

## 2.5D C/SiC 复合材料连续损伤本构模型

薛建刚<sup>1</sup>, 高希光<sup>1,\*</sup>, 方光武<sup>1</sup>, 张盛<sup>1</sup>, 宋迎东<sup>1,2</sup>, 王芳<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 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;  
3. 南京林业大学 化学工程学院, 南京 210037)

**摘要:** 基于连续损伤力学建立了一种包含拉伸与剪切损伤变量的 2.5D C/SiC 复合材料连续损伤本构模型。分别开展了拉伸和剪切试验, 获得应力-应变曲线, 并通过拟合试验曲线获得各损伤变量的演化参数。采用子程序技术将本构模型嵌入商用有限元软件 ANSYS, 应用有限元法计算了材料的应力-应变曲线。考虑了拉剪损伤耦合效应, 计算了偏轴拉伸情况下的应力-应变曲线。结果表明: 沿经纱拉伸、沿纬纱拉伸以及面内剪切的应力-应变曲线与试验结果吻合, 最大偏差依次为 4.30%、3.09% 及 3.73%; 偏轴拉伸计算与试验应力-应变曲线也吻合较好。

**关键词:** 2.5D C/SiC 复合材料; 连续损伤力学; 本构模型; 二次开发; 拉剪损伤耦合

**中图分类号:** V231.9; TB330.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)03-0606-07

陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composites, CMCs)具有良好的高温力学性能, 且克服了陶瓷的脆性, 是航空航天结构热端部件的理想材料<sup>[1-4]</sup>。2.5D C/SiC 复合材料由于其特殊的编织结构而具有良好的剪切性能和层间性能, 应用前景广泛<sup>[4-7]</sup>。由于当前制备工艺的限制, 2.5D C/SiC 复合材料内部不可避免地存在较多孔洞。在外载作用下, 孔洞诱发基体开裂、界面脱粘和纤维拔出等一系列耗能机制, 使其宏观本构曲线呈现非线性。

目前, 国内外学者已经提出了多种 CMCs 本构模型, 主要分为宏观力学模型<sup>[8]</sup>和细观力学模型<sup>[9]</sup>。细观力学模型考虑 CMCs 的细观结构特征, 可以直接模拟 CMCs 细观结构力学性能的演化, 但计算效率较低, 不适合 CMCs 结构件的变形和应力计算。基于连续损伤力学(Continuum Damage Mechanics, CDM)的 CMCs 宏观本构模型计算速度较快, 近年来发展迅速, 已成为 CMCs 结构变形分析的重要工具<sup>[10-12]</sup>。然而, 针对 2.5D C/SiC 复合材

料的损伤演化研究却较为少见。常岩军等<sup>[13]</sup>基于试验曲线分别提出 2.5D C/SiC 复合材料应力型和应变型拉伸损伤演化模型, 但该模型没有包含剪切损伤。

本文基于 CDM 方法提出一种包含拉伸和剪切损伤变量的连续损伤本构模型。首先开展 2.5D C/SiC 复合材料沿经纱(0°)、纬纱(90°)及 45°偏轴方向的拉伸试验, 然后开展面内剪切试验, 获得应力-应变曲线。根据曲线特征构造自由能函数与耗散势方程。通过拟合试验曲线获得损伤演化参数, 采用子程序技术将本构模型嵌入有限元软件 ANSYS, 实现了 2.5D CMCs 沿经纱拉伸、纬纱拉伸及面内剪切的应力-应变计算。最后建立了拉伸剪切损伤耦合公式, 模拟了偏轴拉伸应力-应变曲线。

### 1 应力-应变曲线测试

#### 1.1 试件制备

首先通过层与层浅交弯联方法编织碳纤维形成

收稿日期: 2015-05-08; 录用日期: 2015-09-01; 网络出版时间: 2015-09-21 08:25

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20150921.0825.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51575261, 31200451); 航空科学基金(2015ZB52015); 江苏高校优势学科建设工程

通讯作者: 高希光, 博士, 副教授, 研究方向为陶瓷基复合材料损伤的多尺度模拟, 陶瓷基复合材料力学行为与失效机理。

E-mail: gaoxiguang@nuaa.edu.cn

**引用格式:** 薛建刚, 高希光, 方光武, 等. 2.5D C/SiC 复合材料连续损伤本构模型[J]. 复合材料学报, 2016, 33(3): 606-612. XUE J G, GAO X G, FANG G W, et al. Continuum damage constitutive model of 2.5D C/SiC composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(3): 606-612 (in Chinese).

预制体, 然后采用化学气相渗透法 (Chemical Vapor Infiltration, CVI) 在预制体表面沉积 1 层热解碳, 通过多次沉积进行致密化, 形成尺寸为  $200\text{ mm} \times 200\text{ mm} \times 5\text{ mm}$  的 2.5D 复合材料板材, 最后通过机械加工制得如图 1 所示的 2.5D C/SiC 复合材料试验件。

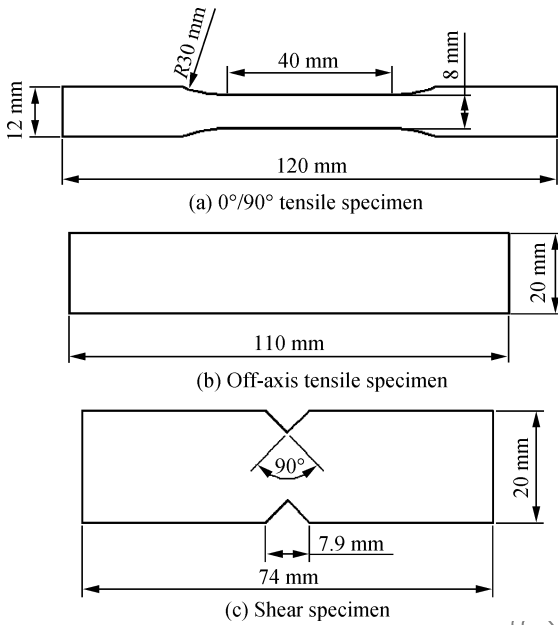


图 1 2.5D C/SiC 复合材料试验件尺寸

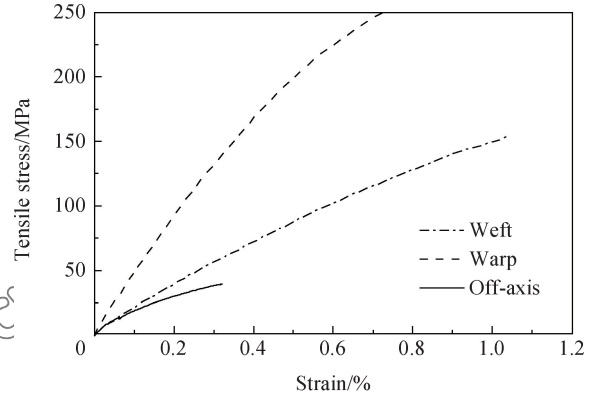
Fig. 1 Size of specimen for 2.5D C/SiC composites

## 1.2 试验过程

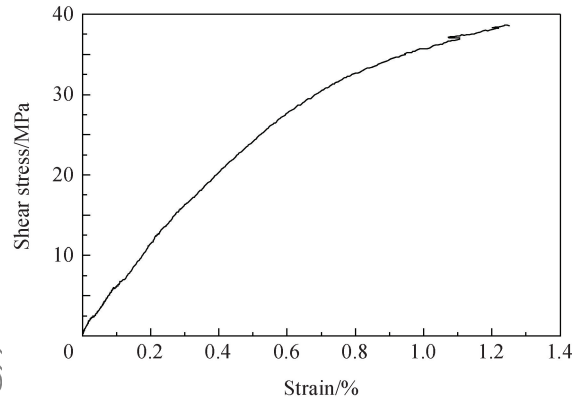
单向拉伸试验在 PWS-100 电液伺服试验机上进行, 加载速率为  $0.02\text{ kN/s}$ 。面内剪切试验在 WDW-100 电子万能试验机上进行。由试验机下端横梁对约赛佩斯库 (Iosipescu) 剪切试验夹具<sup>[14]</sup> 进行加载, 加载速率为  $0.01\text{ mm/s}$ 。

## 1.3 试验结果

通过 1.2 节试验方法获得图 2 所示 2.5D C/SiC 复合材料拉伸和剪切应力-应变曲线。结果表明: 2.5D C/SiC 复合材料的拉伸和剪切应力-应变曲线均由初始线性段、非线性段和第 2 线性段 3 部分构成。在材料比例极限以内, 损伤可以被忽略, 应力-应变曲线表现为线性。随着外载增加, 材料内部产生细观损伤并逐步演化, 材料刚度因此逐渐下降。当外载继续增加, 损伤演化速率降低, 此时材料应力-应变曲线又逐渐表现出线性特征。另外, 纬纱方向拉伸曲线非线性特征不如其他曲线明显, 表明纬纱方向内部损伤较小。



(a) Tensile stress-strain curves



(b) Shear stress-strain curve

图 2 2.5D C/SiC 复合材料拉伸和剪切应力-应变曲线

Fig. 2 Tensile and shear stress-strain curves of 2.5D C/SiC composites

## 2 损伤本构模型

### 2.1 本构方程定义

为描述材料各向异性损伤演化特征, 本文定义  $D_{11}$ 、 $D_{22}$  及  $D_{12}$  分别表示经纱方向、纬纱方向及面内剪切方向各自对应的损伤变量, 且 3 个损伤变量均随着损伤演化由 0 向 1 逐渐增加。受材料尺寸限制, 其余方向损伤暂不考虑, 故其对应损伤变量均定义为 0。

基于试验曲线的双线性特征, 本文采用文献 [9] 定义的 Helmholtz 自由能:

$$\Psi = \frac{1}{2\rho} \boldsymbol{\varepsilon} (\mathbf{C}(D) + \mathbf{C}^t(D)) \boldsymbol{\varepsilon}^T \quad (1)$$

式中:  $\rho$  为材料密度;  $\mathbf{C}(D)$  为起始线性段对应的材料刚度矩阵;  $\mathbf{C}^t(D)$  为第 2 线性段对应的切线模量矩阵;  $\boldsymbol{\varepsilon}$  为应变矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_{11} \quad \varepsilon_{22} \quad \varepsilon_{33} \quad \varepsilon_{23} \quad \varepsilon_{31} \quad \varepsilon_{12}]^T \quad (2)$$

$\mathbf{C}(D)$  与  $\mathbf{C}^t(D)$  表达式分别为

$$C(D) = \begin{bmatrix} (1 - D_{11})C_{1111} & C_{1122} & C_{1133} & 0 & 0 & 0 \\ C_{2211} & (1 - D_{22})C_{2222} & C_{2233} & 0 & 0 & 0 \\ C_{3311} & C_{3322} & (1 - D_{33})C_{3333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (1 - D_{23})C_{2323} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (1 - D_{31})C_{3131} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (1 - D_{12})C_{1212} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C^t(D) = \begin{bmatrix} D_{11}C_{1111}^t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & D_{22}C_{2222}^t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & D_{33}C_{3333}^t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{23}C_{2323}^t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & D_{31}C_{3131}^t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{12}C_{1212}^t \end{bmatrix} \quad (4)$$

由 Helmholtz 自由能表达式推导出本构关系式:

$$\sigma = (C(D) + C^t(D))\epsilon \quad (5)$$

式中:  $\sigma$  为应力矩阵, 表达式为

$$\sigma = [\sigma_{11} \ \sigma_{22} \ \sigma_{33} \ \sigma_{23} \ \sigma_{31} \ \sigma_{12}]^T \quad (6)$$

热力学对偶力可以表示为

$$Y_{ij} = -\rho \frac{\partial \Psi}{\partial D_{ij}} \quad i, j = 1, 2 \quad (7)$$

### 2.2 损伤演化方程的建立

根据试验结果, 当外载超过比例极限以后, 损伤逐渐演化并收敛于一个特定值。为完善本构模型, 必须给出损伤变量的演化方程。在热力学框架下, 损伤演化方程与外载无关, 是热力学对偶力的凸函数。因此, 本文定义式(8)表征材料耗散势:

$$f_{ij} = |Y_{ij}| + \frac{\text{tr}(C - C^t)[D_{ij}(\epsilon_{0ij}k_{ij} - 1) - \epsilon_{0ij}k_{ij}]}{2k_{ij}^2(1 - D_{ij})^2} - k_{0ij} \quad (8)$$

式中:  $k_{ij}$  和  $k_{0ij}$  用来控制损伤演化趋势;  $\epsilon_{0ij}$  为损伤起始应变。

根据文献[10]中最小耗散势原理推导出损伤演化方程:

$$\dot{D}_{ij} = \lambda_{ij} \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \quad (9)$$

式中: 参数  $\lambda_{ij}$  根据 Kuhn-Tucker 条件  $\dot{f}_{ij} = 0$  得到。Kuhn-Tucker 条件定义为

$$\dot{f}_{ij} = \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \dot{Y}_{ij} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial D_{ij}} \dot{D}_{ij} = 0 \quad (10)$$

将式(9)代入式(10)得

$$\lambda_{ij} = \begin{cases} -Y_{ij} \left( \frac{\partial Y_{ij}}{\partial D_{ij}} \right) & f_{ij} \geq 0 \\ 0 & f_{ij} < 0 \end{cases} \quad (11)$$

热力学对偶力增量形式可以表示为

$$\dot{Y}_{ij} = \frac{\partial Y_{ij}}{\partial \epsilon_{ij}^e} \dot{\epsilon}_{ij}^e \quad (12)$$

由式(11)及式(12)推导出损伤增量的表达式为

$$\dot{D}_{ij} = \begin{cases} -\frac{\frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial \epsilon_{ij}^e} \dot{\epsilon}_{ij}^e}{\frac{\partial f_{ij}}{\partial D_{ij}}} & f_{ij} \geq 0 \\ 0 & f_{ij} < 0 \end{cases} \quad (13)$$

由式(5)可得应力增量公式为

$$\dot{\sigma}_{ij} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial D_{ij}} \dot{D}_{ij} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e} \dot{\epsilon}_{kl}^e \quad (14)$$

将式(13)代入式(14)可得

$$\dot{\sigma}_{ij} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e} \dot{\epsilon}_{kl}^e - \frac{\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial D_{ij}} \cdot \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e}}{\frac{\partial f_{ij}}{\partial D_{ij}}} \dot{\epsilon}_{kl}^e \quad (15)$$

## 3 本构模型算例分析

### 3.1 本构模型参数

采用文献[15]中提供的方法获得表 1 所示 2.5D C/SiC 复合材料弹性参数。根据正交各向异性材料刚度矩阵算出表 2 所示刚度系数<sup>[16]</sup>。由式(16)算出刚度折减系数, 再由式(17)算出表 3 所示第 3 线性段切线模量:

表 1 2.5D C/SiC 复合材料弹性参数

Table 1 Elastic parameters of 2.5D C/SiC composites

$E_1$ /GPa	$E_2$ /GPa	$E_3$ /GPa	$G_{12}$ /GPa	$G_{23}$ /GPa	$G_{13}$ /GPa	$\nu_{12}$	$\nu_{23}$	$\nu_{13}$
45	23.5	15	5.3	3.4	3.4	0.16	0.2	0.14

表 2 2.5D C/SiC 复合材料刚度系数

Table 2 Stiffness coefficients of 2.5D C/SiC composites

$C_{1111}$ /GPa	$C_{1122}$ /GPa	$C_{1133}$ /GPa	$C_{2211}$ /GPa	$C_{2222}$ /GPa	$C_{2233}$ /GPa
52.55	11.43	9.64	11.43	27.56	7.11
$C_{3311}$ /GPa	$C_{3322}$ /GPa	$C_{3333}$ /GPa	$C_{1212}$ /GPa	$C_{2323}$ /GPa	$C_{3131}$ /GPa
9.64	7.11	17.77	5.3	3.4	3.4

表 3 2.5D C/SiC 复合材料切线模量

Table 3 Tangent modulus of 2.5D C/SiC composites

$C_{1111}^t$ /GPa	$C_{1122}^t$ /GPa	$C_{1133}^t$ /GPa	$C_{2211}^t$ /GPa	$C_{2222}^t$ /GPa	$C_{2233}^t$ /GPa
24.31	11.43	9.64	11.43	14.83	7.11
$C_{3311}^t$ /GPa	$C_{3322}^t$ /GPa	$C_{3333}^t$ /GPa	$C_{1212}^t$ /GPa	$C_{2323}^t$ /GPa	$C_{3131}^t$ /GPa
9.64	7.11	17.77	4.51	3.4	3.4

$$\zeta_{ij} = \frac{E'_{ij}}{E_{ij}} \quad (16)$$

$$C'_{ijmn} = \zeta_{ij} C_{ijmn} \quad (17)$$

式中:  $E'_{ij}$  和  $E_{ij}$  分别为试验曲线初始线性段斜率(弹性模量或剪切模量)及第 2 线性段斜率;  $\zeta_{ij}$  为刚度折减系数。

经纱方向  $\zeta_{11} = 0.46$ , 纬纱方向  $\zeta_{22} = 0.538$ , 面内剪切方向  $\zeta_{12} = 0.85$ , 即  $C'_{1111} = 0.46 C_{1111}$ ,  $C'_{2222} = 0.538 C_{2222}$ ,  $C'_{1212} = 0.85 C_{1212}$ , 其余各方向,  $\zeta_{ij} = 1$ 。

除上述参数外, 本构模型还包含  $k_{ij}$ 、 $k_{0ij}$  及  $\epsilon_{0ij}$  等参数。基于 MATLAB 软件的数字化实时显示功能, 本文首先使用该软件编写本构方程, 定义固定应变增量作为自变量并计算出相应应力值以获得应力-应变曲线。通过调整参数以获得使计算曲线与试验曲线较接近的各参数参考值, 2.5D C/SiC 复合材料本构模型拟合参数如表 4 所示。

表 4 2.5D C/SiC 复合材料本构模型拟合参数

Table 4 Fitted parameters of constitutive model for 2.5D C/SiC composites

Damage direction	$k_{ij}$	$k_{0ij}$	$\epsilon_{0ij}$
Warp ( $ij=11$ )	180	-13 500	0.001
Weft ( $ij=22$ )	250	-13 500	0.001 680
In-plane shear ( $ij=12$ )	550	-130 000	0.002 346

### 3.2 有限元二次开发

本文将本构模型编入商用有限元软件 ANSYS

用户子程序 USERMAT.F, 通过子程序的编译连接形成用户定制版 ANSYS, 利用该 ANSYS 程序调用子程序即实现本构模型的二次开发计算<sup>[17]</sup>。

材料本构行为表现为其应力-应变关系, USERMAT 主要任务就是定义材料的应力-应变关系, 实现这一过程主要包含 2 步: 一是定义材料的应力更新过程。有限元软件计算时将外载分为若干子步, 每一子步载荷作用产生相应的应变增量, ANSYS 将应变增量传递给子程序, 子程序根据自定义本构模型计算出相应的应力增量值即实现了应力更新。二是定义材料的雅可比矩阵, 矩阵各项分别表示对应方向上的应力增量对应应变增量的变化率:

$$J_{ij} = \frac{\partial \Delta \sigma_{ij}}{\partial \Delta \epsilon_{ij}} \quad (18)$$

### 3.3 拉伸和剪切试验的有限元模拟

根据图 1 尺寸分别建立拉伸和剪切试件的有限元模型。采用 Solid185 单元划分网格。对拉伸试件模型一端施加约束, 另一端施加位移载荷。剪切试件模型左半部分上下面施加全约束, 右半部分上下面约束纵向位移, 横向施加位移载荷。计算得到图 3 所示 2.5D C/SiC 复合材料试验与计算拉伸/剪切应力-应变曲线对比。

由曲线对比可知, MATLAB 拟合曲线与试验曲线几乎重合, 而本构模型有限元拉伸及剪切模拟计算曲线也十分接近, 较好地模拟了 2.5D C/SiC 复合材料宏观本构双线性特征及损伤演化特征,

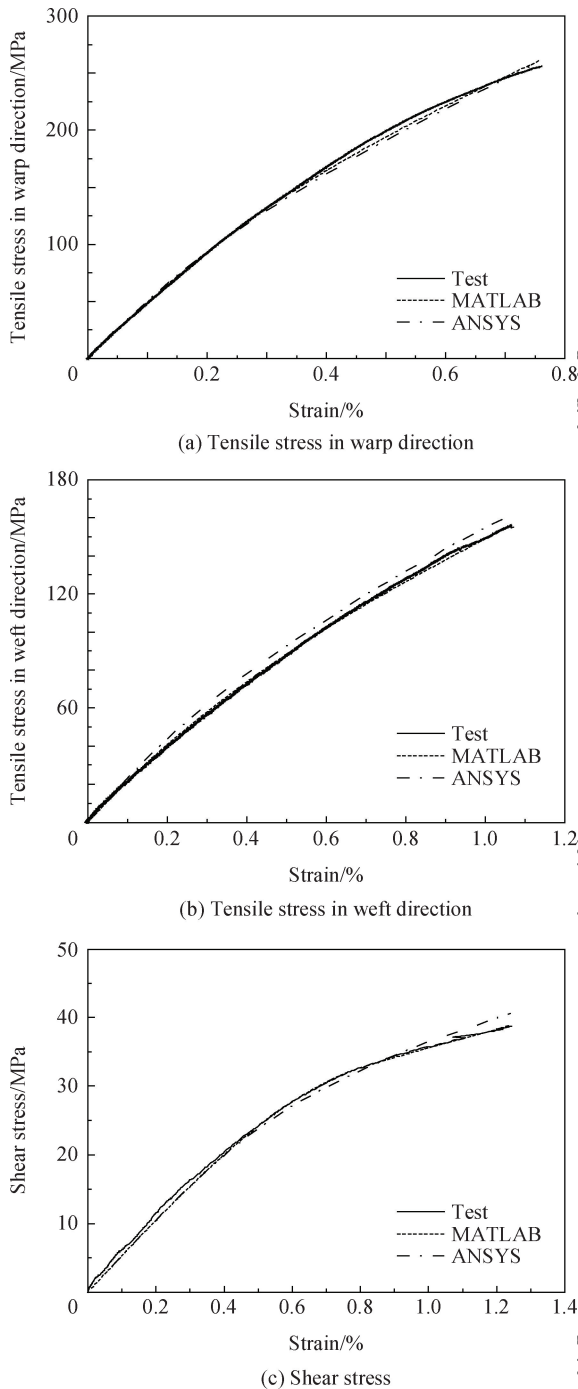


图3 2.5D C/SiC 复合材料试验与计算拉伸/剪切应力-应变曲线对比

Fig. 3 Comparison between test and calculated tensile/shear stress-strain curves for 2.5D C/SiC composites

3 条曲线应力计算数值与试验值最大误差依次为 4.30%、3.09% 及 3.73%。

### 3.4 考虑损伤耦合的偏轴拉伸算例

第 2 节本构模型中的拉伸和剪切损伤变量各自独立, 但实际偏轴拉伸过程存在较大的拉剪损伤耦

合。图 4 为不考虑损伤耦合的 2.5D C/SiC 复合材料偏轴拉伸计算与试验应力-应变曲线对比。可知, 在初始弹性段, 计算曲线与试验曲线比较吻合, 但在高应力阶段, 两者差值逐渐增大。

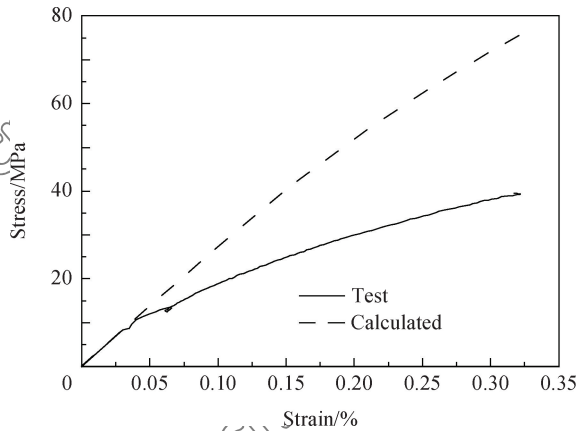


图4 不考虑损伤耦合的 2.5D C/SiC 复合材料偏轴拉伸计算与试验应力-应变曲线对比

Fig. 4 Comparison between calculated and test off-axis tensile stress-strain curves without damage coupling for 2.5D C/SiC composites

目前, 国内外对拉伸损伤和剪切损伤之间的耦合效应开展了一些研究。Camus<sup>[18]</sup> 在连续损伤力学框架下建立了一种各向异性损伤本构模型。该模型以热力学对偶力  $Y_{ij}$  之间的耦合作用表征损伤耦合。甄文强等<sup>[19]</sup> 针对平纹编织 C/SiC 复合材料直接建立了损伤变量之间的耦合关系。考虑到本文所提出的损伤变量同时受  $k_{ij}$  和  $\zeta_{ij}$  等参数的影响, 借鉴已有的研究方法, 本文采用式(19)和式(20)描述损伤变量与损伤演化参数之间的耦合关系, 间接表征了损伤变量之间的耦合效应。

$$\begin{cases} \xi'_{11} = \zeta_{11}(1 - A_{16}D_{12}) \\ \xi'_{22} = \zeta_{22}(1 - A_{26}D_{12}) \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} \xi'_{12} = \zeta_{12}(1 - A_{61}D_1 - A_{62}D_2) \\ k_{11} = 180 + B_{16} \arctan(C_{16}D_{12}) \\ k_{22} = 250 + B_{26} \arctan(C_{26}D_{12}) \\ k_{12} = 550 + B_{61} \arctan(C_{61}D_1) + B_{62} \arctan(C_{62}D_2) \end{cases} \quad (20)$$

式中:  $\xi'_{ij}$  和  $\zeta_{ij}$  分别为某一增量步下的刚度折减系数与上一增量步下的刚度折减系数。其余参数对损伤耦合影响较小, 因此忽略其耦合关系。采用正交参数法调试各耦合关系系数, 获得使计算曲线与试验曲线最接近的一组数值, 2.5D C/SiC 复合材料损伤耦合关系系数如表 5 所示。

表 5 2.5D C/SiC 复合材料损伤耦合关系系数  
Table 5 Damage coupling relationship coefficients of 2.5D C/SiC composites

$A_{16}$	$A_{26}$	$A_{61}$	$A_{62}$	$B_{16}$	$B_{26}$
0.01	0.25	0.005	0.125	38 000	-230
$B_{61}$	$B_{62}$	$C_{16}$	$C_{26}$	$C_{61}$	$C_{62}$
1 523	-1 440	0.000 1	0.000 1	0.000 1	0.000 1

采用上述耦合关系计算所得考虑损伤耦合的 2.5D C/SiC 复合材料偏轴拉伸计算与试验应力-应变曲线对比如图 5 所示。

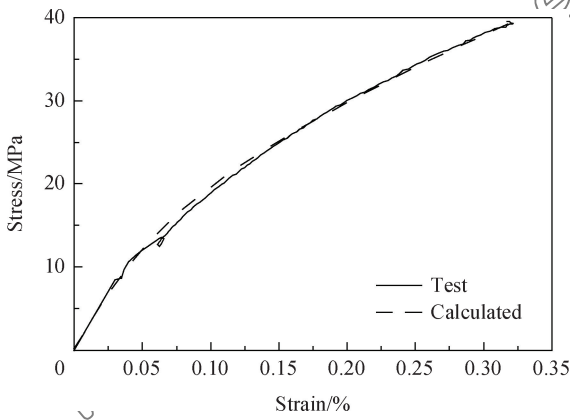


图 5 考虑损伤耦合的 2.5D C/SiC 复合材料偏轴拉伸计算与试验应力-应变曲线对比

Fig. 5 Comparison between calculated and test off-axis tensile stress-strain curves with damage coupling for 2.5D C/SiC composites

可知, 考虑了拉伸剪切损伤耦合后的计算曲线与试验曲线吻合较好, 说明本文采用的耦合关系可用于描述 2.5D C/SiC 复合材料的偏轴应力应变曲线。

## 4 结论

(1) 开展了 2.5D C/SiC 复合材料经纱、纬纱、45°偏轴方向拉伸及面内剪切试验, 各应力-应变曲线均包含 3 个部分, 即初始弹性段、非线性段和第 2 线性段。

(2) 基于连续损伤力学原理建立了 2.5D C/SiC 复合材料的经验本构模型。该模型包含了 0°(经纱方向)、90°(纬纱方向)拉伸及面内剪切 3 个损伤变量。在热力学框架下建立耗散势方程, 模拟损伤演化过程。

(3) 将本构模型编入有限元软件 ANSYS 子程序进行二次开发。通过有限元计算得到了材料在

0°拉伸、90°拉伸和面内剪切载荷下的应力-应变曲线。计算结果与试验曲线吻合, 最大误差依次为 4.30%、3.09%及 3.73%。

(4) 在本构方程中考虑了拉伸剪切损伤耦合关系, 计算了 45°偏轴拉伸应力-应变曲线, 计算曲线与试验曲线吻合较好。

## 参考文献:

- [1] CHAWLA K K. Ceramic matrix composites [M]. New York; Springer, 2003: 1-10.
- [2] 梁春华. 21 世纪大飞机发动机的预研计划与关键技术[J]. 航空制造技术, 2009(17): 38-44.  
LIANG C H. Advance program and key technology for 21st century large commercial jet engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(17): 38-44 (in Chinese).
- [3] 何柏林, 孙佳. 碳纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展及应用[J]. 硅酸盐通报, 2009, 28(6): 1197-1202.  
HE B L, SUN J. Progress and application of carbon fibers reinforced silicon carbide ceramic matrix composites[J]. Bulletin of the Chinese Ceramic Society, 2009, 28(6): 1197-1202 (in Chinese).
- [4] 孔春元, 孙志刚, 高希光, 等. 2.5 维 C/SiC 复合材料经向拉伸性能[J]. 复合材料学报, 2012, 29(2): 192-198.  
KONG C Y, SUN Z G, GAO X G, et al. Tensile property of 2.5D C/SiC composites in warp direction[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(2): 192-198 (in Chinese).
- [5] 孔春元, 孙志刚, 高希光, 等. 2.5 维 C/SiC 复合材料单胞模型及刚度预测[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2459-2467.  
KONG C Y, SUN Z G, GAO X G, et al. Unit cell of 2.5 dimension C/SiC and its stiffness prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2459-2467 (in Chinese).
- [6] DALMAZ A, DUCRET D, GUERJOURA R E, et al. Elastic moduli of a 2.5D Cf/SiC composite: Experimental and theoretical estimates[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(6): 913-925.
- [7] MA J, XU Y, ZHANG L, et al. Microstructure characterization and tensile behavior of 2.5D C/SiC composites fabricated by chemical vapor infiltration[J]. Scripta Materialia, 2006, 54(11): 1967-1971.
- [8] 管国阳, 矫桂琼, 张增光. 2D-C/SiC 复合材料的宏观拉压特性和失效模式[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4): 81-85.  
GUAN G Y, JIAO G Q, ZHANG Z G, et al. Uniaxial macro-mechanical property and failure mode of a 2D-woven C/SiC composite[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4): 81-85 (in Chinese).
- [9] 方光武, 高希光, 宋迎东. 单向纤维增强陶瓷基复合材料界面滑移规律[J]. 复合材料学报, 2013, 30(4): 101-107.

- FANG G W, GAO X G, SONG Y D. Interface slip distribution of unidirectional fiber-reinforced ceramic matrix composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(4): 101-107 (in Chinese).
- [10] 刘新东, 郝际平. 连续介质损伤力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 126-211.
- LIU X D, HAO J P. Continuum damage mechanics[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2011: 126-211 (in Chinese).
- [11] GAO X G, LI L, SONG Y D. A temperature-dependent constitutive model for fiber reinforced ceramic matrix composites and structural stress analysis[J]. *International Journal of Damage Mechanics*, 2014, 23(4): 507-522.
- [12] 刘伟先, 周光明, 高军, 等. 考虑剪切非线性影响的复合材料连续损伤模型及损伤参数识别[J]. *复合材料学报*, 2013, 30(6): 221-226.
- LIU W X, ZHOU G M, GAO J, et al. Continuum damage model and damage parameter identifications for composites considering the effect of shear nonlinearity[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(6): 221-226 (in Chinese).
- [13] 常岩军, 靳桂球, 陶永强, 等. 2.5D-C/SiC 复合材料的拉伸损伤研究[J]. *无机材料学报*, 2008, 23(3): 509-514.
- CHANG Y J, JIAO G Q, TAO Y Q, et al. Damage behavior of 2.5-C/SiC composite under tensile loading[J]. *Journal of Inorganic Materials*, 2008, 23(3): 509-514 (in Chinese).
- [14] 赵祖虎. 复合材料剪切试验方法述评[J]. *航天返回与遥感*, 1996, 71(3): 39-47.
- ZHAO Z H. Review for composite materials shear test methods[J]. *Spacecraft Recovery and Remote Sensing*, 1996, 71(3): 39-47 (in Chinese).
- [15] 李龙, 高希光, 史剑, 等. 考虑孔隙的针刺 C/SiC 复合材料弹性参数计算[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(6): 1257-1263.
- LI L, GAO X G, SHI J, et al. Calculation of needled C/SiC composite elastic parameters in consideration of porosity[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1257-1263 (in Chinese).
- [16] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学[M]. 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2013: 48-51.
- SHEN G L, HU G K, LIU B. Mechanics of composite materials[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 48-51 (in Chinese).
- [17] 师访. ANSYS 二次开发及应用实例详解[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012: 1-140.
- SHI F. Secondary development and application example explanation of ANSYS[M]. Beijing: China Waterpower Press, 2012: 1-140 (in Chinese).
- [18] CAMUS G. Modeling of the mechanical behavior and damage processes of fibrous ceramic matrix composites: Application to a 2-D SiC/SiC[J]. *International Journal of Solids and Structures* 2000, 37(6): 919-942.
- [19] 甄文强, 王波, 李潘, 等. 平纹编织 C/SiC 陶瓷基复合材料层合板偏轴拉伸性能研究[J]. *机械强度*, 2014, 36(6): 856-861.
- ZHEN W Q, WANG B, LI P, et al. Study of off-axis tensile properties of plain-woven C/SiC composites[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2014, 36(6): 856-861 (in Chinese).

## Continuum damage constitutive model of 2.5D C/SiC composites

XUE Jiangang<sup>1</sup>, GAO Xiguang<sup>1\*</sup>, FANG Guangwu<sup>1</sup>, ZHANG Sheng<sup>1</sup>, SONG Yingdong<sup>1,2</sup>,  
WANG Fang<sup>3</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanics Structure, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. College of Chemical Engineering, Nanjing Forest University, Nanjing 210037, China)

**Abstract:** A continuum damage constitutive model of 2.5D C/SiC composites containing both tensile and shear damage variables were established based on continuum damage mechanics. Tensile and shear tests were conducted to obtain the stress-strain curves, and the test curves were fitted to obtain parameters of damage variable evolution. The constitutive model was then embedded into commercial finite element software ANSYS by subroutine technology and the finite element method was used to calculate the stress-strain curves of materials. The coupling effect of tensile and shear damage was considered. The stress-strain curves under off-axis tensile condition was calculated. The results show that the stress-strain curves along warp and weft direction tensile and in-plane shear agree well with the test results and the maximum deviation are respectively 4.30%, 3.09% and 3.73%; the calculated off-axis tensile stress-strain curve is also consistent with the test data.

**Keywords:** 2.5D C/SiC composites; continuum damage mechanics; constitutive model; secondary development; coupling of tensile and shear damage