复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica
Engineering Village

考虑纤维缠绕形态的复合材料结构拉伸承载行为

肖磊 胡海晓 曹东风 雷伟华 冀涛 李书欣

Tensile bearing behavior of composite structures considering filament wound morphology

XIAO Lei, HU Haixiao, CAO Dongfeng, LEI Weihua, JI Tao, LI Shuxin

在线阅读 View online: https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220419.010

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于数字图像相关技术的木纤维/高密度聚乙烯复合材料界面力学行为

Interfacial mechanical behavior of wood fiber/high density polyethylene composites based on digital image correlation

复合材料学报. 2020, 37(9): 2173-2182 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200122.001

基于多尺度模型的复合材料厚板G_{13}剪切失效分析

Failure analysis of thick composite laminates with multi-scale modelling under G_{13} out-of-plane shear loading

复合材料学报. 2017, 34(4): 786-794 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20160630.001

数字图像相关方法辅助的IM7/8552碳纤维/环氧树脂复合材料单向带层合板沿厚度方向非线性本构参数识别

Digital image correlation aided method for identification of nonlinear constitutive parameters of IM7/8552 carbon fiber/epoxy composite unidirectional laminate along thickness directionction

复合材料学报. 2021, 38(1): 177-185 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200316.001

组合载荷下含缺口纤维增强树脂基复合材料的失效分析

Failure analysis of notched fiber reinforced polymer composites under combined loading

复合材料学报. 2018, 35(10): 2723-2729 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171128.007

基于数字图像相关方法的气凝胶复合材料各向异性热变形测量

Anisotropic thermal deformation measurement of aerogel composites based on digital image correlation method

复合材料学报. 2017, 34(9): 2020-2029 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170103.001

E玻璃纤维增强环氧树脂基复合材料轴向拉伸力学性能的应变率效应

Influence of strain rate on tensile mechanical behavior of E glass fiber reinforced epoxy resin composites

复合材料学报. 2018, 35(10): 2715-2722 https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180209.007

扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica

第 40 卷 第 2 期 2 月 2023 年
Vol. 40 No. 2 Feb 2023

DOI：10.13801/j.cnki.fhclxb.20220419.010

考虑纤维缠绕形态的复合材料结构拉伸承载行为

分享本文

肖磊[1,2]，胡海晓*[1,2,4]，曹东风*[2,3,4]，雷伟华[1,2]，冀涛[5]，李书欣[1,2,3,4]

（1.武汉理工大学 新材料力学理论与应用湖北省重点实验室，武汉 430070；2.先进能源科学与技术广东省实验室佛山分中心（佛山仙湖实验室），佛山 528000；3.武汉理工大学 材料复合新技术国家重点实验室，武汉 430070；4.武汉理工大学 先进材料制作装备与技术研究院，武汉 430070；5.武汉理工大学 材料科学与工程学院，武汉 430070）

摘 要：纤维缠绕复合材料的纤维束具有交叉起伏形态特征，该形态对复合材料结构的力学行为有显著的影响。本文采用数值仿真和实验手段研究了纤维缠绕复合材料平板结构的拉伸力学行为。实验方面，开展纤维缠绕复合材料平板的准静态拉伸实验，通过数字图像相关技术（DIC）监测其表面应变场的演化过程，研究交叉起伏特征对载荷-位移曲线和应变分布特征的影响；数值分析方面，构建包含纤维缠绕形态的介观有限元模型，基于 3D Hashin 失效准则开展渐进损伤过程模拟，并引入了复合材料的剪切非线性行为。选取层合板结构为参照组，同时开展实验和数值分析。实验结果表明：对于层合结构，缠绕结构的整体刚度更低，失效位移更大，失效载荷基本相同，且缠绕结构菱形特征单元中部纤维交叉起伏区域存在明显的应变集中现象。所构建的有限元模型和实验结果吻合较好，呈现出纤维起伏区域的应变集中、失效起始和扩展行为。

关键词：纤维缠绕复合材料；交叉起伏；数字图像相关；剪切非线性；应变集中

中图分类号：TB330.1 **文献标志码**：A **文章编号**：1000-3851(2023)02-1167-12

Tensile bearing behavior of composite structures considering filament wound morphology

XIAO Lei[1,2], HU Haixiao*[1,2,4], CAO Dongfeng*[2,3,4], LEI Weihua[1,2], JI Tao[5], LI Shuxin[1,2,3,4]

(1. Hubei Key Laboratory of Theory and Application of Advanced Materials Mechanics, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 2. Foshan Xianhu Laboratory of the Advanced Energy Science and Technology Guangdong Laboratory, Foshan 528000, China; 3. State Key Laboratory of Advanced Technology for Materials Synthesis and Processing, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 4. Institute of Advanced Materials and Manufacturing Technology, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China; 5. School of Materials Science and Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China)

Abstract: Fiber bundles of filament wound structure have the morphology characteristic of crossover and undulation, which has significant impact on the mechanical behavior of composite structures. In this research, the tensile mechanical behavior of filament wound composite plate was investigated by numerical and experimental methods. In experimental study, quasi-static tensile experiment of fiber-wound composite plate was carried out, and the evolutions of surface strain field were recorded by digital imaging correlation (DIC). The influences of crossover and fluctuation characteristics on the load-displacement curve and strain distribution were investigated. For the numerical analysis, a meso-scale finite element model was created based on the filament wound morphology. The

收稿日期：2022-02-11；**修回日期**：2022-04-02；**录用日期**：2022-04-09；**网络首发时间**：2022-04-20 19:04:46
网络首发地址：https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220419.010
基金项目：先进能源科学与技术广东省实验室佛山分中心（佛山仙湖实验室）开放基金（XHT2020-002）；中央高校基本科研业务费专项（2020Ⅲ028GX；2021III015JC；WUT2021IVA068）
Foundation of Foshan Xianhu Laboratory of the Advanced Energy Science and Technology Guangdong Laboratory (XHT2020-002); Fundamental Research Funds for the Central Universities (2020III028GX; 2021III015JC; WUT2021IVA068)
通信作者：胡海晓，博士，副教授，硕士生导师，研究方向为复合材料工艺与仿真方法 E-mail: yiming9008@126.com；
曹东风，博士，副教授，硕士生导师，研究方向为先进复合材料计算力学 E-mail: cao_dongf@whut.edu.cn

引用格式：肖磊，胡海晓，曹东风，等. 考虑纤维缠绕形态的复合材料结构拉伸承载行为 [J]. 复合材料学报，2023，40(2)：1167-1178.
XIAO Lei, HU Haixiao, CAO Dongfeng, et al. Tensile bearing behavior of composite structures considering filament wound morphology[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(2): 1167-1178(in Chinese).

progressive failure process was simulated based on 3D Hashin failure criterion, and the nonlinear shearing behavior of composites was also involved. The experimental and numerical studies of laminated structures were also carried out as the reference group. The experimental results indicate that, compared with the laminated structures, the filament wound structure gives a lower stiffness, a larger failure displacement, and almost a same failure load. An obvious strain concentration is observed in the fiber crossover and undulating region which locates at the middle area of the filament wound rhombus unit. The finite element analysis results are in good agreement with the experimental ones. The strain concentration in the fiber fluctuation region, as well as the failure initiation and propagation behaviors, are represented properly by the numerical analysis.

Keywords: filament wound composites; fiber crossover and undulation; digital image correlation; shear nonlinearity; strain concentration

高性能纤维缠绕复合材料结构 (Filament-wound composites，FWC) 具有易于制造成型、自动化程度高及易实现整体设计等诸多优点，被广泛地应用于航空航天、武器装备及化工存储输运等重要领域，典型的应用包括高压储氢气瓶和固体导弹发射筒等圆筒或者规则回转体结构。伴随着缠绕技术的提高，纤维缠绕技术的应用范围不断拓宽，也开始应用于复杂横截面形状的回转体及不规则形状的结构，如飞机雷达罩、S 形进气道、框架式机身蒙皮及直升机旋翼等结构的制造[1-3]。

与单向层合结构不同，纤维缠绕复合材料具有纤维交叉起伏弯曲的结构特征[4]，即在一个缠绕循环中，正在缠绕的纤维带与已经缠绕的内层纤维带交叉时两个纤维铺层相互交织形成起伏。纤维缠绕结构整体由周期排列的菱形特征图案组成。每个菱形特征图案中纤维带的分布可以分成两个部分：(1) 层合区域，沿纤维缠绕角 ($+\varphi$ 和 $-\varphi$) 方向的纤维上下平行铺设，没有起伏弯曲；(2) 交叉起伏区域，$+\varphi$ 和 $-\varphi$ 方向的纤维带交叉边界区域，整个菱形块被看作由这两个区域叠加而成。

在层合区域，其受力和变形特征与层合板相似，但又不是完全一致。与简单 $[\pm\varphi]$ 层合板结构一样，纤维缠绕层合区域也表现出剪切非线性行为；不同之处在于纤维带边界的存在会引起纤维带的边界效应。该边界效应会导致纤维带边缘产生面外载荷分量，从而提前触发界面脱粘。

在交叉起伏区域，纤维束由于缠绕张力及残余应力的存在使其交叉区域产生纤维束间缝隙，在浸胶后形成树脂富集区。同时纤维带的起伏走向引起纤维束内应力的非均匀分布，从而导致起伏区内的面内力学性能降低，这个区域往往是损伤萌生的起始位置，会严重影响缠绕结构的刚度、强度和破坏形式。此外纤维交叉起伏区域易产生孔隙等初始缺陷，提前触发缠绕结构的断裂破坏。层合区域的“非线性剪切效应及边界效应”加上交叉起伏区域“局部效应”使纤维缠绕结构力学行为和损伤演化过程变得非常复杂。

目前大部分学者忽略纤维交叉起伏等细观结构特征，采用网格理论[5]和经典层合板理论[6]，将其视为层合结构或者反对称的层板结构，再基于损伤力学，采用复合材料失效准则及刚度退化模型 (包括直接刚度折减[2]和基于能量渐进失效模型[7])，对缠绕复合材料结构进行失效模拟计算[8-11]。如前文所述，缠绕复合材料结构包含典型的菱形周期分布特征。菱形区域存在交叉起伏区域，该区域应力分布和失效模式都十分复杂。沿用层合结构模型对缠绕复合材料结构进行分析，难以捕捉纤维束分布形态对结构整体承载行为的影响，对深入理解纤维缠绕线型对结构效率的影响机制具有一定的局限性。在开展数值分析时往往需要基于大量典型铺层测试引入经验折减系数，对材料参数进行修正，以提升分析结果合理性。

近年来随着跨尺度数值分析技术的发展，部分学者开始关注于纤维束交叉起伏形态对缠绕结构的应力应变分布及损伤破坏行为的分析[12-16]。早期，Rousseau 等[12]曾探讨了不同缠绕图案对玻璃纤维缠绕管承载行为的影响，并指出缠绕图案越密集，即纤维起伏程度越大，管材的轴向拉伸强度越低。Arellano 等[13]用玻璃纤维交叉铺制成平板试样，进行拉伸试验，试验过程中使用数字图像相关技术 (DIC) 获得应变场，并与简化的分区二维壳单元有限元模型仿真进行对比，发现裂纹起始和扩展都沿着纤维交叉起伏区域发生，且测试结果表明试样表现出显著的非线性特征，但数值分析中仅考虑了纤维排列的分区特征，并未考虑交叉区域纤维的起伏形态变化。沈创石等[14]提出一种考虑纤维束起伏角、富树脂区域尺寸、纤维束体积分数等细观参数特征的纤维交叉区域

等效刚度预测方法，结果表明环向交叉区域比螺旋交叉区的等效刚度降低更明显。姜云鹏等[15]提出一种用于分析纤维缠绕结构的等效弹性模量方法，首先将纤维束交织的影响计入代表性体积单元中，对各个工艺参数(缠绕角、纤维束起伏区、交叉面积)的影响进行了计算分析，对比了经典层合板理论与等效模型计算结果，验证了采用经典层合板理论计算存在的误差与纤维束起伏区的几何参数有很大的关系。Henry 等[16]将纤维波动区域纳入到一个分区均一化分析过程中，以模拟纤维缠绕圆柱体压缩破坏行为，也证明纤维交叉区域是纤维起始失效的关键区域，纤维起伏特征对缠绕结构承载行为分析具有重要影响。

本文以纤维缠绕复合材料平板结构为研究对象，采用实验和数值仿真两种手段研究了拉伸载荷作用下，纤维交叉起伏形态特征对缠绕复合材料平板力学行为的影响。一方面，采用热压罐成型工艺制备了含±55°纤维交叉缠绕形态的复合材料平板试样；在拉伸测试过程中，采用 DIC 设备监测整个过程表面位移场和应变场变化过程；另一方面，基于 ABAQUS 数值分析平台，构建了考虑纤维交叉起伏形态特征的缠绕复合材料介观 3D 有限元模型，引入剪切几何非线性行为和复合材料的渐进失效分析方法，结合试验数据分析了缠绕复合材料结构承载行为特征，与层合模型进行对比探讨了纤维交叉形态对结构承载行为的影响机制，为进一步探索纤维缠绕交叉起伏对缠绕结构效率的影响提供手段指导。

1　试样制备和测试

1.1　试样制备

分别制备了交叉缠绕结构和标准层合结构两类试样，如表 1 所示。其中标准层合结构试样用于提供对照实验数据。

表 1　试样编号和数量

Table 1　Lable and number of samples

Lable	Number of sample
FWC	3
SLC	3

Notes: FWC—Filament wound composites; SLC—Standard laminate composites.

两类试样均采用 T300 级单向碳纤维/环氧树脂预浸料 (EV201-35%-12 KHF10-U-200 gsm-1000，江苏恒神股份有限公司)，经手工裁切、铺贴，采用热压罐 (RG21，西安龙德科技有限公司) 成型工艺进行制备。每组试样均由两层预浸料铺贴而成，预浸料单层厚 0.2 mm，试样厚度 (0.4±0.01) mm。

纤维交叉缠绕结构试样的制备流程如下：首先裁出宽度为 6 mm 的预浸料纤维带，然后参考±55°纤维螺旋缠绕层的纤维束交叉形态，铺设了含纤维束交叉形态的仿缠绕结构平板，铺设好的平板如图 1 所示。接着，采用如图 2 所示的工艺进行固化成型。固化后，采用切割机 (ZIE(T)-350 Ae(b)，河北博深股份有限公司) 切割出长×宽为 185 mm×50 mm 的试样，并打磨端面粘贴加强片避免端部滑移，确保失效位置在试样中段，如图 3(a) 所示。

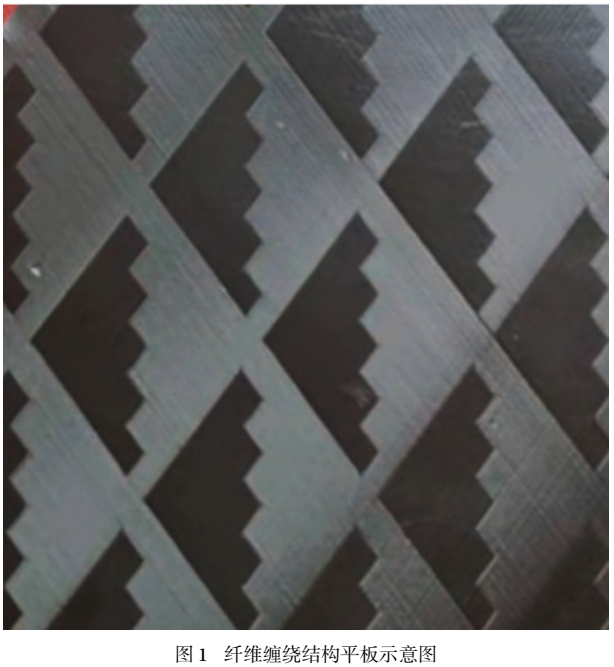


图 1　纤维缠绕结构平板示意图

Fig. 1　Schematic diagram of fiber wound plate specimen

层合结构试样的制备流程如下：裁剪出±55°、300 mm×600 mm 的矩形预浸料，铺贴后压实，采用热压罐工艺成型，固化工艺与交叉缠绕试样的一致；脱模后也切割成长×宽为 185 mm×50 mm 的试样，并打磨端面粘贴加强片，如图 3(b) 所示。

1.2　测试和表征

在电子万能试验机 (UTM5105 X，深圳三思纵横科技股份有限公司) 上对两组试样分别进行拉伸加载测试，如图 4 所示。试验加载由位移控制，速度为 0.5 mm/min，试验过程实时记录位移-载荷曲线。

测试过程中，同时采用 3D-DIC 设备 (Vic-3D

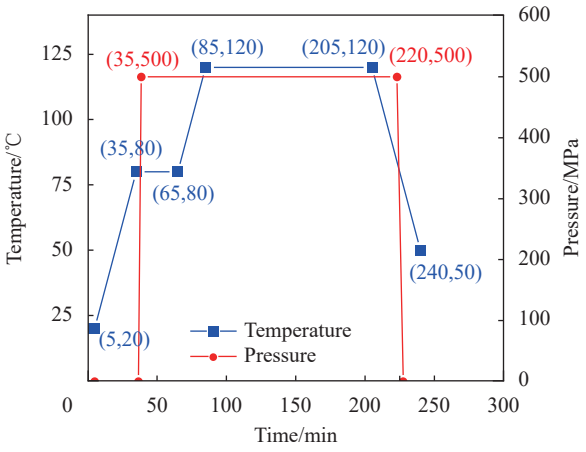


图 2　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料预浸料固化温度和压力时程曲线

Fig. 2　Curing temperature and pressure curves of T300 carbon fiber/epoxy resin composite prepreg

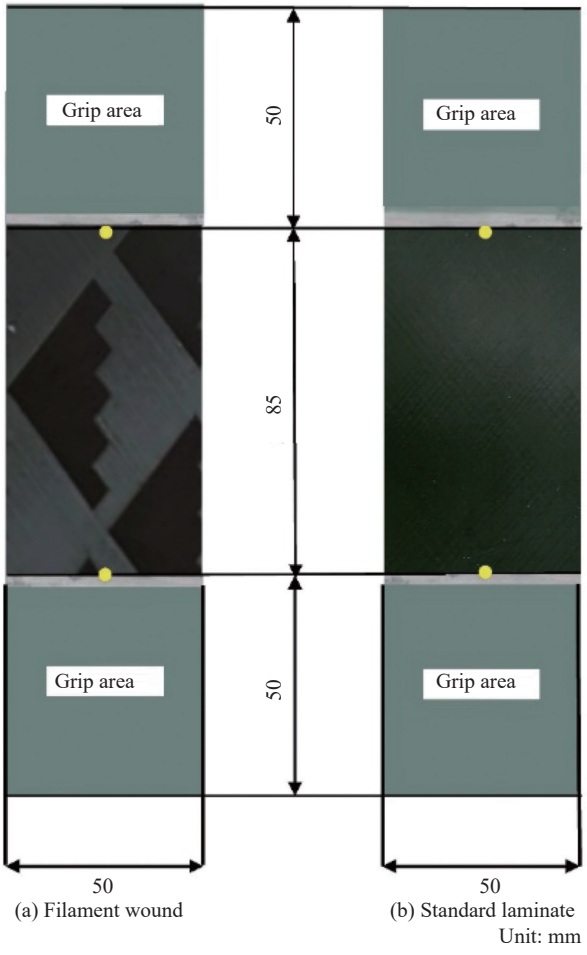
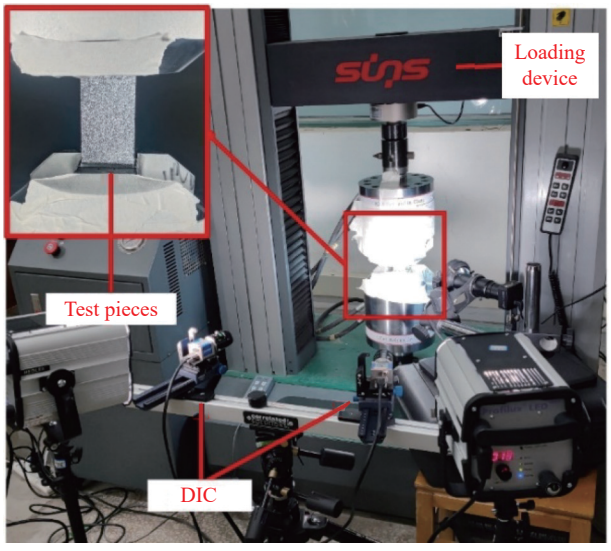


图 3　两种结构试样示意图

Fig. 3　Schematic diagram of two structure samples

LS，Correlated Solutions，Inc.美国) 监测加载过程中试样表面的位移场和应变场变化。DIC 图像采集使用 2 台 120 万像素的 Basler 12 M 采集器，搭



DIC—Digital imaging correlation

图 4　实验方法示意图

Fig. 4　Schematic diagram of experimental method

配焦距 50 mm 的 Schneider 镜头，光圈调节为 4 mm。

DIC 图像数据采用 VIC-3D-9 软件进行处理，图像子集大小为 37，形状为正方形，边长约为 2 mm，步长 P=8，为获得较高质量的位移场和应变场数据，图像结果处理采用八级样条插值方法和零均值归一化平方差准则 (ZNSSD)。

2　数值研究

2.1　剪切非线性行为和渐进失效分析方法

考虑到选取载荷为偏轴拉伸载荷，数值分析采用的单层板力学本构中选用 Ramberg-Osgood 方程[17] 来描述剪切非线性行为，其剪切应力-应变关系表示如下：

$$\tau=\frac{G_0\gamma}{\left[1+(G_0\gamma/\tau_0)^n\right]^{1/n}} \tag{1}$$

其中：τ 为剪应力；γ 为剪应变；G_0 为初始剪切模量；τ_0 为 γ 接近于无穷大时 τ 的渐进值；n 为形状参数。

根据式 (1) 可以定义材料的非线性剪切刚度 G，G 与剪切应变的非线性关系为

$$G=\frac{\mathrm{d}\tau}{\mathrm{d}\gamma}=\frac{G_0}{\left[1+(G_0\gamma/\tau_0)^n\right]^{1/n}} \tag{2}$$

以上剪切非线性本构基于 ABAQUS 有限元平台采用用户子程序 VUMAT 进行实现。实验材料体系的材料参数 n 和 τ_0，通过开展标准±45°层合板 (ASTM D3518 M-18[18]) 的剪切实验拟合确定。采用材料体系的 Ramberg-Osgood 方程的 n 值为

2.4，τ_0 为 135 MPa。

采用渐进失效模型描述复合材料的损伤起始和演化。单向纤维束的起始失效采用 Hashin 失效准则[19-20]作为判据，具体公式如下：

纤维拉伸失效 ($\sigma_{11}\geqslant 0$)：

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\mathrm{T}}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{X_{\mathrm{T}}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{3}$$

纤维压缩失效 ($\sigma_{11}<0$)：

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{\mathrm{C}}}\right)^2\geqslant 1 \tag{4}$$

基体拉伸失效 ($\sigma_{22}\geqslant 0$)：

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\mathrm{T}}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{5}$$

基体压缩失效 ($\sigma_{22}<0$)：

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_{\mathrm{C}}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{6}$$

其中：σ_{11}、σ_{22} 分别为纤维方向 (材料坐标系下 1 方向) 和垂直于纤维方向 (材料坐标系下 2 方向) 的正应力；τ_{12}、τ_{13}、τ_{23} 为剪切应力；X_{T}、X_{C} 为纤维方向的拉伸和压缩强度；Y_{T}、Y_{C} 为垂直于纤维方向的拉伸和压缩强度；S_{ij} 为剪切强度。

初始损伤发生后，复合材料损伤将随着载荷的增大而积累，当达到相应的临界应变能释放率 (断裂能) 复合材料结构将发生失效。纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩 4 种失效模式对应的损伤状态变量分别定义如下：

$$d_{11}^{\mathrm{t}}(\varepsilon_{11})=\frac{\varepsilon_{\mathrm{f},1}^{\mathrm{t}}}{\varepsilon_{\mathrm{f},1}^{\mathrm{t}}-\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{t}}}\left(1-\frac{\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{t}}}{\varepsilon_{11}}\right) \tag{7}$$

$$d_{11}^{\mathrm{c}}(\varepsilon_{11})=\varepsilon_{\mathrm{f},1}^{\mathrm{c}}\left(\varepsilon_{\mathrm{f},1}^{\mathrm{c}}-\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{c}}\right)\left(1+\frac{\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{c}}}{\varepsilon_{11}}\right) \tag{8}$$

$$d_{22}^{\mathrm{t}}(\varepsilon_{22})=\frac{\varepsilon_{\mathrm{f},2}^{\mathrm{t}}}{\varepsilon_{\mathrm{f},2}^{\mathrm{t}}-\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{t}}}\left(1-\frac{\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{t}}}{\varepsilon_{22}}\right) \tag{9}$$

$$d_{22}^{\mathrm{c}}(\varepsilon_{22})=\varepsilon_{\mathrm{f},2}^{\mathrm{c}}\left(\varepsilon_{\mathrm{f},2}^{\mathrm{c}}-\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{c}}\right)\left(1+\frac{\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{c}}}{\varepsilon_{22}}\right) \tag{10}$$

式中：$\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{t}}=X_{\mathrm{T}}/C_{11}$，$\varepsilon_{0,1}^{\mathrm{c}}=X_{\mathrm{C}}/C_{11}$，$\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{t}}=Y_{\mathrm{T}}/C_{22}$，$\varepsilon_{0,2}^{\mathrm{c}}=Y_{\mathrm{C}}/C_{22}$；$C_{11}$、$C_{22}$为刚度矩阵；$\varepsilon_{\mathrm{f},i}^{\mathrm{t}}$与$\varepsilon_{\mathrm{f},i}^{\mathrm{c}}$为单元失效应变，与应变能释放率临界值$G_{i\mathrm{C}}^{\mathrm{t}}$、$G_{i\mathrm{C}}^{\mathrm{c}}$的关系式可描述如下：$\varepsilon_{\mathrm{f},i}^{\mathrm{t}}=2G_{i\mathrm{C}}^{\mathrm{t}}/\sigma_{\mathrm{t}}l$，$\varepsilon_{\mathrm{f},i}^{\mathrm{c}}=2G_{i\mathrm{C}}^{\mathrm{c}}/\sigma_{\mathrm{c}}l$；$l$为单元特征长度，本文在 ABAQUS 中使用 VUMAT 内嵌函数 charLength 近似求解特征长度[21]。

2.2　缠绕结构复合材料有限元模型的构建

缠绕结构复合材料的力学行为非常复杂，尤其是纤维交叉起伏区域的载荷传递机制难以用均一化的方法进行简化，缠绕结构模型需要考虑纤维带的介观尺度分布形态细节特征。如图 1 所示，缠绕结构菱形单元内的纤维按照±55°的顺序依次铺设，中间具有锯齿状的交叉起伏特点，其交叉起伏区域的截面细节示意图见图 5。

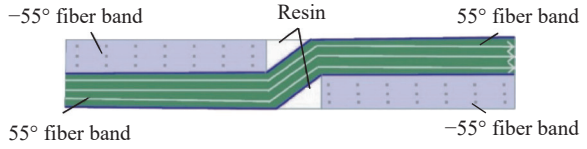


图 5　缠绕结构复合材料纤维束起伏示意图

Fig. 5　Fiber crossover and undulation diagram of filament wound structure composite

缠绕结构介观模型尺寸为 50 mm×85 mm×0.4 mm，首先按照试验试样铺制中使用的预浸带尺寸，建立不同长度及在不同位置包含上下起伏的纤维带实体模型，纤维束截面简化为矩形，宽度均为 6 mm，与实验中一致。然后将纤维带按照±55°两种缠绕方向依次排列装配成平板状缠绕纤维束模型。纤维带间空隙模型通过平板模型与缠绕纤维束模型的布尔运算得到。完整的缠绕结构模型如图 6 所示。模型共有两层，纤维交叉起伏区域部分采用树脂进行填充形成富树脂区。+55°纤维带、−55°纤维带和富树脂区重新装配后形成缠绕结构完整有限元模型。

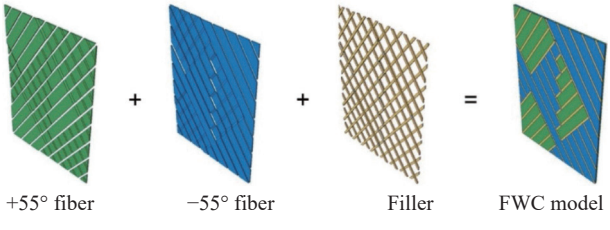


图 6　缠绕结构复合材料有限元模型组成图

Fig. 6　Composition diagram of filament wound structure composite finite element model

纤维带主体部分使用 C3D8R 单元，局部几何较复杂的部分采用四面体单元 C3D10M，整个模型单元数量为 113 696，最小单元尺寸为 0.05 mm×0.05 mm×0.1 mm。同向纤维带及填充部分采用共节点形式进行连接，在±55°纤维带层间采用 Tie 连接。模型底部施加固定约束，在模型顶部施加均匀位移载荷。

层合结构有限元模型则仅由两层实体单元组

成，分别赋予+55°和−55°的材料方向。单元类型为 C3 D8 R，在两层中间加入了零厚度内聚力单元来模拟层间的滑移和分层，单元类型为 COH3 D8，整个模型单元数量为 73 364。模型尺寸为 50 mm×85 mm×0.4 mm。

层合结构模型和交叉结构模型均考虑材料的剪切非线性和渐进失效，细节见 2.1。单向复合材料中弹性模量、泊松比和极限强度通过试验测试获得，见表 2。树脂的弹性参数如表 3 所示。内聚力单元相关参数见表 4，参数及采用的内聚力单元断裂准则取自文献 [22]。

表 2　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料预浸料材料参数

Table 2　Material properties of T300 carbon fiber/epoxy resin composite prepreg

Parameter	Value
E_{11}/GPa	127.0
E_{22}/GPa	7.9
E_{33}/GPa	7.9
μ_{12}	0.35
μ_{13}	0.35
μ_{23}	0.45
G_{12}/GPa	2.1
G_{13}/GPa	2.1
G_{23}/GPa	4.8
X_T/GPa	2.0
X_C/GPa	1.2
Y_T/MPa	38.5
Y_C/MPa	180.7
S/MPa	135.0
G_{ft}/(N·mm^{-1})	133
G_{fc}/(N·mm^{-1})	60
G_{mt}/(N·mm^{-1})	0.352
G_{mc}/(N·mm^{-1})	1.450

Notes: E—Elastic modulus; μ—Poisson's ratio; G—Shear modulus; 1—Direction of fiber; 2—Direction of matrix; 3—Thickness direction of layer; X_T—Longitudinal tensile strength; X_C—Longitudinal compressive strength; Y_T—Transverse tensile strength; Y_C—Transverse compressive strength; S—In-plane shear strength; G_{ft}, G_{fc}, G_{mt}, G_{mc}—Critical value of strain energy release rate.

表 3　环氧树脂弹性参数

Table 3　Elastic parameters of epoxy resin

Parameter	Value
E/GPa	3.0
μ	0.37

3　结果与讨论

本节展示交叉缠绕结构试验的载荷-位移曲线及 DIC 监测应变域场结果。对应的层合结构结果也一并给出用于对比分析。从载荷-位移曲线和应变场演化特征两方面对比了试验结果和数值结果，验证数值模型的有效性；接着提取渐进失效结果及关键部位的局部应力特征和内部变形特征对交叉缠绕结构的宏观力学行为进行机制性的解释。

表 4　内聚力单元界面性能参数

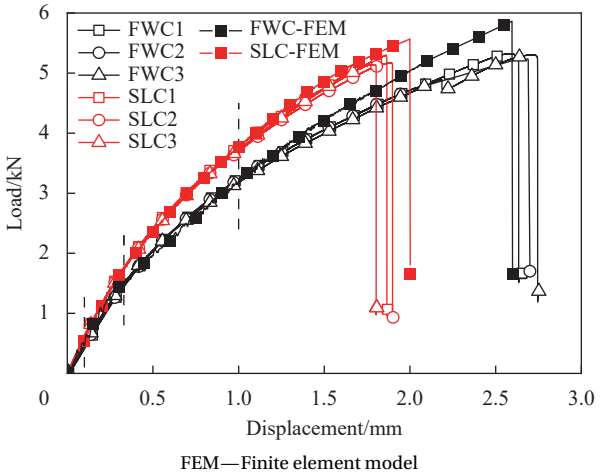
Table 4　Interface performance parameters of cohesive element

Parameter	Value
T_I/MPa	48.0
T_{II}/MPa	79.0
K/(N·mm^{-2})	10^6
G_{IC}/(N·mm^{-1})	0.128
G_{IIC}/(N·mm^{-1})	0.653

Notes: T_I, T_{II}—Mode I/II strength; K—Interface stiffness; G_{IC}, G_{IIC}—Critical strain energy release rates.

3.1　缠绕结构复合材料拉伸载荷-位移曲线及破坏形式

实验中和数值分析结果中采集到的交叉缠绕结构与层合结构组拉伸的载荷-位移曲线如图 7 所示。图中实验结果曲线的横坐标取自实验中 DIC 监测到的试样两端加强片 (图 3 中同一试样的两圆点) 之间的相对位移，纵坐标取自试验机力传感器记录的实时载荷。首先对比两组实验中曲线 (图 7 中 FWC1~FWC3、SLC1~SLC3) 的不同可以看出：(1) 各组内试样的位移-载荷曲线均呈现出了较好的重复性，组内离散性较小。各组试样的载荷随位移增长均呈现出了明显的非线性行为，这与文献 [23-25] 中报道类似；(2) 对比两组试样的测试结果可以看出，缠绕结构的初始刚度及后期的切



FEM—Finite element model

图 7　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸载荷-位移曲线

Fig. 7　Tensile load-displacement curves of T300 carbon fiber/epoxy resin composites

线刚度均低于层合结构；(3) 缠绕结构失效载荷与层合结构相差不大，为 5.2 kN，失效行为均由基体主导，纤维束并未产生断裂；(4) 缠绕结构失效位移明显大于层合结构，两者分别为 2.7 mm 和 1.8 mm，见表 5。

表 5　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料实验结果比较

Table 5　Comparison of experimental results of T300 carbon fiber/epoxy resin composites

Structure	Ultra load/kN	Failure displacement/mm
FWC	5.2	2.7
SLC	5.2	1.8

交叉缠绕结构表现出更低的刚度和更大的失效位移，这与其结构尤其是交叉起伏区域结构的变形特征有密切的关联。后续章节将对试验过程中 DIC 测试的纤维缠绕结构和层合结构应变云图结果进行分析。

数值仿真得到的曲线 (图 7 中 FWC-FEM、SLC-FEM) 存在小幅的波动，这是由于采用了显式动力学分析方法的缘故。可以看出，无论层合板结构还是交叉缠绕结构，模拟所得载荷-位移曲线总体上与实验结果吻合较好。

层合结构与缠绕结构模拟曲线均表现出显著的非线性行为 (伪塑性行为)，与实验结果一致。表明本文数值分析中采用借助用户子程序 (VUMAT) 在材料本构中引入非线性剪切应力-应变变形特征是有效的。

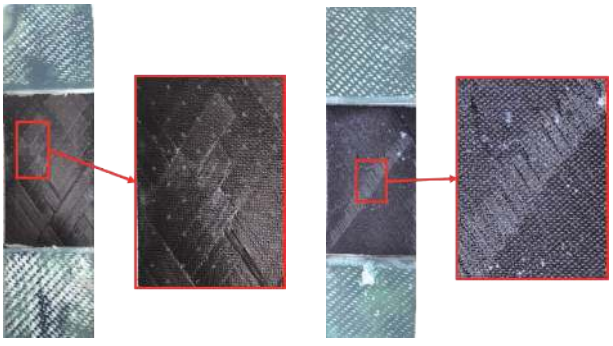
层合结构数值模型预测得到的整体位移-载荷曲线的刚度与实验基本相同，明显高于缠绕结构的刚度。这也是众多研究者[6-10] 采用层合结构模拟缠绕结构时，需要设置折减系数来修正材料弹性参数的原因。

纤维缠绕结构和层合结构试样最终破坏时，失效形式均为面内剪切破坏，破坏形式如图 8 所示。

3.2　DIC 应变场特征

图 9 和图 10 分别给出了层合结构和缠绕结构在 3 个典型位移载荷 (0.1 mm、0.3 mm 和 1 mm，对应图 7 中虚线标记处) 下的水平应变 (Horizontal strain，ε_{xx}) 云图和竖直应变 (Vertical strain，ε_{yy}) 云图变化情况。

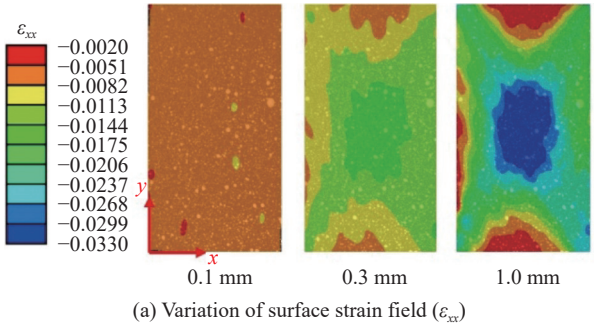
可以看出，层合结构组和缠绕结构组均在试样中部区域出现了应变 (包含 ε_{xx} 和 ε_{yy}) 集中现象，这主要是由偏轴加载过程两端夹持部位的强约束引起，与文献 [26-28] 中报道类似，但这并非本文



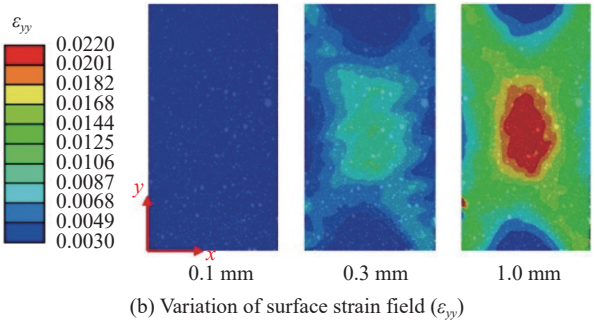
(a) Wound structure　　(b) Laminated structure

图 8　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料试样破坏形态

Fig. 8　Failure pattern of T300 carbon fiber/epoxy resin composite specimens



(a) Variation of surface strain field (ε_{xx})



(b) Variation of surface strain field (ε_{yy})

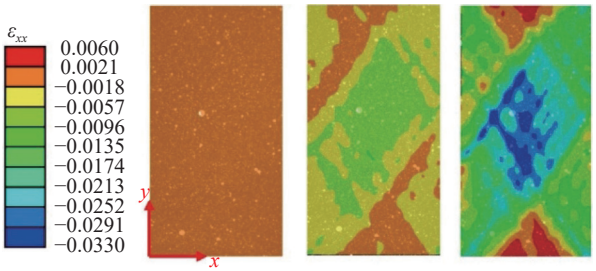
ε_{xx}—Horizontal strain; ε_{yy}—Vertical strain

图 9　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料层合结构拉伸实验过程应变场变化

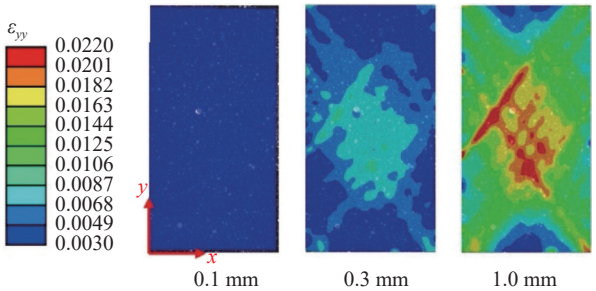
Fig. 9　Variation of strain field during tensile test of T300 carbon fiber/epoxy resin composite laminated structure

研究的重点。对比两组试样可以发现：层合结构的应变集中区域相对比较均匀，在相同的应变标尺下，高应变区间呈椭圆状，且面积相对较小；而缠绕结构中，高应变区间呈菱形状，在相同的应变标尺下其面积相对较大，特别是在交叉起伏局部区域应变集中更加显著。

图 11 和图 12 分别为层合结构和缠绕结构数值分析预测得到的应变场云图。选取的时刻与实验结果一致，分别对应的加载位移为 0.1 mm、0.3 mm 和 1 mm，见图 7 中的 3 个虚线标记处。



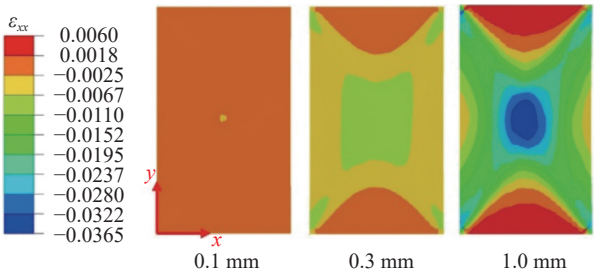
(a) Variation of surface strain field (ε_{xx})



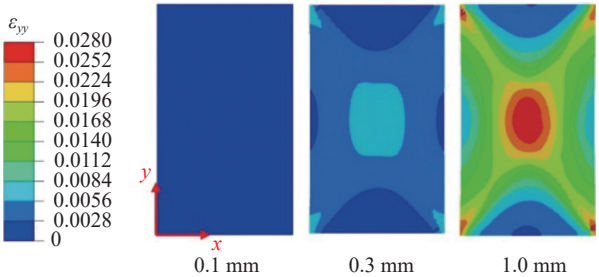
(b) Variation of surface strain field (ε_{yy})

图 10　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构实验过程应变场变化

Fig. 10　Variation of strain field during tensile test of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure



(a) Variation of strain field of finite element model (ε_{xx})

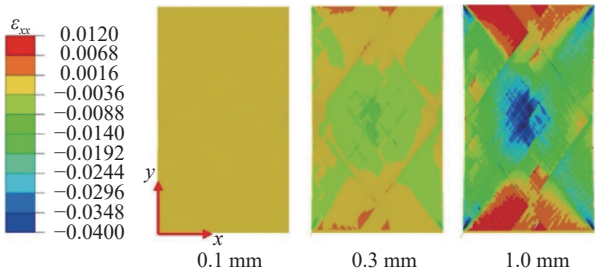


(b) Variation of strain field of finite element model (ε_{yy})

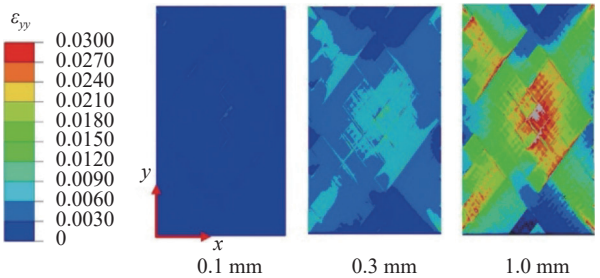
图 11　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料层合结构有限元仿真应变场变化

Fig. 11　Variation of strain field in finite element simulation of T300 carbon fiber/epoxy resin composite laminated structure

图 12 为缠绕结构数值模型预测得到的应变场，对应的实验结果见图 10。图 13 为缠绕结构中部菱形特征单元内实验结果和数值分析结果的竖直方向应变曲面图，图中 x 轴和 y 轴分别表示试样水平方向和竖直方向的坐标，z 轴表示沿加载方向



(a) Variation of strain field of finite element model (ε_{xx})



(b) Variation of strain field of finite element model (ε_{yy})

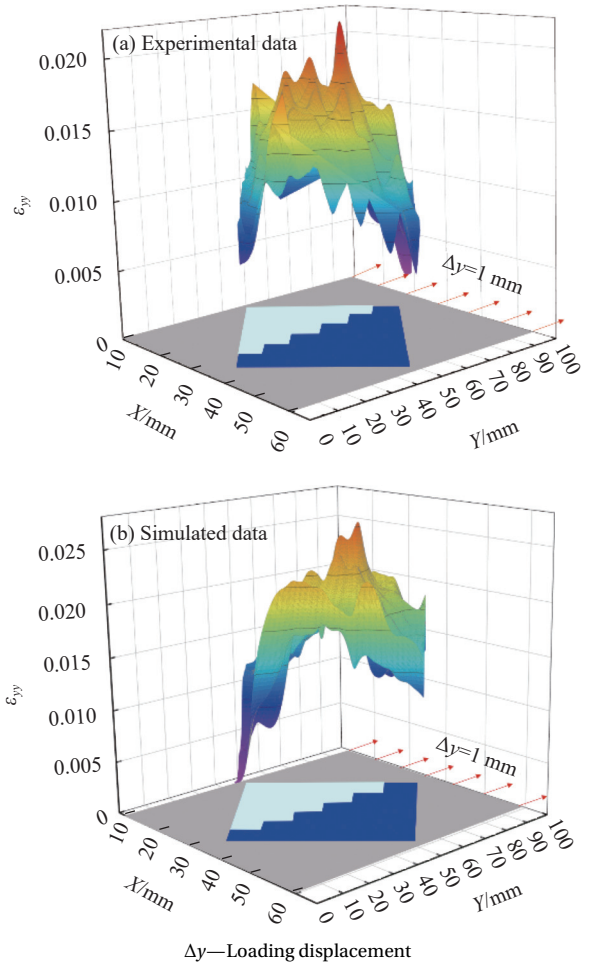
图 12　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构有限元仿真应变场变化

Fig. 12　Variation of strain field in finite element simulation of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure

的应变值。从应变分布形式分析，数值分析结果和实验吻合，随着加载的进行，试样中部菱形特征单元中间的纤维交叉起伏区域在水平、竖直方向应变分布上均比周围层合区域要大；在加载位移 Δy=1 mm 时，在菱形特征单元的纤维交叉起伏区域和菱形单元边界处，有明显的应变集中现象。

有限元模型预测的应变最大值相对实验偏高，这与 DIC “区域化应变平均”处理方式有关。DIC 应变值是基于灰度图像子集区域的位移数据来计算的，即子集步长的大小决定了应变测量的空间分辨率。如前文 1.2 所述，本文中选用的子集步长 P=8，等效空间长度约 0.4 mm，即 DIC 应变分析结果是该区域应变的均值。在交叉起伏区域，图像子集跨越了纤维填充区，应变集中程度在这一微小区域进行了平均，因此 DIC 测试的应变峰值会低于实际值。相对而言，有限元分析中的应变是通过单元节点位移求得，单元尺寸决定了其空间分辨率，如 2.2 所述，有限元最小尺寸为 0.05 mm×0.05 mm，对局部应变集中现象的捕捉更加准确。因此，对于层合结构组试样，仿真分析结果与 DIC 测试值之间偏差较小；但对于局部应变集中较明显的缠绕结构组，仿真分析所得应变峰值大于 DIC 测试值。

交叉起伏区域典型的特征是存在树脂富集，同时纤维在厚度方向产生起伏与主载荷方向发生



Δy—Loading displacement

图 13　实验与仿真所得 T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构竖直方向应变 (ε_{yy}) 的曲面图

Fig. 13　Surface diagrams of the vertical strain (ε_{yy}) of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure obtained from experiment and simulation

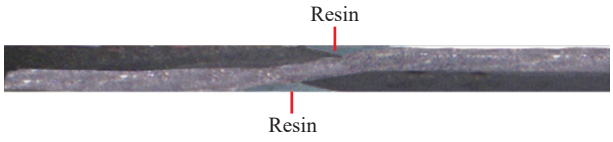


图 14　缠绕结构中显微镜下纤维束交叉起伏截面图

Fig. 14　Cross undulating section image of fiber bundle captured by microscope in wound structure

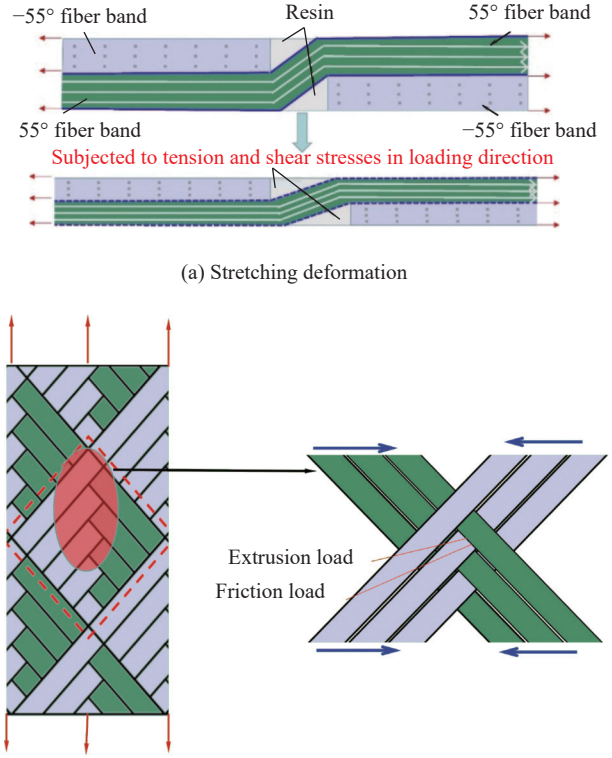


图 15　缠绕结构中的纤维伸展 (a) 和偏转 (b) 示意图

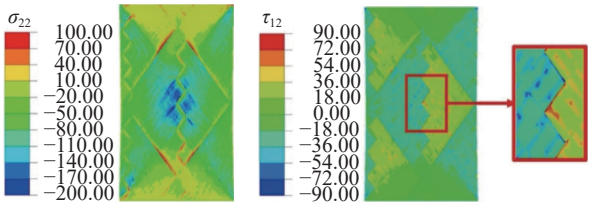
Fig. 15　Schematic diagram of fiber stretching (a) and rotation (b) in wound structure

偏折。从图 14 光学显微镜下纤维缠绕结构平板中交叉起伏区域的截面图中可观察到显微束交叉部位存在明显的树脂富集现象。在拉伸载荷作用下±55°偏折纤维要同时发生伸展和偏转；伸展是交叉缠绕结构特有的变形特征，+55°纤维的弯折夹角不断变小，从法向挤压−55°纤维，如图 15(a) 所示。与此同时富树脂区域承受拉伸和剪切载荷作用，促使交叉起伏区域出现应变集中。而层合结构内部仅存在由纤维偏轴受力引起的面内偏转现象，±55°层间存在剪切相互作用。而交叉缠绕结构要更复杂，除了层间的剪切相互作用，在交叉起伏区域还存在面内的±55°纤维带之间摩擦挤压作用，如图 15(b) 所示。这些均会导致交叉起伏区域的应力或者应变集中。

由 3.1 节可知相对层合结构，交叉缠绕结构刚度更低失效位移更大。本节中 DIC 应变域场数据表明，纤维缠绕结构在中间菱形区间，尤其是交叉起伏区域，存在面积更大的高应变区域。拉伸过程起伏的纤维束不断被拉直，且纤维束间可能产生相对滑移，进而导致纤维缠绕结构刚度下降，失效位移也就相对较大。3.3 节将借助数值分析从应力水平和内部局部变形特征角度对实验现象做进一步的解释。

3.3　机制性解释

图 16(a) 为缠绕结构有限元结果中拉伸位移为 1 mm 时材料坐标系下 2 方向 (垂直于纤维方向) 的应力 (σ_{22}) 云图。可得除上下端夹持部分，平板大部分区域基体受压缩，但是在纤维交叉起



(a) Stress contour in direction 2 (σ_{22})　(b) Shear stress (τ_{12}) contour

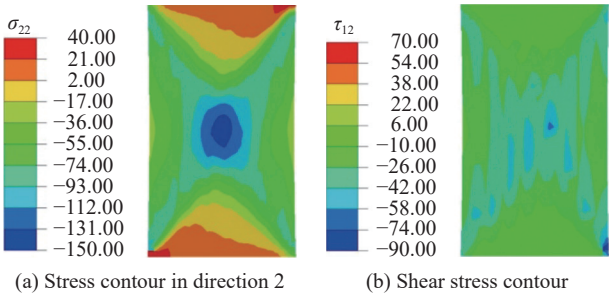
图 16　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构应力云图

Fig. 16　Stress contour of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure

伏区域及菱形特征单元边缘基体受拉伸且存在应力集中，在交叉起伏区域的周围一部分基体受到纤维束间剪切引起的挤压作用，因此存在基体压应力集中现象。

图 16(b) 为拉伸位移达到 1 mm 时材料坐标系下 12 方向应力 (τ_{12}) 云图，框线放大部分表示在纤维交叉起伏区域有明显的应力集中现象。

图 17(a) 和图 17(b) 分别为层合结构平板加载位移为 1 mm 时的 σ_{22} 和 τ_{12} 应力云图。层合板除夹持端外，大部分区域基体受压缩，与缠绕结构不同，层合板仅在模型中部有基体压缩应力集中。在剪切应力云图中，层合结构除下方夹持端处有少部分区域应力集中外，其他大部分区域剪切应力比较均匀。



(a) Stress contour in direction 2　(b) Shear stress contour

图 17　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料层合结构应力云图

Fig. 17　Stress contour of T300 carbon fiber/epoxy resin composite laminated structure

图 18 为缠绕结构的渐进失效分析结果。在轴向拉伸加载下未发生纤维拉伸压缩失效，基体压缩失效仅出现在固定端和加载端的局部区域，主要失效方式为拉伸条件下的基体失效。当加载位移达到 0.2 mm 时，缠绕结构平板的菱形特征单元边缘开始出现基体损伤，进一步分析可知基体失效主要是由剪应力 τ_{12} 和 τ_{13} 作用主导的；随着加载的进行，位移为 0.4 mm 时，菱形特征单元中部及边缘交叉起伏区域的基体拉伸损伤进一步扩展；加载位移达到 1.45 mm 时，菱形图案上侧交叉边缘的基体基本全部发生基体拉伸/剪切损伤；位移为 2.6 mm 时，纤维束间产生宏观的剪切变形，与测试结果一致，试样失去承载能力。

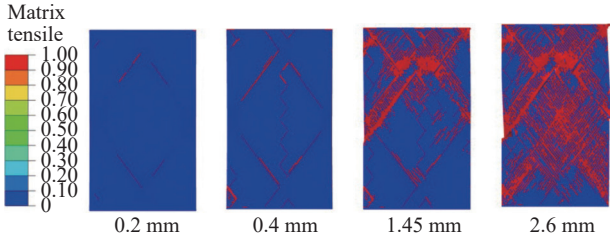


图 18　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构基体拉伸损伤过程

Fig. 18　Matrix tensile damage process of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure

进一步提取缠绕结构中单束纤维内纤维方向应力 (σ_{11}) 分布情况，如图 19 所示。在纤维束交叉起伏区域的纤维束内侧 (即与另一方向纤维束交叉接触一侧，如图 19 中 a、d 位置)，纤维方向应力水平明显高于其他区域，出现应力集中；而纤维束外侧 (如图 19 中 b、c 位置) 的应力水平较低，甚至出现了部分受压缩区域，这间接表明交叉纤维束间存在拉直变形引起的纤维束弯折现象。层合板结构纤维束内应力分布情况如图 20 所示。层合结构中纤维束内应力较均匀，未产生应力集中。

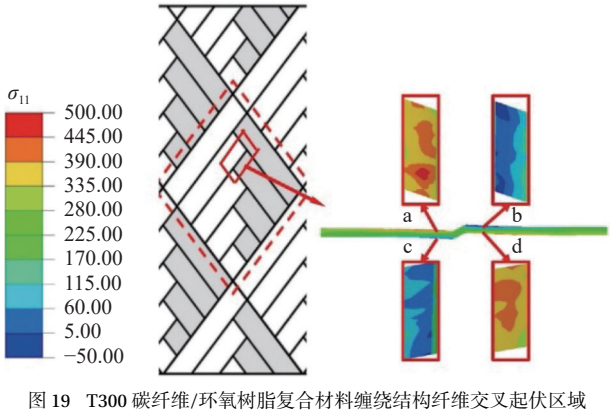


图 19　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕结构纤维交叉起伏区域纤维方向应力 (σ_{11}) 云图

Fig. 19　Fiber directional stress (σ_{11}) nephogram of fiber cross fluctuation area of T300 carbon fiber/epoxy resin composite wound structure

对比图 19 和图 20 可以发现：在同等位移下，缠绕结构纤维束内存在显著的应力集中，其纤维方向最大应力水平要显著高于层合结构，这应该与纤维束的起伏形态相关。在缠绕结构内部的纤维束起伏区：一方面，纤维束拉直过程会导致其宏观刚度低于平直纤维结构 (层合结构)；另一方面，纤维弯折部位在拉直过程中由于两端载荷在

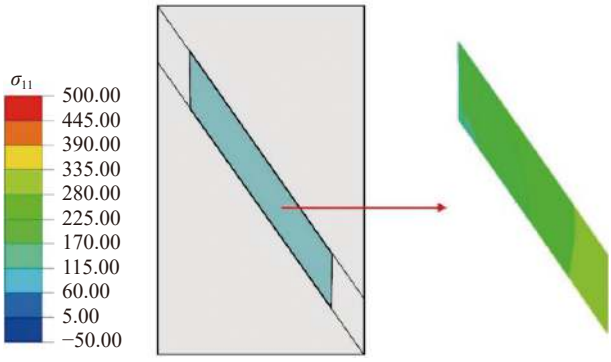


图 20　T300 碳纤维/环氧树脂复合材料层合结构纤维方向应力 (σ_{11}) 云图

Fig. 20　Fiber directional stress (σ_{11}) nephogram of T300 carbon fiber/epoxy resin composite laminated structure

厚度方向不同轴会产生附加弯矩作用及局部应力集中，即如图 19 所示弯折部位纤维束内侧面应力高于外侧面应力，且其最大应力水平将显著高于应力均匀分布的层合结构。据此推测，当纤维断裂为结构失效的主导因素时，缠绕结构的沿纤维方向抗拉承载能力将低于层合结构沿纤维方向的抗拉承载能力。

4　结 论

通过数字图像相关技术 (DIC) 等实验手段，对比分析了纤维缠绕结构和层合结构的不同之处。

(1) 制作 (±55°) 2 层碳纤维/环氧树脂层合结构和缠绕结构平板试样，进行了拉伸测试。结果表明，层合结构的整体刚度要明显大于缠绕结构，缠绕结构平板的中部纤维交叉起伏区域有明显的应变集中现象，而层合结构平板的中间也由于纯剪切原因有一区域呈现出应变集中的现象。缠绕结构应变集中的原因主要为交叉起伏区域树脂富集和纤维弯折。

(2) 基于 ABAQUS 有限元仿真软件对两种平板结构的受力过程进行了分析，结果显示，层合结构在整体刚度的表现上要大于缠绕结构，若用层合模型分析缠绕结构需采用经验折减系数，且层合结构有限元仿真结果应变云图分布与缠绕结构有所不同，无法体现出纤维交叉起伏所引起的应变集中现象。

(3) 以纤维束为单位建立的介观层面结构模型可以较直观地表现出纤维束在缠绕过程中的交织形态，其整体刚度、应变分析结果、失效方式及位置与实际结构更加吻合。纤维交叉起伏形态引起的树脂富集和拉直效应，是传统基于层合结构分析方法中需要对弹性参数进行折减的重要原因之一。

参考文献：

[1] ELLYIN F, MARTENS M. Biaxial fatigue behaviour of a multidirectional filament-wound glass-fiber/epoxy pipe[J]. Composites Science and Technology, 2001, 61(4): 491-502.

[2] ZHENG J Y, LIU P F. Elasto-plastic stress analysis and burst strength evaluation of Al-carbon fiber/epoxy composite cylindrical laminates[J]. Computational Materials Science, 2008, 42(3): 453-461.

[3] DATTA M, HATUA P. Influence of winding angle on the physical properties of filament wound composite pipe[C]//Proceedings of the 3rd National Conference on Emerging Trends in Textile, Fibre and Apparel Engineering. Berhampore, 2016: 1-9.

[4] GUO Z, LI Z, CUI J, et al. The effect of winding patterns on the mechanical behavior of filament-wound cylinder shells[J]. Multidiscipline Modeling in Materials and Structures, 2019, 16(3): 508-518.

[5] 穆建桥. 复合材料压力容器的非测地线缠绕成型及强度分析研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2017.
MU Jianqiao. Research on non-geodesic winding and strength analysis of composite pressure vessels[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2017(in Chinese).

[6] 张靖. 纤维缠绕复合材料的等效刚度性能研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
ZHANG Jing. Study on the equivalent stiffness of filament wound composite materials[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016(in Chinese).

[7] LIU P F, ZHENG J Y. Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 485(1-2): 711-717.

[8] LIN S, YANG L, XU H, et al. Progressive damage analysis for multiscale modelling of composite pressure vessels based on Puck failure criterion[J]. Composite Structures, 2021, 255: 113046.

[9] LIAO B B, DU Y, ZHENG J, et al. Prediction of residual burst strength for composite pressure vessels after low velocity impact[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2020, 45(18): 10962-10976.

[10] ALAM S, YANDEK G, LEE R C, et al. A study of residual burst strength of composite over wrapped pressure vessel due to low velocity impact[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2021, 194: 104511.

[11] ZU L, XU H, WANG H, et al. Design and analysis of filament-

wound composite pressure vessels based on non-geodesic winding[J]. Composite Structures, 2019, 207: 41-52.

[12] ROUSSEAU J, PERREUX D, VERDIERE N. The influence of winding patterns on the damage behavior of filament-wound pipes[J]. Composites Science & Technology, 1999, 59(9): 1439-1449.

[13] ARELLANO M T, CROUZEIX L, DOUCHIN B, et al. Strain field measurement of filament-wound composites at ±55° using digital image correlation: An approach for unit cells employing flat specimens[J]. Composite Structures, 2010, 92(10): 2457-2464.

[14] 沈创石, 韩小平, 何欣辉. 计及纤维交叉起伏影响的缠绕复合材料刚度分析[J]. 复合材料学报, 2016, 33(1): 174-182.
SHEN Chuangshi, HAN Xiaoping, HE Xinhui. Stiffness analysis of filament wound composites considering filament crossover and undulation[J]. Acta Materiae Composiae Sinica, 2016, 33(1): 174-182(in Chinese).

[15] 姜云鹏, 岳珠峰, 卢文书, 等. 计入纤维交叉影响的缠绕复合材料等效模量计算方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(3): 33-37.
JIANG Yunpeng, YUE Zhufeng, LU Wenshu, et al. Effect of fiber undulating zoneon the macro elastic modulus of fiber winding composites[J]. Gas Turbine Experimentand Research, 2005, 18(3): 33-37(in Chinese).

[16] HENRY T C, BAKIS C E. Compressive strength and stiffness of filament-wound cylinders[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2016, 35(21): 1543-1553.

[17] RICHARD R M, BLACKLOCK J R. Finite element analysis of inelastic structures[J]. AIAA Journal, 1969, 7(3): 432-438.

[18] ASTM. Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of ±45° laminate: D3518/D3518 M-18[S]. West Conshohocken: ASTM, 2018.

[19] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.

[20] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7(4): 448-464.

[21] DS. SIMULIA. ABAQUS user manual[EB/OL]. Version 6.10, ABAQUS Inc., Providence, 2010. https://help.3ds.com/HelpProductsDS.aspx.

[22] CAO D, HU H, DUAN Q, et al. Experimental and three-dimensional numerical investigation of matrix cracking and delamination interaction with edge effect of curved composite laminates[J]. Composite Structures, 2019, 225: 111154.

[23] FULLER J, MITCHELL S, POZEGIC T, et al. Experimental evaluation of hygrothermal effects on pseudo-ductile thin ply angle-ply carbon/epoxy laminates[J]. Composites Part B: Engineering, 2021, 227: 109388.

[24] CZEL G. Development of bi-directional pseudo-ductile glass/carbon-epoxy hybrid composites for improved safety in structural applications[J]. Composites Part B: Engineering, 2022, 231: 109546.

[25] WU X, FULLER J D, WISNOM M R. An investigation into fatigue behaviour and damage progression in pseudo-ductile thin-ply angle-ply laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2021, 149: 106518.

[26] DIZMAN E A, ÖZDDEMIR İ. Crystal plasticity based modelling of shear response of carbon fibre reinforced composites[J]. Procedia Structural Integrity, 2022, 35: 91-97.

[27] KWON J, CHOI J, HUH H, et al. Evaluation of the effect of the strain rate on the tensile properties of carbon-epoxy composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2017, 51(22): 3197-3210.

[28] WAN L, ISMAIL Y, SHENG Y, et al. Progressive failure analysis of CFRP composite laminates under uniaxial tension using a discrete element method[J]. Journal of Composite Materials, 2021, 55(8): 1091-1108.