

# 轴拉载荷下轴棒法 C/C 复合材料的渐进损伤

廖英强<sup>1,2</sup> 刘勇琼<sup>2</sup> 嵇阿琳<sup>2</sup>

(1 第二炮兵工程学院,西安 710025)

(2 西安航天复合材料研究所,西安 710025)

**文 摘** 以渐进损伤方法和双线性内聚力模型为理论基础,结合 ABAQUS6.8 用户子程序 USDFLD 对轴向拉伸载荷作用下轴棒法 C/C 复合材料的破坏模式及载荷进行了预测,对比了试验结果与预测结果。结果表明:本方法可以准确预测轴拉载荷作用下轴棒法 C/C 复合材料的破坏模式。

**关键词** C/C 复合材料,渐进损伤理论,双线性内聚力模型

## Progressive Damage of C/C Composite Made by Axial Rod Method Under Axial Tension Load

Liao Yingqiang<sup>1,2</sup> Liu Yongqiong<sup>2</sup> Ji A'lin<sup>2</sup>

(1 The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025)

(2 Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025)

**Abstract** In the base of progressive damage method and bilinear cohesive model, destruction mode and limit load of C/C composite made by axial rod method under axial tension load were forecast by using user defined program USDFLD of ABAQUS 6.8. The experiment result and forecast result were compared. As a result, fracture mode of axial rod carbon/carbon composite can be accurately forecast by using the method put forward in the paper.

**Key words** C/C composite, Progressive damage theory, Bilinear cohesive model

### 0 引言

C/C 复合材料具有高比强度、高比模量、线胀系数低、耐高温、耐热冲击、耐腐蚀、吸振性好、摩擦性好等一系列优异性能<sup>[1]</sup>,已经在航空航天领域中得到大量应用。作为耐高温材料,其主要用于 C/C 喉衬及 C/C 扩张段;作为耐摩擦材料,成功用作飞机刹车片。

从细观上来看,C/C 复合材料本身由碳纤维、基体和界面相组成。在外部载荷作用下,主要存在 3 种损伤基本机理类型:纤维断裂、基纤剪切和基体开裂。实际上,损伤的局部区域包含了多种损伤类型的相互交叉,这三种损伤机理具有相互关联性,一种形式的损伤可能引发其他形式的损伤。Chang 等人结合损伤机理并采用渐进损伤方法对复合材料结构进行了损伤分析。他们基于二维有限元技术,结合 Yamada-Sun 及 Hahsin 失效判断准则,进行了静载荷作用下复合材料含孔层合板及接头层合板破坏分析<sup>[2]</sup>。

目前对树脂基复合材料三维渐进损伤分析比较多,而对 C/C 复合材料的三维渐进损伤分析研究并不深入,特别是将双线性内聚力界面模型引入到渐进损伤模型中文献较少<sup>[3-4]</sup>。本文采用含双线性内聚力界面模型的渐进损伤理论对 C/C 复合材料的拉伸破坏过程进行了研究。

### 1 理论基础

#### 1.1 失效准则

C/C 复合材料结构破坏形式非常复杂,需要选择相应失效准则。

(1)对于碳基体来说,可以采用最大应力准则。对于拉伸应力:

$$\max\left(\frac{\sigma_1}{X_t}, \frac{\sigma_2}{Y_t}, \frac{\sigma_3}{Z_t}, \frac{\tau_{12}}{S_{12}}, \frac{\tau_{23}}{S_{23}}, \frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right) = 1 \text{ 基体开裂 (1)}$$

对于压缩应力:

$$\max\left(\frac{|\sigma_1|}{X_c}, \frac{|\sigma_2|}{Y_c}, \frac{|\sigma_3|}{Z_c}, \frac{|\tau_{12}|}{S_{12}}, \frac{|\tau_{23}|}{S_{23}}, \frac{|\tau_{13}|}{S_{13}}\right) = 1 \text{ 基体开裂 (2)}$$

收稿日期:2010-12-15

作者简介:廖英强,1978 年出生,硕士,工程师,主要从事固体火箭发动机设计与结构强度的研究。E-mail:liaoqingqiang@126.com

(2)对于碳纤维束来说,由于 Hashin 三维失效准则已被众人发展并应用于复合材料损伤破坏分析;因此,根据碳纤维束的实际结构采用修正的 Hashin 三维失效准则进行失效判定分析。

纤维束轴向断裂:

$$\text{当 } \sigma_1 > 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

$$\text{当 } \sigma_1 < 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

纤维束径向开裂:

$$\text{当 } \sigma_2 > 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 = 1 \quad (5)$$

$$\text{当 } \sigma_3 > 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_3}{Z_t}\right)^2 = 1 \quad (6)$$

$$\text{当 } \sigma_2 < 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 = 1 \quad (7)$$

$$\text{当 } \sigma_3 < 0 \text{ 时, } \left(\frac{\sigma_3}{Z_c}\right)^2 = 1 \quad (8)$$

式中,1、2、3 表示材料在直角坐标系下的  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三个方向;  $X_t$ 、 $X_c$  分别表示 1 向的拉伸强度和压缩强度;  $Y_t$ 、 $Y_c$  分别表示 2 向的拉伸强度和压缩强度;  $Z_t$ 、 $Z_c$  分别表示 3 向的拉伸强度和压缩强度。

### 1.2 材料退化模型

当 C/C 复合材料结构内部出现损伤时,则在损伤区域将发生材料性能的退化。对于损伤过程中的材料性能退化,许多人根据自己的研究,提出了不同的材料性能退化方法。借鉴以往材料性能退化方法,假设对于一个单元如果发生失效,则材料性能的退化仅仅影响到此单元,而不影响其他单元,并根据 C/C 复合材料各组分的性能,提出以下材料性能退化方法。

#### (1) 碳基体开裂

拉伸破坏

$E, \nu$  退化到相应每个变量的 0.05 倍。

压缩破坏

$E, \nu$  退化到相应每个变量的 0.1 倍。

#### (2) 纤维束轴向断裂

拉伸破坏

$E_1, G_{12}, G_{13}, \nu_{12}, \nu_{13}$  都退化到每个变量的 0.05 倍。

压缩破坏

$E_1, G_{12}, G_{13}, \nu_{12}, \nu_{13}$  都退化到每个变量的 0.1 倍。

#### (3) 纤维束径向开裂

$y$  方向拉伸破坏

$E_2, G_{23}, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{23}$  都退化到每个变量的 0.05 倍。

$y$  方向压缩破坏

$E_2, G_{23}, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{23}$  都退化到每个变量的 0.1 倍。

$z$  方向拉伸破坏

$E_3, G_{23}, G_{13}, \nu_{13}, \nu_{23}$  都退化到每个变量的 0.05 倍。  
 $z$  方向压缩破坏

$E_3, G_{23}, G_{13}, \nu_{13}, \nu_{23}$  都退化到每个变量的 0.1 倍。

### 1.3 双线性内聚力界面模型

C/C 复合材料的界面是由基体和增强相通过化学反应生成一层结构复杂的物质,对于复合材料整体刚度、强度、韧性等性能起着至关重要的作用。要研究 C/C 复合材料的损伤破坏过程,就需要考虑界面对 C/C 复合材料整体性能的贡献。内聚力模型是 20 世纪 80 年代提出的一种新型界面模型,可以用于复合材料内部界面开裂过程的模拟。本文采用双线性内聚力模型对界面进行模拟。

当  $\delta < \delta_0$  时处于弹性段有

$$\sigma = K\delta \quad (9)$$

当  $\delta_0 < \delta < \delta_F$  时处于损伤段

$$\sigma = (1 - D)K\delta \quad (10)$$

当  $\delta > \delta_F$  时完全脱粘

$$\sigma = 0 \quad (11)$$

式中, $K$  为界面刚度矩阵, $\delta$  为界面位移, $\delta_0$  为界面应力最大点处位移, $\delta_F$  为界面完全脱粘时刻的位移,见图 1。

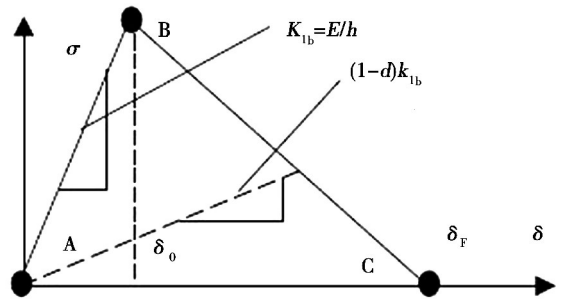


图 1 双线性内聚力模型

Fig. 1 Bilinear cohesive model

### 2 材料性能

C/C 复合材料由轴向碳纤维束、面内碳纤维束、碳基体及其界面相组成,其中碳纤维束径向弹性模量及其泊松比引自文献[5],材料性能见表 1-表 3。

表 1 碳纤维束力学性能

轴向拉伸		径向压缩		$\nu_{12}$	$\nu_{13}$	$\nu_{23}$
模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa			
199.8	1896	19	40	0.2	0.2	0.34

表 2 碳基体力学性能

压缩弹性模量/GPa	压缩强度/MPa
3.25	35

表3 界面力学性能

Tab.3 Mechanical property of interface

法向刚度/ MN·mm <sup>-3</sup>	切线刚度/ MN·mm <sup>-3</sup>	界面断裂 能/J·m <sup>-2</sup>	法向强 度/MPa	剪切强 度/MPa
1.66	0.88	350	12	6

表3中的法向界面刚度由(12)式计算得到:

$$K_{nm} = \frac{\alpha E_3}{t} \quad (12)$$

式中,  $\alpha$  为  $\gg 1$  的参数, 一般取 50 以上;  $E_3$  为碳基体弹性模量;  $t$  为界面层厚度, 此处取  $t = 0.1 \text{ mm}$ 。一般当  $\alpha > 50$  时, 对于大多数问题都具有足够的精度<sup>[6]</sup>。

### 3 有限元分析

#### 3.1 用户材料子程序

利用 ABAQUS6.8 提供的 USDFLD 用户自定义场变量函数以及前述的碳基体和碳纤维束的渐进损伤原理为基础, 编写出可用于 C/C 复合材料各组渐进损伤破坏过程预测的用户子程序。对于碳纤维束和碳基体之间的界面模型可以利用 ABAQUS6.8 中的 \* Cohesive Behavior、\* Damage Initial 及其 \* Damage Evolution 关键字进行控制, 以模拟 C/C 复合材料在受载过程中界面的脱粘过程。

#### 3.2 几何模型

某 C/C 复合材料试样在拉伸过程中常常出现碳纤维与碳基体拉脱失效的非正常破坏模式, 为了对该破坏模式进行准确的预测, 必须采用渐进损伤理论以及内聚力界面模型对取进行研究。其几何模型尺寸如图 2 所示。

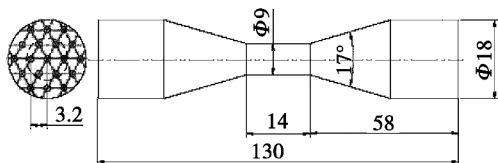


图2 拉伸试样尺寸

Fig.2 Tensile sample dimension

该拉伸试样内含轴向碳纤维棒。由于计算的目的是验证轴向碳纤维束在试样中的拔出过程, 且面内纤维束的建立极易引起计算模型高度复杂; 因此, 在建立几何模型时将面内碳纤维与基体一起考虑为同一种材料来处理。计算中弹性模量取 10 GPa, 伸长率按照 0.8% 取值。为节省机时, 提高计算效率并考虑到结构对称性特点建立结构的 1/8 模型(图 3)。



图3 拉伸试样几何模型

Fig.3 Tensile sample geometry

#### 3.3 有限元模型

(1) 载荷及约束条件: 对 1/8 模型的对称面处施加对称约束条件, 在拉伸试样锥段外表面施加位移载荷。

(2) 有限元网格划分: 利用 ABAQUS6.8 中的三维四面体单元对碳纤维束和碳基体进行有限元网格划分, 其中碳纤维束共划分 25 918 个单元, 6 504 个节点; 碳基体共划分 105 554 个单元, 23 184 个节点。拉伸试样有限元网格图见图 4。



图4 拉伸试样有限元网格

Fig.4 Tensile sample FE

#### 3.4 有限元分析结果

在以上建立的有限元模型、用户场变量子程序以及双线性内聚力模型的基础进行非线性有限元计算, 可以得到拉伸试样随位移载荷增加而逐渐损伤破坏及界面开裂过程, 见图 5-图 6。

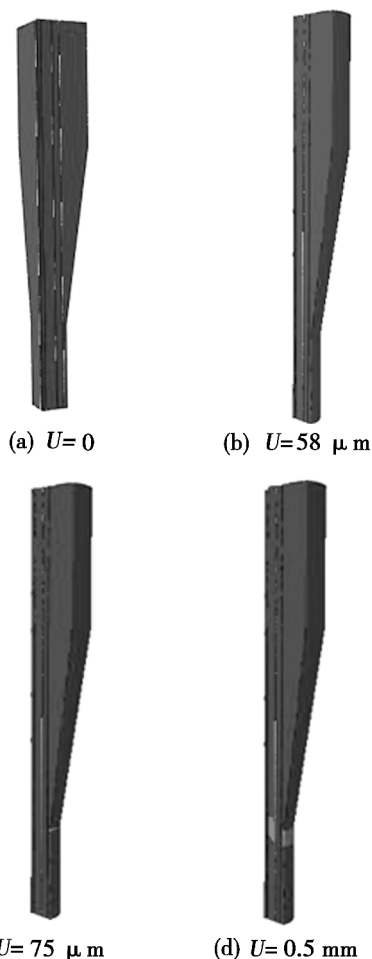


图5 拉伸试样随载荷增加的渐进损伤破坏过程  
Fig.5 Progressive damage failure of tensile sample in loading

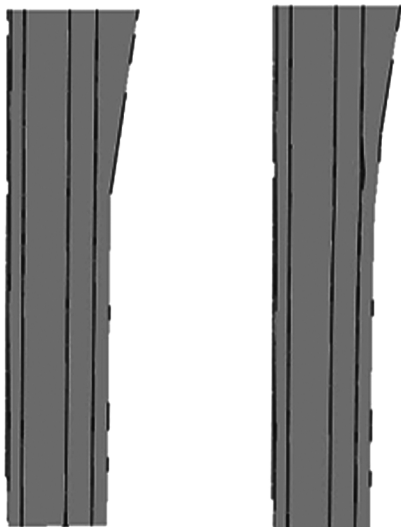
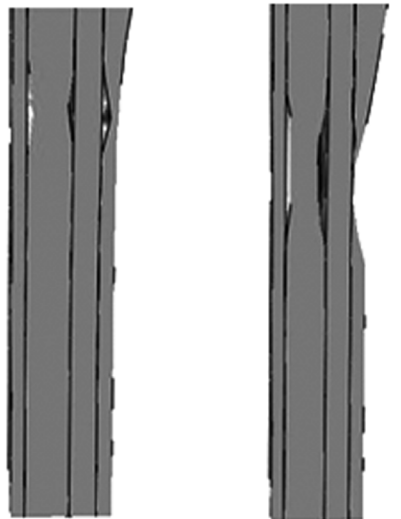
(a)  $U=0$ (b)  $U=12 \mu\text{m}$ (c)  $U=21 \mu\text{m}$ (d)  $U=0.1 \text{mm}$ 

图6 拉伸试样界面开裂过程

Fig.6 Cracking process of tensile sample

从图5可以看出:在初始时刻拉伸试样内部无任何损伤;随着载荷的逐渐增加,试样内部的应力开始逐渐增加,当  $U=58 \mu\text{m}$  时,试样外边缘圆锥段与圆柱段的过渡位置处且靠近纤维束处的基体开始发生破坏;当  $U=75 \mu\text{m}$  时,试样外边缘圆锥段与圆柱段的过渡位置处的基体完全发生破坏;当  $U=0.5 \text{mm}$  时,试样圆锥段与圆柱段过渡位置处的基体完全发生破坏。也就是说该拉伸试样圆锥段与圆柱段过渡位置处的碳基体在载荷作用下逐渐发生了破坏。

拉伸试样界面开裂可以从纤维束与界面之间的张开位移来判断,从图6可以看出:在初始时刻拉伸试验内部纤维束和基体之间无相对运动,因此界面无脱粘;当  $U=12 \mu\text{m}$  时,拉伸试样圆锥段位置附件的纤维束和基体之间发生了界面开裂,因此界面出现脱粘;当  $U=21 \mu\text{m}$  时,拉伸试样内部纤维束和基体之间的界面开裂区进一步扩大,即脱粘继续扩展;当  $U$

$=0.5 \text{mm}$  时,拉伸试样内部纤维束和基体之间则完全脱粘。因此,拉伸试样内部纤维束和基体之间的脱粘随载荷增加是逐渐增大的,起始位置在圆锥段与圆柱段的过渡位置。同时说明 C/C 拉伸试样中界面与纤维束的结合强度及断裂能量不足或拉伸试样长度不够,因此,拉伸试样发生了非正常破坏。为保证拉伸试样的正常破坏,需要增大界面结合强度及断裂能或者增大试样长度。

### 3.5 结果与讨论

对图2所示的拉伸试样进行轴拉试验,结果见图7。可以看出:拉伸试样破坏位置出现在圆锥段与圆柱段过渡位置,且发生了拉伸脱粘破坏;试验结果与有限元分析结果一致。说明在各组分及其界面性能正确取值的前提下,采用损伤退化模型、双线性内聚力界面模型可以有效预测 C/C 复合材料的损伤演化过程。



图7 拉伸试样破坏形式

Fig.7 Tensile sample destruction shape

## 4 结论

(1) 提出采用渐进损伤理论和双线性内聚力模型相结合来预测轴棒法 C/C 复合材料的破坏模式,且较好的预测了 C/C 复合材料拉伸试样的破坏模式。

(2) 轴棒法 C/C 拉伸试样的破坏起始位置出现在圆锥段与圆柱段的过渡位置。

(3) 为保证 C/C 拉伸试样的正常破坏,必须增大碳纤维束与基体的界面结合强度或者增大试样长度。

(4) 该方法也可以推广应用于树脂基复合材料弹性模量、强度及其损伤过程的模拟。

### 参考文献

- [1] 李贺军. 碳/碳复合材料[J]. 新型炭材料,2001,16(2):79-80
- [2] 王丹勇,温卫东,崔海涛. 含孔复合材料层合板静拉伸三维逐渐损伤分析[J]. 力学学报,2005,37(6):788-794
- [3] 赵强. 含孔复合材料层合板的静强度破坏分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005
- [4] Khokhar Z R, Ashcroft Ian A, Silberschmidt V V. Simulations of delamination in CFRP laminates; effect of microstructural randomness[J]. Computational Materials Science,2009:607-613
- [5] Venkat R M, Mahajan P, Mittal R K. Effect of architecture on mechanical properties of carbon/carbon composites[J]. Composite Structures,2008,83:131-142
- [6] 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,2007,74:1665-1682

(编辑 吴坚)