

针刺陶瓷基复合材料损伤本构模型及 构件应力分析

薛建刚¹, 高希光¹, 方光武¹, 张盛¹, 宋迎东^{1,2}, 王芳³

- (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: 基于连续介质损伤力学方法提出了适用于针刺陶瓷基复合材料的各向异性损伤本构模型. 该模型考虑了拉伸与剪切损伤的影响. 通过试验得到了材料的拉伸和剪切的应力-应变曲线, 采用曲线拟合获得了本构模型的参数. 应用用户子程序技术将本构模型写入商用有限元软件, 计算所得拉伸和剪切的应力-应变曲线与试验曲线比较吻合, 最大误差分别为 5.62% 和 1.47%. 使用该损伤本构模型及弹性模型计算了航空发动机尾喷管调节片在气动和温度载荷下的力学响应, 两者计算所得应力分布相似, 但损伤本构模型计算值明显小于弹性模型计算值.

关 键 词: 针刺陶瓷基复合材料; 损伤力学; 本构模型; 用户子程序; 调节片

中图分类号: V231.9; TB332

文献标志码: A

A damage constitutive model for needled CMCs composites and stress analysis of components

XUE Jian-gang¹, GAO Xi-guang¹, FANG Guang-wu¹,
ZHANG Sheng¹, SONG Ying-dong^{1,2}, WANG Fang³

- (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 Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. College of Chemical Engineering, Nanjing Forestry University, Nanjing 210037, China)

Abstract: An anisotropic damage constitutive model for needled ceramic matrix composites was proposed based on continuum damage mechanics. The effects of both tensile damage and shear damage were considered in the model. The stress-strain curves of the material were obtained by tensile and shear tests and the parameters of the constitutive model obtained by curving-fitting. Then the model was written into commercial finite element software by user subroutine. Both calculated tensile and shear curves agreed with the test curves, and the maximum errors were 5.62% and 1.47% respectively. With both damage constitutive model and elastic model, an adjustment sheet of an aero-engine exhaust nozzle was calculated to analyze the mechanical response under complex aerodynamic load and temperature load. The

收稿日期: 2015-01-25

基金项目: 国家自然科学基金(51105195, 31200451); 南京航空航天大学基本科研业务费(NS2013022);
中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2014402)

作者简介: 薛建刚(1990—), 男, 江苏如皋人, 硕士生, 主要研究方向为陶瓷基复合材料本构模型.

stress distributions calculated by the two models were similar, but the value of damage constitutive model was obviously lower than that of the elastic model.

Key words: needled ceramic matrix composites; damage mechanics; constitutive model; user subroutine; adjustment sheet

针刺陶瓷基复合材料(needled ceramic matrix composites,简称针刺 CMCs)具有良好的高温力学性能,是应用于先进航空发动机热端部件的理想材料^[1-8].

陶瓷基复合材料(CMCs)在外载作用下会产生多种形式的细观损伤,其宏观力学行为表现出显著的非线性特征.目前,国内外学者提出了多种 CMCs 的本构模型^[9-10].这些本构模型主要分为宏观力学模型^[11-12]和细观力学模型^[13].尽管细观力学模型考虑了 CMCs 的细观结构特征,能直接模拟 CMCs 损伤萌生和演化的真实情况,但是计算耗时,不适合 CMCs 结构的变形和应力计算.基于损伤力学的 CMCs 本构模型具有计算速度快的特点,近年来发展迅速,已成为 CMCs 结构变形和应力计算的重要方法^[14-16].然而,有关针刺 CMCs 的损伤本构模型的研究较少.目前仅高希光等^[17]基于损伤力学方法发展了一种考虑温度影响的针刺 CMCs 损伤本构模型,但是该本构模型未分别考虑拉伸损伤与剪切损伤本构曲线及两者的区别,没有对剪切损伤本构曲线进行拟合验证,对分别表征两者损伤演化特征的本构参数也未加区分.

本文基于损伤力学基本原理提出一种考虑拉伸和剪切损伤的各向异性损伤本构模型.首先开展针刺 CMCs 拉伸和剪切试验获得应力-应变曲线,然后根据应力-应变曲线的特征定义损伤变量,构造自由能函数和耗散势方程.采用子程序技术将本构模型写入商用有限元软件,最后使用该软件对某航空发动机的尾喷管调节片进行了变形和应力计算.

1 针刺 CMCs 应力-应变曲线测试

本文使用的拉伸及剪切试件设计尺寸如图 1 所示.采用南京航空航天大学能源与动力学院 WDW-100 电子万能试验机及图 2 所示约塞佩斯库剪切夹具分别开展拉伸及剪切试验,获得针刺 CMCs 拉伸及剪切的应力(σ)-应变(ϵ)曲线如图 3 所示.

从图 3 可以看出整个应力-应变曲线可以划

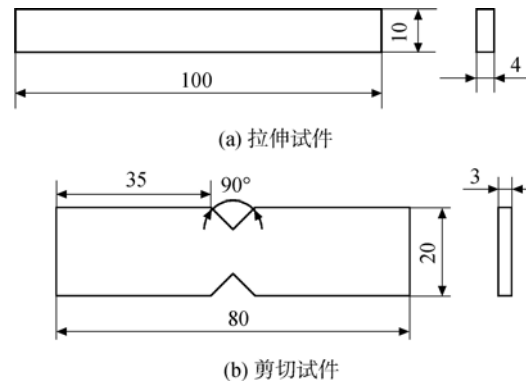


图 1 拉伸及剪切试件几何尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Physical dimension of tensile and shear specimens (unit:mm)

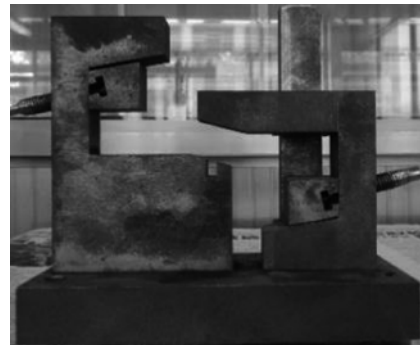


图 2 约塞佩斯库剪切夹具

Fig. 2 Iosipescu shear clamp

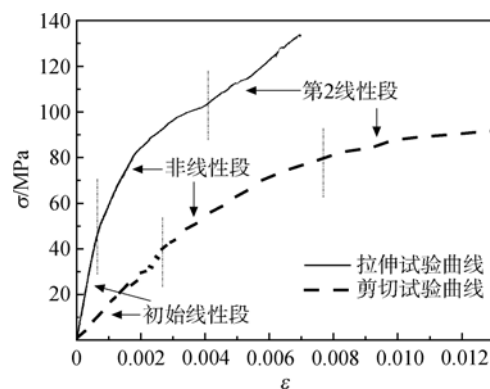


图 3 CMCs 应力-应变曲线

Fig. 3 Stress-strain curves of CMCs

分为3个部分.第1部分为初始线性段,该区域应力-应变曲线保持直线,材料中没有损伤发生,材料保持弹性.第2部分为非线性段,材料应力-应变曲线表现出非线性.材料的刚度随着外载的增加逐渐降低.第3部分为第2线性段,材料的应力-应变曲线又重新展现出直线.

材料表现出以上行为可以这样解释:在陶瓷基复合材料制备过程中,不可避免地将产生很多缺陷在材料中,如果外载在材料的比例极限以内,材料中将不会产生损伤,应力-应变曲线为线性.随着外载的增加,材料内部发生细观损伤并逐步演化,材料的刚度因此逐渐下降,应力-应变曲线表现出非线性.当外载继续增大,材料中损伤不断发展直至饱和,此时应力-应变曲线又表现为线性.

2 针刺 CMCs 的损伤本构模型

2.1 针刺 CMCs 本构方程

本文采用式(1)所示损伤矩阵 $\mathbf{D}$ 来描述材料中的损伤.

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} D_{1111} & D_{1122} & D_{1133} & 0 & 0 & 0 \\ D_{2211} & D_{2222} & D_{2233} & 0 & 0 & 0 \\ D_{3311} & D_{3322} & D_{3333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{2323} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & D_{3131} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{1212} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中损伤变量 D_{ijkl} 随着损伤的发展由0向1逐渐增大.由于针刺 CMCs 的应力-应变曲线具有双线性特征,因此采用文献[17]定义的 Helmholtz 自由能 ψ

$$\rho\psi = \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}^e [\mathbf{E}(\mathbf{D}) + \mathbf{E}^t(\mathbf{D})] \boldsymbol{\varepsilon}^e \quad (2)$$

其中 ρ 为材料的密度, $\mathbf{E}(\mathbf{D})$ 表示材料的弹性矩阵, $\mathbf{E}^t(\mathbf{D})$ 表示材料的切线模量矩阵, $\boldsymbol{\varepsilon}^e$ 表示弹性应变向量. $\boldsymbol{\varepsilon}^e$ 的表达式如下

$$\boldsymbol{\varepsilon}^e = [\varepsilon_{11}^e \quad \varepsilon_{22}^e \quad \varepsilon_{33}^e \quad \varepsilon_{23}^e \quad \varepsilon_{13}^e \quad \varepsilon_{12}^e]^T \quad (3)$$

$\mathbf{E}(\mathbf{D})$ 和 $\mathbf{E}^t(\mathbf{D})$ 可以表示为式(4)和式(5)所示的矩阵:

$$\mathbf{E}(\mathbf{D}) = \begin{bmatrix} (1-D_{1111})E_{1111} & (1-D_{1122})E_{1122} & (1-D_{1133})E_{1133} & 0 & 0 & 0 \\ (1-D_{2211})E_{2211} & (1-D_{2222})E_{2211} & (1-D_{2233})E_{2233} & 0 & 0 & 0 \\ (1-D_{3311})E_{3311} & (1-D_{3322})E_{3322} & (1-D_{3333})E_{3333} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (1-D_{2323})E_{2323} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (1-D_{3131})E_{3131} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (1-D_{1212})E_{1212} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{E}^t(\mathbf{D}) = \begin{bmatrix} D_{1111}E_{1111}^t & D_{1122}E_{1122}^t & D_{1133}E_{1133}^t & 0 & 0 & 0 \\ D_{2211}E_{2211}^t & D_{2222}E_{2211}^t & D_{2233}E_{2233}^t & 0 & 0 & 0 \\ D_{3311}E_{3311}^t & D_{3322}E_{3322}^t & D_{3333}E_{3333}^t & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{2323}E_{2323}^t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & D_{3131}E_{3131}^t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{1212}E_{1212}^t \end{bmatrix} \quad (5)$$

因此材料的本构方程可以从 Helmholtz 自由能中对弹性应变向量求偏导得到

$$\boldsymbol{\sigma} = \rho \frac{\partial \psi}{\partial \boldsymbol{\varepsilon}^e} = [\mathbf{E}(\mathbf{D}) + \mathbf{E}^t(\mathbf{D})] \boldsymbol{\varepsilon}^e \quad (6)$$

热力学对偶力可以表述为

$$Y_{ij} = -\rho \frac{\partial \psi}{\partial D_{ijij}} \quad (7)$$

2.2 损伤演变方程的建立

由于当外界载荷超过比例极限后,损伤迅速发展并最终收敛于一个特定的值,因此本文定义

了以下方程用来表征材料的耗散势方程:

$$f_{ij}(Y_{ij}, D_{ijij}) = |Y_{ij}| + \frac{\text{tr}[\mathbf{E}(\mathbf{D}) - \mathbf{E}^t(\mathbf{D})](1 - \varepsilon_{0ij}k_{ij})}{k_{ij}^2(1 - D_{ijij})} - \frac{\text{tr}[\mathbf{E}(\mathbf{D}) - \mathbf{E}^t(\mathbf{D})]}{2k_{ij}^2(1 - D_{ijij})^2} - k_{0ij} \quad (8)$$

其中 k_{ij} , k_{0ij} 是材料参数,用来控制损伤的发展过程; ε_{0ij} 为损伤起始应变.损伤的演化方程可以通过最小耗散势原理^[18]得到

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

其中 λ_{ij} 根据 Kuhn-Tucker 条件 $\dot{f}_{ij}=0$ 得到, 由于损伤演化方程中材料的参数都于温度 T 有关,

因此, Kuhn-Tucker 条件 $\dot{f}_{ij}=0$ 可以表示为

$$\dot{D}_{ijij} = \begin{cases} -\frac{\frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial \epsilon_{ij}^e} \cdot \dot{\epsilon}_{ij}^e - \frac{\partial f_{ij}}{\partial T} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T}}{\frac{\partial f_{ij}}{\partial D_{ijij}}} \dot{T} & \text{if } f_{ij}=0 \text{ and } \dot{f}_{ij}=0 \\ 0 & \text{if } f_{ij} < 0 \text{ or } f_{ij}=0 \text{ and } \dot{f}_{ij} < 0 \end{cases} \quad (10)$$

应力增量为

$$\dot{\sigma}_{ij} = \left[\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} \right] \dot{T} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial D_{ijij}} \dot{D}_{ijij} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e} \dot{\epsilon}_{kl}^e \quad (12)$$

将损伤增量代入上式可得

$$\dot{\sigma}_{ij} = A_{ij}^t \dot{\epsilon}_{kl}^e + B_{ij}^t \dot{T} \quad (13)$$

其中

$$A_{ijkl}^t = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e} - \frac{\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial D_{ijij}} \cdot \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial \epsilon_{kl}^e}}{\frac{\partial f_{ij}}{\partial D_{ijij}}} \quad (14)$$

$$B_{ij}^t = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} - \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial D_{ijij}} \cdot \frac{\partial f_{ij}}{\partial T} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial Y_{ij}} \cdot \frac{\partial Y_{ij}}{\partial E_{ijkl}^e} \cdot \frac{\partial E_{ijkl}^e}{\partial T} \quad (15)$$

3 算例分析

3.1 本构模型参数的确定

采用文献[7]的方法获得表 1 所示材料弹性参数, 由各向异性材料刚度矩阵算出表 2 所示刚度系数, 再根据试验所得刚度折减系数算出表 3 所示切线模量, 刚度折减系数由第 2 线性段模量除以第 1 线性段模量所得。

表 1 针刺 CMCs 弹性参数

Table 1 Elastic parameters of needled-CMCs

E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa
75	75	32
G_{12}/GPa	G_{23}/GPa	G_{13}/GPa
15	17.3	17.3
ν_{23}	ν_{12}	ν_{13}
0.22	0.22	0.14

表 2 针刺 CMCs 刚度系数

Table 2 Stiffness coefficients of needled-CMCs

刚度系数/GPa	数值	刚度系数/GPa	数值
E_{1111}	92.1098	E_{3333}	43.4903
E_{1122}	26.3416	E_{2121}	15.0000
E_{1133}	26.0589	E_{3131}	17.3000
E_{2211}	26.3416	E_{3232}	17.3000
E_{2222}	92.1098	E_{1212}	15.0000
E_{2233}	26.0694	E_{2323}	17.3000
E_{3311}	26.0589	E_{1313}	17.3000
E_{3322}	26.0694		

表 3 针刺 CMCs 切线模量

Table 3 Tangent modulus of needle-CMCs

切线模量/GPa	数值	切线模量/GPa	数值
E_{1111}^t	23.0275	E_{3333}^t	10.8726
E_{1122}^t	6.5854	E_{2121}^t	1.9500
E_{1133}^t	6.5147	E_{3131}^t	2.2490
E_{2211}^t	6.5854	E_{3232}^t	2.2490
E_{2222}^t	23.0275	E_{1212}^t	1.9500
E_{2233}^t	6.5174	E_{2323}^t	2.2490
E_{3311}^t	6.5147	E_{1313}^t	2.2490
E_{3322}^t	6.5174		

除表 2、表 3 参数外, 子程序中还包含 k_{ij} , k_{0ij} , ϵ_{0ij} 等参数需确定具体数值. 通过拟合图 3 所示应力-应变曲线获得表 4 所示各参数具体数值。

表 4 曲线拟合所得参数

Table 4 Parameters obtained by fitting curves

试验类型	k_{ij}	k_{0ij}	ϵ_{0ij}
拉伸	1150	-13500	0.00063
剪切	880	-413000	0.003

图 4 为试验曲线与本构模型计算曲线对比。对比可知,拉伸、剪切曲线在相同应变时应力值最大误差均出现在曲线末端,其中拉伸和剪切应力试验值分别为 133.5 MPa 和 91.8 MPa,计算值为 126 MPa 与 93.15 MPa,计算值误差分别为 5.62% 与 1.47%。表明本文提出的本构模型能够良好反映针刺 CMCs 损伤萌生与演化规律。

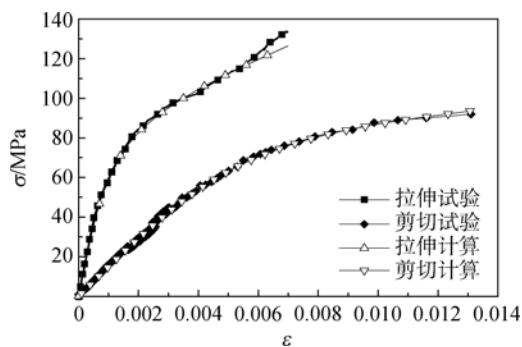


图 4 试验曲线与本构模型计算曲线对比

Fig. 4 Comparison between test curves and calculated curves of constitutive model

3.2 针刺 CMCs 调节片的变形计算

图 5 所示航空发动机尾喷管调节片几何模型。该模型为简化了的调节片模型,主要包括调节片平板及调节片耳片两部分。

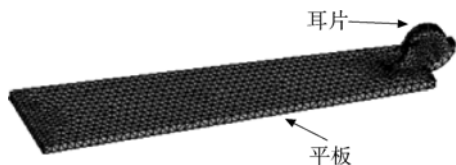


图 5 尾喷管调节片有限元模型

Fig. 5 Finite element model of adjustment sheet in exhaust nozzle

根据实际结构约束条件在调节片末端面以及螺栓端面施加位移约束。如图 6 所示,在调节片外表面施加均布压强 $p_0 = 0.08$ MPa,内表面施加式(16)所示压强。

$$p = 0.08 - 0.02(x - 7) \quad (16)$$

另外,沿航空发动机轴向施加如式(17)所示线性变化的温度。

$$T = 700 - 2(x - 7) \quad (17)$$

图 7 和图 8 分别是不考虑损伤和考虑损伤时在相同载荷下的应力分布图。从图中可以看出,两者的应力分布十分接近,但是由于损伤后的应力松弛作用,考虑损伤后的最大应力明显小于弹性模型的计算值。

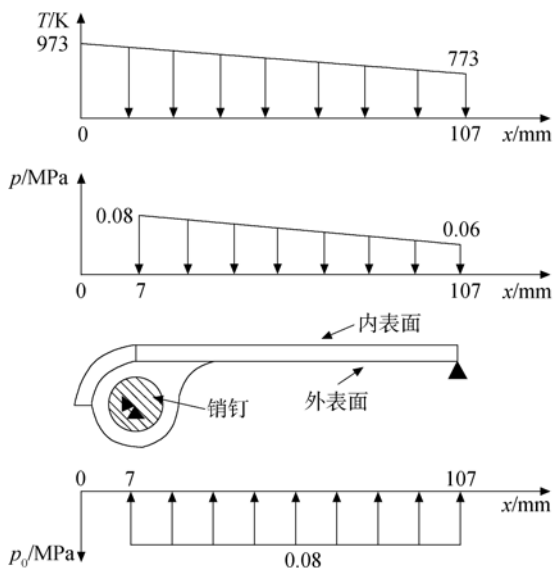


图 6 约束及载荷施加

Fig. 6 Inflection of constraint and load

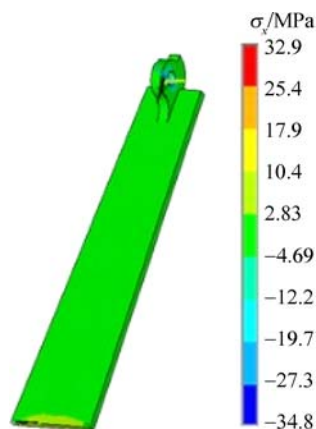


图 7 弹性模型计算纵向应力云图

Fig. 7 Longitudinal stress nephogram calculated by elastic model

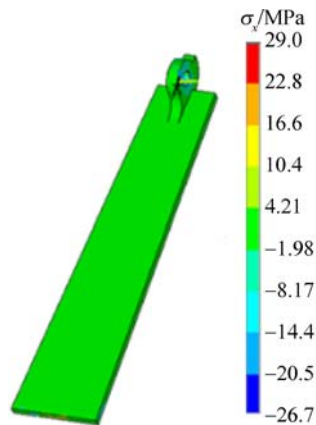


图 8 损伤本构模型计算纵向应力云图

Fig. 8 Longitudinal stress nephogram calculated by damage constitutive model

4 结 论

本文基于连续损伤力学原理提出一种针刺 CMCs 损伤本构模型,并将模型应用于复杂结构的力学响应计算,得出以下结论:

1) 针刺 CMCs 拉伸和剪切的应力-应变曲线均表现为双线性特征,包括初始线性段、非线性段及第 2 线性段。

2) 本文提出的本构模型同时考虑拉伸及剪切损伤,计算曲线与试验结果吻合良好,最大误差分别为 5.62% 和 1.47%,表明本文提出的本构模型能够良好反映针刺 CMCs 损伤萌生与演化规律。

3) 通过曲线拟合获得了损伤本构模型参数,并将包含各参数值的损伤本构模型通过用户子程序写入有限元软件,计算了尾喷管调节片模型力学响应,所得应力-应变分布与弹性模型计算结果相似,但计算数值明显小于弹性模型计算值,证明了该本构模型可以应用于针刺 CMCs 结构的构件计算。

参考文献:

- [1] 郭友军,聂景江,徐永东,等. 三维针刺 C/SiC 复合材料的结构特征和力学性能[J]. 硅酸盐学报, 2008, 36(2): 144-149.
GUO Youjun, NIE Jingjiang, XU Yongdong, et al. Microstructure and mechanical properties of three-dimensional needled C/SiC composite[J]. Nitrate Journal, 2008, 36(2): 144-149. (in Chinese)
- [2] Ellis A. Testing of novoltex 3-D carbon-carbon integral throat and exit cones (ITECs)[R]. AIAA 88-3361, 1988.
- [3] Moutaudon M. Novoltex textures for thermostrectural material[R]. AIAA 91-1848, 1991.
- [4] NIE Jingjiang, XU Yongdong, ZHANG Laifei, et al. Microstructure and tensile behavior of multiply needled C/SiC composite fabricated by chemical vapor infiltration[J]. Journal of Mater Process Technology, 2009, 209(1): 572-576.
- [5] Christin F A. A global approach nD architectures and self-sealing matrices: from research to production [J]. International Journal of Applied Ceram Technology, 2005, 2(2): 97-104.
- [6] 史剑. 针刺陶瓷基复合材料应力应变响应模拟及验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
SHI Jian. Simulation and verification of the stress-strain responding of needle C/SiC composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [7] 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 Long, GAO Xiguang, SHI Jian, 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)
- [8] 刘建军, 李铁虎, 郝志彪, 等. 针刺技术在 C/C 复合材料增强织物中的应用[J]. 宇航材料工艺, 2008, 38(3): 8-10.
LIU Jianjun, LI Tiehu, HAO Zhibiao, et al. Application of needling technology on reinforced fabrics of C/C composite materials[J]. Aerospace Materials and Technology, 2008, 38(3): 8-10. (in Chinese)
- [9] Krenkel W, Berndt F. C/C-SiC composites for space applications and advanced friction systems[J]. Material Science and Engineering: A, 2005, 412(1/2): 177-181.
- [10] 高希光, 宋迎东, 孙志刚. 陶瓷基复合材料高精度宏观统一本构模型研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1617-1622.
GAO Xiguang, SONG Yingdong, SUN Zhigang. Multi-scale constitute model for ceramic matrix composite by high fidelity generalized method of cell [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1617-1622. (in Chinese)
- [11] 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 Guangwu, GAO Xiguang, SONG Yingdong. Inter-face slip distribution of unidirectional fiber-reinforced ceramic matrix composites [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(4): 101-107. (in Chinese)
- [12] 李潘, 王波, 甄文强. 2D-SiC/SiC 陶瓷基复合材料的拉伸本构模型研究[J]. 中国陶瓷工业, 2013, 20(5): 10-14.
LI Pan, WANG Bo, ZHEN Wenqiang. Tensile constitutive model of 2D-SiC/SiC ceramic matrix composites [J]. China Ceramic Industry, 2013, 20(5): 10-14. (in Chinese)
- [13] 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 Guoyang, JIAO Guiqiong, ZHANG Zengguang. U-niaxial 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)
- [14] Murakami S, Kamiya K. Constitutive and damage evolution equations of elastic-brittle materials based on irreversible thermodynamics[J]. International Journal of Rock Mechanics and Mining Sciences, 1997, 39(4): 473-486.
- [15] Chaboche J L, Maire J F. A micromechanics based CDM model and it's application to CMC's[J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(2): 131-145.
- [16] 常岩军, 矫桂琼, 王波, 等. 三维机织陶瓷基复合材料的剪切性能及损伤研究[J]. 无机材料学报, 2007, 22(1): 113-118.
CHANG Yanjun, JIAO Guiqiong, WANG Bo, et al. Mechanical properties and damage process of a three-dimensional woven ceramic composite under in-plane shear loading[J]. Journal of Inorganic Materials, 2007, 22(1): 113-118. (in Chinese)
- [17] GAO Xiguang, LI Long, SONG Yingdong. 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.
- [18] 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.

(编辑: 陈 越)