编织复合材料结构单胞模型及其与工艺参数的关系。本文中采用此单胞几何模型。

图 1 为单胞的几何模型图。如图 1(a)所示，$\alpha$ 为表面纱线与编织方向夹角，定义为表面编织角，$\gamma$ 为内部纱线与编织方向夹角，定义为内部编织角。两者之间关系如下：

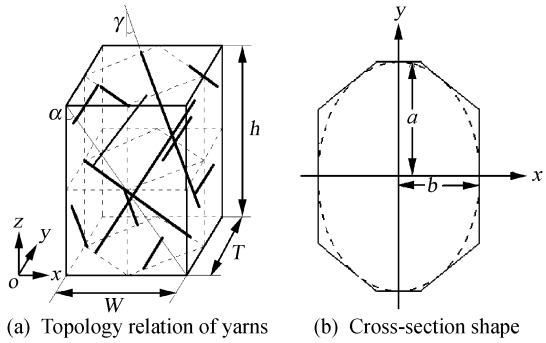


图 1　单胞几何模型[12]

Fig. 1　Geometric model of the RVE[12]

$$\tan\gamma=\sqrt{2}\tan\alpha \tag{1}$$

单胞宽度 $W$，厚度 $T$，高度 $h$，分别为

$$W=T=4\sqrt{2}b \tag{2}$$

$$h=8b/\tan\gamma \tag{3}$$

如图 1(b)所示，八边形内切一个长、短半轴分别为 $a$ 和 $b$ 的椭圆，其中

$$a=\sqrt{3}b\cos\gamma \tag{4}$$

## 2　细观有限元模型

### 2.1　周期性边界条件及单胞网格划分

基于胞元分析的细观有限元模型，合理施加边界条件是准确获得细观力学响应的重要保证[13]。本文作者认为材料由大量周期性内部单胞所组成，对单胞的分析，代表了对整体材料的分析。对于含周期性单胞的材料，在外载作用下，应力应变场呈现周期性，因此单胞需要施加周期性的边界条件。

Xia[14]等提出了一种针对具有成对平行边界面单胞的周期性位移边界条件，将这种周期性边界条件发展成适用于有限元分析的显式表示形式，并证明了在相邻单胞边界处能同时满足变形连续和应力

连续[15]。根据周期性边界条件，相对的一对单胞表面变形一致，周期性边界条件列式为[14]

$$u_i^{j+} - u_i^{j-} = \bar{\varepsilon}_{ik}(x_k^{j+} - x_k^{j-}) = \bar{\varepsilon}_{ik}\Delta x_k^j \quad (i, k = x, y, z) \tag{5}$$

其中：上标 $j+$ 表示沿 $x_j$ 正方向；$j-$ 表示沿 $x_j$ 负方向；$\bar{\varepsilon}_{ik}$ 为全场平均应变；$x_k$ 为边界面的坐标值；$\Delta x_k^j$ 为沿 $x_j$ 方向两个相对边界面之间的距离。

在有限元软件中，通过设置主、从节点间的线性约束方程来实现上述周期性边界条件。设图 2 中 3 个坐标面($x_i = L_i$)为主平面，上面的节点为主节点，与主平面相对的 3 个面($x_i = 0$)为从平面，其上节点为从节点，顶点 $A$、$C$、$H$ 定义为参考点，可以在参考点上进行位移或力加载。则式(5)可改写为[16]

$$\begin{cases} u_i^{a'} = u_i^a + u_i^A \\ u_i^{c'} = u_i^c + u_i^C \\ u_i^{h'} = u_i^h + u_i^H \end{cases} \quad (i = x, y, z) \tag{6}$$

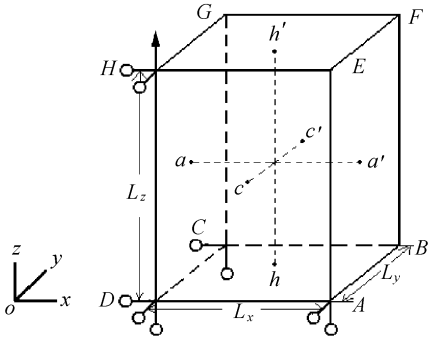


图 2　周期性边界条件

Fig. 2　Periodic boundary conditions

三维编织复合材料为各向异性弹性体，其等效本构关系为

$$\bar{\sigma}_i = E_{ij}\bar{\varepsilon}_j \tag{7}$$

式中，$E_{ij}$ 为材料等效刚度矩阵。

单胞上平均应力和平均应变 $\bar{\sigma}_{ij}$、$\bar{\varepsilon}_{ij}$ 可以通过平均单胞中每个单元的应力、应变得到，其定义为

$$\bar{\sigma}_{ij} = \frac{1}{V}\int_V \sigma_{ij}\,\mathrm{d}V, \quad \bar{\varepsilon}_{ij} = \frac{1}{V}\int_V \varepsilon_{ij}\,\mathrm{d}V \tag{8}$$

为了顺利施加周期性边界条件，在有限元网格划分时，必须保证主从面上相应网格节点一一对应，采用面网格复制的方法来实现。由于三维编织复合材料构型比较复杂，模型采用四节点四面体单元离散，纤维束与纤维束分界面及纤维束与基体分界面均采用共节点方式连接，以保证界面处变形的连续性。单胞纤维束和富树脂基体网格划分如图 3 所示。

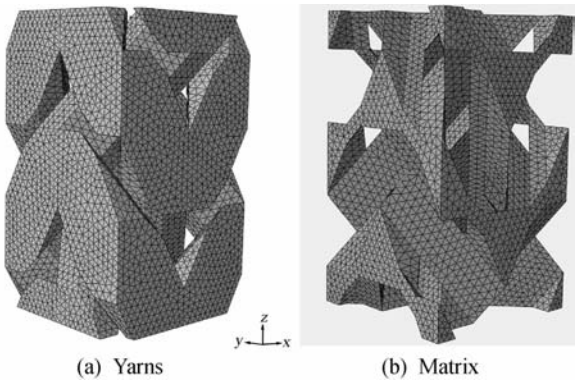


图 3　单胞模型有限元网格划分

Fig. 3　Finite element mesh of the RVE

## 2.2　含损伤组分材料本构关系

单胞由 4 个不同方向并且与 $z$ 向具有相同夹角的编织纤维束和富树脂基体区组成。纤维束由纤维和树脂构成，一般看作横观各向同性材料，其材料弹性常数采用 Chamis[17] 的细观力学公式获得。富树脂基体一般看作各向同性材料。

对于各向异性材料，弹性应变能密度函数为

$$W^{\mathrm{e}} = \frac{1}{2}\sigma_{ij}\varepsilon_{ij} \tag{9}$$

引入损伤状态变量 $D_i$，则含损伤材料的弹性应变能密度函数为

$$W^{\mathrm{e}} = \frac{1}{2}[(1-D_1)\sigma_{11}\varepsilon_{11} + (1-D_2)\sigma_{22}\varepsilon_{22} + (1-D_3)\sigma_{33}\varepsilon_{33} + (1-D_4)\tau_{23}\gamma_{23} + (1-D_5)\tau_{13}\gamma_{13} + (1-D_6)\tau_{12}\gamma_{12}] \tag{10}$$

$D_i$($i=1, 2, \cdots, 6$) 代表不同损伤模式的损伤状态变量值。$i=1, 2, 3$ 分别代表纤维束轴向(L 向)、横向(T 向)和法向(Z 向)；$i=4, 5, 6$ 为 TZ 向、LZ 向和 LT 向。

对于正交各向异性复合材料，应力应变关系为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_{11} & & & & & \\ C_{12} & C_{22} & & & \mathrm{sym} & \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & & & \\ & & & C_{44} & & \\ & & & & C_{55} & \\ & & & & & C_{66} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \tag{11}$$

将式(11)代入式(10)可得

$$W^{\mathrm{e}} = \frac{1}{2}[(1-D_1)(C_{11}\varepsilon_{11} + C_{12}\varepsilon_{22} + C_{13}\varepsilon_{33})\varepsilon_{11} +$$

$$(1-D_2)(C_{12}\varepsilon_{11}+C_{22}\varepsilon_{22}+C_{23}\varepsilon_{33})\varepsilon_{22}+(1-D_3)(C_{13}\varepsilon_{11}+C_{23}\varepsilon_{22}+C_{33}\varepsilon_{33})\varepsilon_{33}+(1-D_4)\tau_{23}\gamma_{23}+(1-D_5)\tau_{13}\gamma_{13}+(1-D_6)\tau_{12}\gamma_{12}] \tag{12}$$

材料应力应变与应变能密度有如下关系：

$$\sigma_{ij}=\left.\frac{\partial W^{e}}{\partial \varepsilon_{ij}}\right|_{D_i}$$

则推出含损伤材料的本构方程式(13)。

不同失效模式下损伤状态变量由积分点材料属性确定，一般是应力应变或断裂能的连续函数，但需要通过大量试验才能完全获得所需材料属性。本文中将损伤状态变量引入到材料积分点刚度矩阵中，通过直接设定不同失效模式损伤状态变量为常值的损伤演化律对三维编织复合材料进行渐进损伤模拟。

### 2.3　组分材料损伤准则

由于三维编织复合材料结构的复杂性，目前还没有建立有效的三维编织复合材料的损伤失效判据。对编织纤维束的起始损伤，已有的研究工作大都采用单层复合材料的失效判据，其中最具代表性的是Hashin判据和Tsai-Wu准则。本文中分别采用这两种准则作为纤维束的损伤判据。富树脂基体一般认为是各向同性材料，考虑到富树脂基体区应力状态复杂，采用Mises强度失效准则作为材料失效判据。

三维Hashin失效准则具体形式如下：

纤维束轴向拉剪损伤(M1)($\sigma_{xx}\geqslant 0$)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{14}$$

纤维束轴向压剪损伤(M2)($\sigma_{xx}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{15}$$

纤维束横向拉剪损伤(M3)($\sigma_{yy}+\sigma_{zz}\geqslant 0$)

$$\left(\frac{\sigma_2+\sigma_3}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{1}{S_{23}^2}\right)(\sigma_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33})+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{16}$$

纤维束横向压剪损伤(M4)($\sigma_{yy}+\sigma_{zz}<0$)

$$\left(\frac{\sigma_2+\sigma_3}{2S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_2+\sigma_3}{Y_C}\right)\left[\left(\frac{Y_C}{2S_{12}}\right)^2-1\right]+\frac{1}{S_{23}^2}(\sigma_{23}^2-\sigma_2\sigma_3)+\left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{17}$$

Tsai-Wu张量判据具体形式为

$$F_{11}\sigma_1^2+F_{22}\sigma_2^2+F_{33}\sigma_3^2+F_{44}\sigma_{23}^2+F_{55}\sigma_{13}^2+F_{66}\sigma_{12}^2+2F_{12}\sigma_1\sigma_2+2F_{13}\sigma_1\sigma_3+2F_{23}\sigma_2\sigma_3+F_1\sigma_1+F_2\sigma_2+F_3\sigma_3=1 \tag{18}$$

其中：$F_{11}=\frac{1}{X_TX_C}$，$F_{22}=F_{33}=\frac{1}{X_TX_C}$，$F_{44}=\frac{1}{S_{23}^2}$，$F_{55}=\frac{1}{S_{13}^2}$，$F_{66}=\frac{1}{S_{12}^2}$，$F_{12}=F_{13}=-\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}}$，$F_{23}=-\frac{1}{2}\sqrt{F_{22}F_{33}}$，$F_1=\frac{1}{X_T}-\frac{1}{X_C}$，$F_2=F_3=\frac{1}{Y_T}-\frac{1}{Y_C}$

定义损伤模式 $H_i(i=1,2,\cdots,6)$，具体为

$$H_1=F_1\sigma_{11}+F_{11}\sigma_{11}^2,\ H_2=F_2\sigma_{22}+F_{22}\sigma_{22}^2$$
$$H_3=F_3\sigma_{33}+F_{33}\sigma_{33}^2,\ H_4=F_{44}\sigma_{23}^2$$
$$H_5=F_{55}\sigma_{13}^2,\ H_6=F_{66}\sigma_{12}^2. \tag{19}$$

在Tsai-Wu张量判据满足时，$H_i(i=1,2,\cdots,6)$中最大值代表此时的主损伤模式。$i=1,2,3$分别代表纤维束轴向(L向)、横向(T向)和法向(Z向)；$i=4,5,6$为TZ向、LZ向和LT向。

损伤准则中，$X_T$、$X_C$分别为纤维束轴向拉、压强度，$Y_T$、$Y_C$分别为横向拉、压强度，$S_{12}$、$S_{13}$和$S_{23}$为剪切强度。纤维束各主方向基本强度参数采用NASA Lewis研究中心提出的修正的细观力学公式计算得出[18]。

Mises强度准则的具体形式为

$$(\sigma_1-\sigma_2)^2+(\sigma_1-\sigma_3)^2+(\sigma_3-\sigma_2)^2+6(\tau_{12}^2+\tau_{23}^2+\tau_{31}^2)=2\sigma_m^2 \tag{20}$$

式中，$\sigma_m$为基体破坏强度。

### 2.4　材料性能退化方案及分析流程

本文中通过在应变能密度函数中引入损伤状态

$$\begin{Bmatrix}\sigma_{11}\\ \sigma_{22}\\ \sigma_{33}\\ \tau_{23}\\ \tau_{31}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix}=\begin{Bmatrix}(1-D_1)C_{11} & & & & & \\ \left(1-\frac{D_1+D_2}{2}\right)C_{12} & (1-D_2)C_{22} & & & \text{sym} & \\ \left(1-\frac{D_1+D_3}{2}\right)C_{13} & \left(1-\frac{D_2+D_3}{2}\right)C_{23} & (1-D_3)C_{33} & & & \\ & & & (1-D_4)C_{44} & & \\ & & & & (1-D_5)C_{55} & \\ & & & & & (1-D_6)C_{66}\end{Bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ \varepsilon_{33}\\ \gamma_{23}\\ \gamma_{31}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix} \tag{13}$$

变量来表征材料损伤，建立了基于损伤状态变量的受损材料的刚度矩阵。达到损伤准则后，通过设定不同损伤模式的状态变量的值，更新该损伤积分点的刚度矩阵，此时单元没有立即失去承载能力，随着载荷增加，在以后增量步模拟中可以达到不同模式的损伤准则，从而继续更新刚度矩阵，实现渐进损伤模拟。

材料性能退化方案如表 1 和表 2 所示，表 1 为基于 Hashin 失效准则的退化方案，表 2 为基于引入失效模式Tsai-Wu判据的退化方案。

**表 1　基于 Hashin 准则刚度退化方案**

**Table 1　Stiffness degradation methods of Hashin criteria**

| Mode of failure | | $D_1$ | $D_2$ | $D_3$ | $D_4$ | $D_5$ | $D_6$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Yarns | M1 | 0.9 | 0.9 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |
| | M2 | 0.9 | 0.9 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |
| | M3 | 0.0 | 0.9 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |
| | M4 | 0.0 | 0.9 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |
| Matrix | | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |

**表 2　基于Tsai-Wu准则刚度退化方案**

**Table 2　Stiffness degradation methods of Tsai-Wu criteria**

| Mode of failure | | $D_1$ | $D_2$ | $D_3$ | $D_4$ | $D_5$ | $D_6$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Yarns | H1 | 0.9 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.8 | 0.8 |
| | H2 | 0.0 | 0.9 | 0.0 | 0.8 | 0.0 | 0.8 |
| | H3 | 0.0 | 0.0 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.0 |
| | H4 | 0.0 | 0.9 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |
| | H5 | 0.2 | 0.0 | 0.9 | 0.8 | 0.8 | 0.0 |
| | H6 | 0.2 | 0.9 | 0.0 | 0.8 | 0.0 | 0.8 |
| Matrix | | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 | 0.8 |

本文中通过 ABAQUS 用户定义材料子程序 UMAT，在材料本构关系中嵌入损伤准则和材料性能退化方案。通过损伤准则对组分材料单元积分点进行判断，损伤发生后，根据损伤准则相应失效模式退化相应的材料性能。利用Newton-Raphson方法计算各增量步单胞中单元应力应变，根据损伤准则更新单元本构矩阵，平衡迭代达到收敛，再继续增加增量步，如此循环完成分析。具体分析流程如图 4 所示。

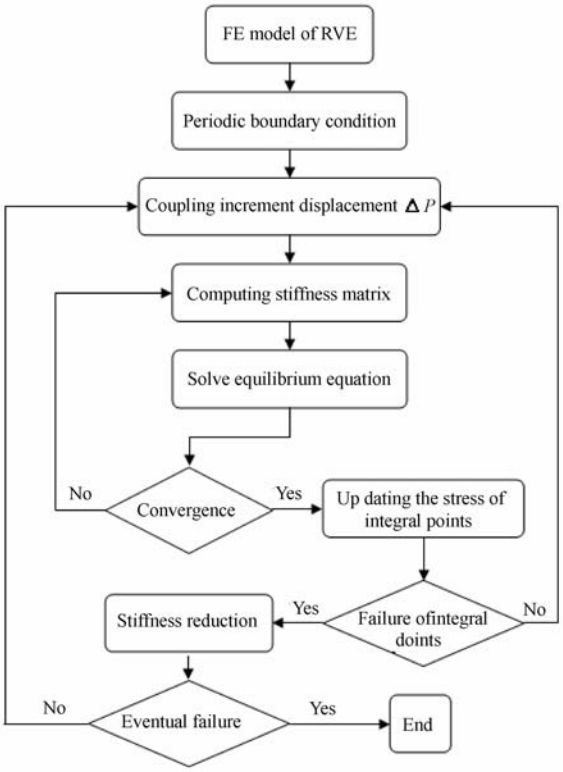


图 4　渐进损伤分析流程图

Fig. 4　Flow chart of progressive damage analysis

## 3　数值分析与讨论

为研究三维编织复合材料的强度及渐进损伤行为，选用文献[19]所提供的三维编织复合材料拉伸试验数据作为验证算例。其中，试件 T5P5 的表面编织角为 19.2°，试件 T4P4 表面编织角为 36.6°，均为典型的小编织角和大编织角试件。试件编织工艺参数及根据文献[12]单胞模型与工艺参数的关系计算出的单胞结构参数均列于表 3 中，组分材料性能参数如表 4 所示。

**表 3　试验试件工艺参数及模型结构参数**

**Table 3　Braided parameters of experiment specimens and structural parameters of model**

| Specimen | Yarn/m | Specimen dimension/mm | Yarn carriers/mm | $\alpha$/(°) | $\gamma$/(°) | $W_i=T_i$/mm | $h$/mm | $V_f$/% |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| T5P5 | $12\times10^3$ | 20.6×6.32×250 | 22×6 | 19.2 | 26.2 | 1.904 | 5.46 | 60.69 |
| T4P4 | $6\times10^3$ | 20.6×8.58×250 | 27×9 | 36.6 | 46.4 | 1.662 | 2.23 | 52.04 |

Note: $\alpha$—surface braided angle; $\gamma$—interior braided angle; $W$—width of the RVE; $T$—thickness of the RVE; $h$—height of the RVE; $V_f$—fiber volume fraction.

**表 4　材料组分性能参数**

**Table 4　Materials properties of components**

| | $E_{f1}$/GPa | $E_{f2}$/GPa | $G_{f12}$/GPa | $G_{f23}$/GPa | $\mu_{f12}$ | $E_m$/GPa | $\mu_m$ | $X_T$/MPa | $X_C$/MPa | S/MPa | $\sigma_m$/MPa |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| T300 | 230 | 40 | 24 | 14.3 | 0.26 | — | — | 3528 | 2470 | — | — |
| Epoxy | — | — | — | — | — | 3.5 | 0.35 | 80 | 241 | 60 | 80 |

## 3.1　应力-应变曲线

图 5 分别给出了两种编织角试件在两种损伤准则下的应力-应变预测曲线和试验曲线。从图 5(a)可以看出，小编织角试件试验曲线和模拟曲线在试件整体破坏前均呈现线性关系。在试件破坏后，模拟曲线迅速下降，材料失去承载能力。从图 5(b)可以看出，大编织角试件在整体破坏前应力应变呈现非线性关系。模拟曲线逐步偏离线性是由于局部损伤的发生对宏观应力应变曲线产生影响，在损伤累积到一定程度以后，曲线开始平缓下降，损伤的逐渐累积导致材料的最终破坏。

表 5 给出了两种编织角试件强度、断裂应变预测值与试验结果对比。对两种编织角试件，采用 Hashin 准则的模拟结果比试验结果都小很多，而采用Tsai-Wu准则的模拟结果均与试验吻合良好。分析其原因主要是对于三维编织复合材料而言，材料增强纤维束与承载方向存在一定的夹角，使得纤维束承受的剪切应力分量与拉伸应力分量具有可比性，尤其对于大编织角复合材料。Hashin 失效准则主要特征是在纤维轴向失效模式中引入了剪切应力分量的影响，在单层板复合材料强度预测中取得了良好的效果，受到了广泛的应用。对于单层板，纤维轴向断裂的主导因素是轴向应力而不是剪切应力，但对于三维编织复合材料而言，纤维束剪切应力分量较大而材料的剪切强度值较低，纤维束剪切失效是三维编织复合材料的主要失效模式之一，但剪切失效不会直接导致纤维束轴向立即失去承载能力。所以，Hashin 失效准则过度考虑了剪切失效对于纤维束轴向整体失效的贡献，加剧了损伤材料积分点的刚度退化，使材料强度模拟值远低于试验值。而Tsai-Wu准则综合考虑了各种应力分量对损伤的贡献，在达到损伤判据后先确定主失效模式，由主失效模式对积分点刚度逐渐退化，获得与试验吻合良好的模拟结果。

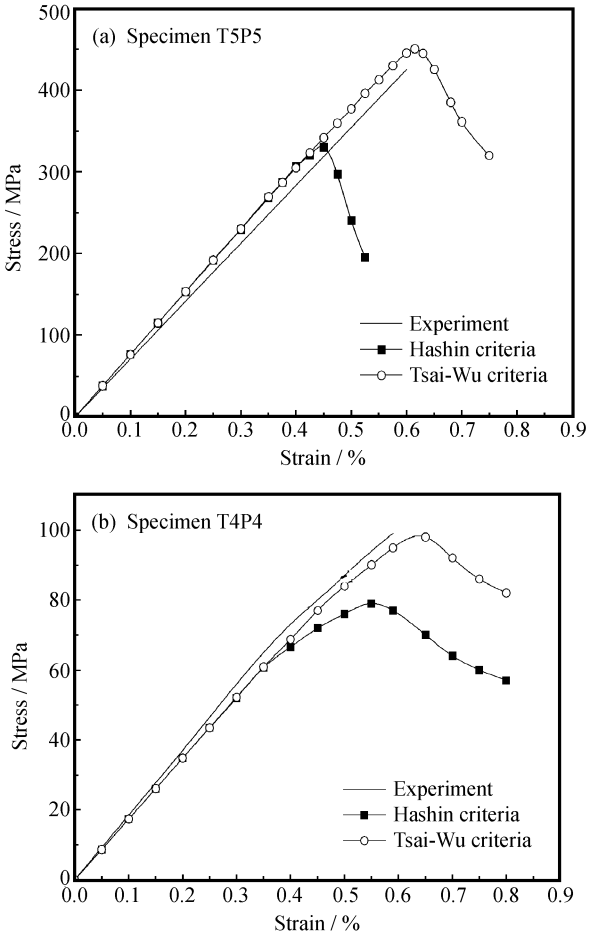


图 5　试件拉伸应力-应变曲线

Fig. 5　Tensile stress-strain curves of specimens

**表 5　强度、断裂应变数值模拟预测值与试验结果对比**

**Table 5　Comparison of strength and fracture strain between predicted and experimental results**

| | Tensile strength/MPa | | | Fracture strain/% | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | Predicted(H) | Predicted(T) | Experiment[19] | Predicted(H) | Predicted(T) | Experiment[19] |
| T5P5 | 330.5 | 448.3 | 425 | 0.44 | 0.62 | 0.60 |
| T4P4 | 77.8 | 97.4 | 99 | 0.54 | 0.64 | 0.59 |

Note：H—predicted results based on Hashin criteria；T— predicted results based on Tsai-Wu criteria.

可以考虑修正 Hashin 失效准则，通过大量试验确定各种失效模式对于纤维束整体破坏的贡献因子，使其能够有效地应用于三维编织复合材料纤维束损伤判定。

### 3.2　损伤扩展分析

三维编织复合材料的力学行为主要由作为增强相的纤维束决定，本文中根据Tsai-Wu准则判定纤维束材料损伤，并引入了纤维束的多种损伤模式，由于本文中试件纤维束轴向拉伸强度较大，数值模拟中纤维轴向断裂的单元不多，纤维束 LT 剪切损伤单元最多。本文中仅给出纤维束 LT 剪切损伤和纯树脂基体区损伤起始和扩展过程。由于纤维束与纤维束交错面处应力集中，一般是单元易于损伤的部位。图 6 中为便于看出纤维束交错面等易损伤位置的损伤情况及损伤扩展方向，仅给出一个方向编织纤维束损伤扩展云图，云图灰白色部分为损伤单元区域，黑色部分为未损伤单元区域。

试件 T5P5 为小编织角试件，主要失效模式为 LT、LZ 及 L 损伤。如图 6(a)，在 $\bar{\varepsilon}_z=0.4\%$ 时，纤维束首先出现轴向拉剪损伤，并引发基体出现初始损伤，随着载荷的增加，损伤沿着相互交错纤维束表面开始扩展，扩展速度先慢后快，基体损伤逐渐

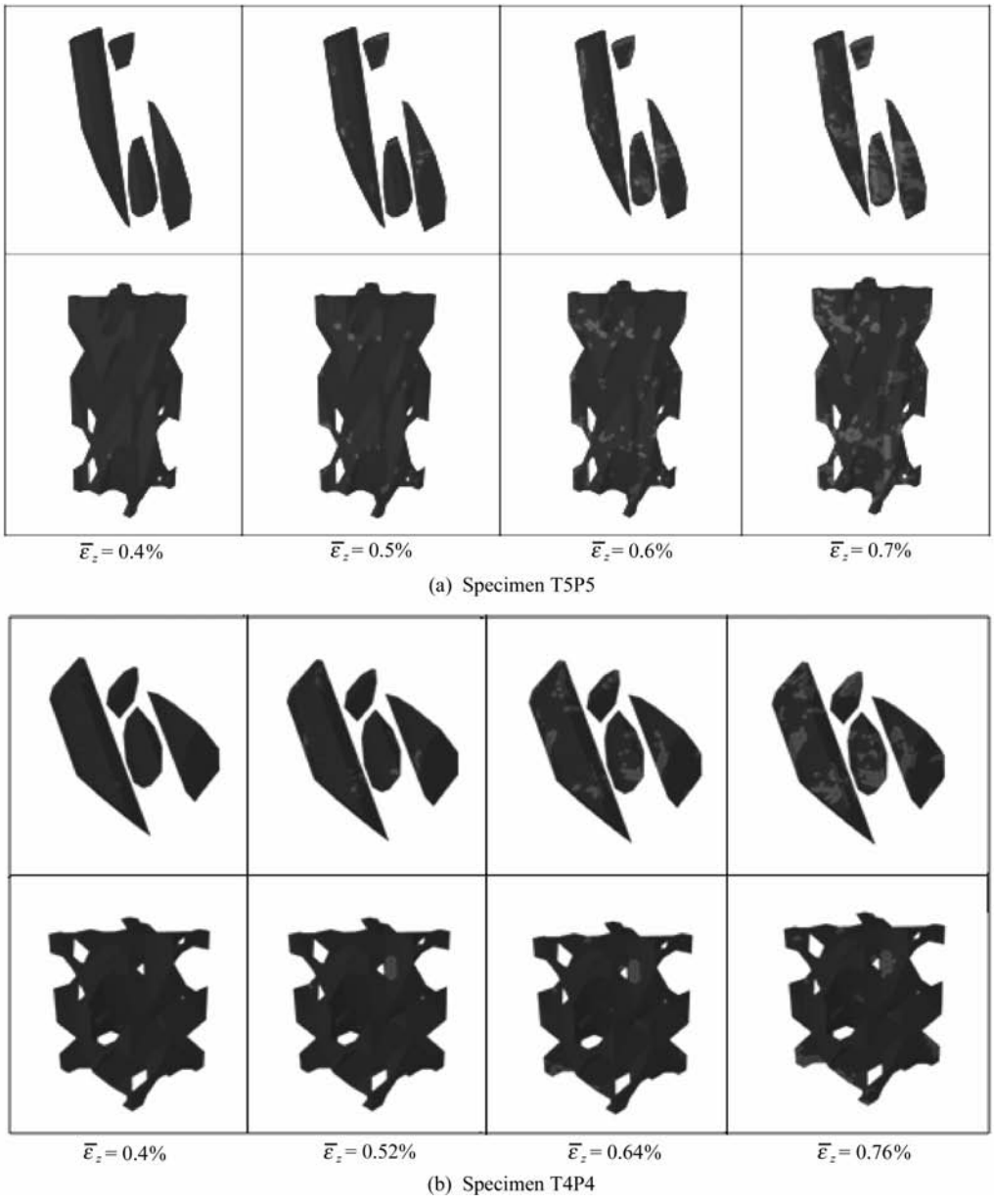


图 6　编织纤维束 $Z$ 向损伤扩展

Fig. 6　Damage evolution of braiding yarns in $Z$ direction

扩展，在 $\bar{\varepsilon}_z=0.6\%$时，应力应变曲线达到最大值，材料强度值较高，此时纤维束失效单元数量较多，继续加载，则纤维束各种损伤累积并迅速扩展，失效单元数量增加，导致材料应力应变曲线突然下降，材料呈现脆性断裂特征。试件 T4P4 为大编织角试件，主要失效模式为 LT、T 及 TZ 损伤。在 $\bar{\varepsilon}_z=0.36\%$时，纤维束交错面首先出现 TZ 剪切损伤，在 $\bar{\varepsilon}_z=0.48\%$之前，基体并未出现损伤，纯树脂基体损伤首先出现在基体与纤维束相交错的棱边，并沿棱边稳定扩展。各种失效模式中，LT 模式损伤单元最多。如图 6(b)，在 $\bar{\varepsilon}_z=0.4\%$时，在相互交错纤维束表面出现轴向拉剪损伤，损伤沿着纤维束横向分散扩展，随着损伤单元的增多，应力应变曲线开始呈现非线性，在 $\bar{\varepsilon}_z=0.64\%$时，应力应变曲线达到最大值，材料强度值较小，继续加载，纤维束各种损伤相对稳定扩展，材料应力-应变曲线逐渐下降，并保持一定的承载能力，材料具有一定的延展性。

## 4　结　论

建立了基于损伤状态变量的受损材料的刚度矩阵。通过对三维编织复合材料的渐进损伤过程进行数值模拟，预测了材料拉伸强度。在不同编织角的情况下，通过数值模拟结果与试验结果的对比，分析了 Hashin 和Tsai-Wu 两种准则作为判定纤维束损伤的适用性。

(1) 基于引入失效模式的Tsai-Wu张量准则是编织纤维束损伤判定比较理想的强度判据。

(2) Hashin 准则不适合作为编织纤维束的损伤判据。Hashin 准则中剪切项对材料失效模式的影响过于严重，尤其对于大编织角复合材料。

(3) 不同编织角的材料具有不同的失效机制。大编织角材料失效模式主要是纤维束横向拉伸、轴向拉剪和基体失效，应力应变关系呈现非线性，材料具有较好的延展性。小编织角材料主要失效模式是纤维束轴向拉伸、轴向拉剪和基体失效，材料呈脆性断裂，具有较高强度。

**参考文献：**


[1] Sun H Y, Qiao X. Prediction of mechanical properties of three-dimensionally braided composites [J]. Composites Science and Technology, 1997, 57(6): 623-629.

[2] 杨振宇，卢子兴，刘振国，等. 三维四向编织复合材料力学性能的有限元分析 [J]. 复合材料学报，2005，22(5)：155-161.
Yang Zhenyu, Lu Zixing, Liu Zhenguo, et al. Finite element analysis of the mechanical properties of 3D braided composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(5): 155-161.

[3] Fang G D, Liang J, Wang Y, et al. The effect of yarn distortion on the mechanical properties of 3D four-directional braided composites [J]. Composites Part A, 2009, 40(4): 343-350.

[4] 卢子兴，刘振国，麦汉超，等. 三维编织复合材料强度的数值预报 [J]. 北京航空航天大学学报，2002，28(5)：563-565.
Lu Zixing, Liu Zhenguo, Mai Hanchao, et al. Numerical prediction of strength for 3D braided composites [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 563-565.

[5] Zeng T, Fang D N, Li M, et al. Predicting the nonlinear response and failure of 3D braided composites [J]. Materials Letters, 2004, 58(26): 3237-3241.

[6] 庞宝君，杜善义，韩杰才，等. 三维多向编织复合材料非线性本构行为的细观数值模拟 [J]. 复合材料学报，2000，17(1)：98-102.
Pang Baojun, Du Shanyi, Han Jiecai, et al. Nonlinear behavior of the constitutive simulation of mesoscopic computational mechanics for three-dimensional multi-directional braided composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2000, 17(1): 98-102.

[7] Fang G D, Liang J, Wang B L. Progressive damage and nonlinear analysis of 3D four-directional braided composites under unidirectional tension [J]. Composite Structures, 2009, 89(1): 126-133.

[8] Dong J W, Feng M L. Asymptotic expansion homogenization for simulating progressive damage of 3D braided composites [J]. Composite Structures, 2010, 92(4): 873-882.

[9] 徐　焜，许希武. 三维编织复合材料渐进损伤的非线性数值分析 [J]. 力学学报，2007，39(3)：398-407.
Xu Kun, Xu Xiwu. Nonlinear numerical analysis of progressive damage of 3D braided composites [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied, 2007, 39(3): 398-407.

[10] 徐　焜，许希武. 三维五向编织复合材料渐进损伤分析及强度预测 [J]. 固体力学学报，2010，31(2)：133-141.
Xu Kun, Xu Xiwu. Progressive damage analysis and strength prediction of 3D five-directional braided composites [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2010, 31(2): 133-141.

[11] Chen L, Tao X M, Choy C L. On the microstructure of three-dimensional braided preforms composites. [J]. Science and Technology, 1999, 59(3): 391-404.

[12] 徐　焜，许希武. 四步法三维编织复合材料的细观结构模型 [J]. 复合材料学报，2006，23(5)：154-160.
Xu Kun, Xu Xiwu. On the microstructure model of four-step 3D rectangular braided composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2006, 23(5): 154-160.

[13] Wang X F, Wang X W, Zhou G M, et al. Multi-scale

analyses of 3D woven composite based on periodicity boundary conditions [J]. Journal of Composite Materials, 2007, 41 (14): 1773-1788.

[14] Xia Z H, Zhang Y F, Ellyin F. A unified periodical boundary conditions for representative volume elements of composites and applications [J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40(8): 1907-1921.

[15] Xia Z H, Zhou C W, Yong Q L, et al. On selection of repeated unit cell model and application of unified periodic boundary conditions in micro - mechanical analysis of composites [J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(2): 266-278.

[16] 周储伟，张音旋. 三维机织复合材料多尺度黏弹性分析 [J]. 复合材料学报，2007，24(5)：125-129.
Zhou Chuwei, Zhang Yinxuan. Multiple scale viscoelastic analysis of 3D woven composite materials [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(5): 125-129.

[17] Chamis C C. Mechanics of composites materials: Past, present and future [J]. Journal of Composites Technology and Research, 1989, 11(1): 3-14.

[18] Chamis C C. Simplified composite micromechanics equations for strength, fracture toughness, impact resistance and environmental effects, TM - 83696 [R]. Washington: NASA, 1984.

[19] 修英姝. 四步法三维编织复合材料力学性能的有限元分析 [D]. 天津：天津工业大学，2001.