

## 机织T字型加筋板复合材料的抗低速冲击性能

秦卓 魏小玲 胡晗 欧阳屹伟 谢军波 龚小舟

### Low velocity impact resistance of woven fabric reinforced T-shaped composites

QIN Zhuo, WEI Xiaoling, HU Han, OUYANG Yiwei, XIE Junbo, GONG Xiaozhou

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220907.006>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### 基于FBG传感技术的复合材料T型加筋板低速冲击损伤监测

Low-velocity impact damage monitoring of composite T-stiffened panels based on FBG sensors

复合材料学报. 2019, 36(10): 2266–2274 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20181114.002>

#### 碳纤维-玻璃纤维混杂增强环氧树脂复合材料低速冲击性能及其模拟

Low-velocity impact behavior and numerical simulation of carbon fiber-glass fiber hybrid reinforced epoxy composites

复合材料学报. 2021, 38(1): 165–176 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200922.003>

#### 相对冲击位置和补片层数对胶接修理CFRP复合材料层合板抗冲击性能的影响

Effect of relative impact location and patch layer number on impact resistance of adhesive repaired CFRP composite laminates

复合材料学报. 2019, 36(5): 1114–1123 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180725.001>

#### 结构参数对CFRP蒙皮-铝蜂窝夹层板低速冲击性能的影响

Effect of structural parameters on the low-velocity impact performance of aluminum honeycomb sandwich plate with CFRP face sheets

复合材料学报. 2020, 37(6): 1352–1363 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190815.001>

#### 复合材料T型加筋板筋条冲击损伤及冲击后压缩行为试验

Experimental study on stiffener impact damage and compression after impact behavior of T-stiffened composite panels

复合材料学报. 2018, 35(10): 2689–2697 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171108.003>

#### 含分层损伤复合材料层压板低速冲击模型刚度计算方法

Analytical model for stiffness of the low velocity impact for composite laminate with delaminations

复合材料学报. 2018, 35(10): 2768–2776 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180207.001>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

# 机织 T 字型加筋板复合材料的抗低速冲击性能



分享本文

秦卓<sup>1</sup>, 魏小玲<sup>1</sup>, 胡晗<sup>1</sup>, 欧阳屹伟<sup>1</sup>, 谢军波<sup>2</sup>, 龚小舟<sup>\*1</sup>

(1. 武汉纺织大学 纺织科学与工程学院, 武汉 430200; 2. 天津工业大学 先进纺织复合材料教育部重点实验室, 天津 300387)

**摘要:** 为解决当前 T 字型铺层复合材料抗层间剪切能力弱的问题, 通过对复合材料预制件织造工艺进行合理设计, 使用 SGA598 小样机织造了 T 字型织物, 采用真空辅助树脂传递模塑 (VARTM) 工艺将其制备成复合材料, 并研究其在低速冲击下的抗冲击性能; 使用有限元软件 ABAQUS 建立了几何与材料模型, 模拟了不同冲击能量下的冲击响应过程。研究结果表明, T 字型加筋板具有较高的抗冲击能力, 模拟结果与实验测试结果吻合较好, 该有限元模型具有较好的可靠性。

**关键词:** 三维织物; 复合材料; T 字型加筋板; 低速冲击; 有限元模拟

**中图分类号:** TB332

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-3851(2023)06-3673-10

## Low velocity impact resistance of woven fabric reinforced T-shaped composites

QIN Zhuo<sup>1</sup>, WEI Xiaoling<sup>1</sup>, HU Han<sup>1</sup>, OUYANG Yiwei<sup>1</sup>, XIE Junbo<sup>2</sup>, GONG Xiaozhou<sup>\*1</sup>

(1. College of Textile Science and Engineering, Wuhan Textile University, Wuhan 430200, China; 2. Ministry of Education Key Laboratory for Advanced Textile Composite Material, Tiangong University, Tianjin 300387, China)

**Abstract:** In order to solve the problem of weak interlaminar shear resistance of T-shaped laminate composites, the weaving process of composite preform was reasonably designed, and the T-shaped fabric was woven by SGA598 small sample loom. The T-shaped fabric was prepared by vacuum assisted resin transfer molding (VARTM) process, and its impact resistance under low velocity impact was studied. The geometric and material models were established by using the finite element software ABAQUS to simulate the impact response process under different impact energies. The results show that the T-shaped stiffened plate has high impact resistance, and the simulation results are in good agreement with the experimental results. The finite element model has good reliability.

**Keywords:** three-dimensional fabric; composites; T-shaped stiffened plate; low velocity impact; finite element method

复合材料具有轻质、高模高强等特点, 近几十年来随着材料制造工艺的不断发展, 复合材料的应用也越来越广泛<sup>[1-3]</sup>。在航空航天领域, 复合材料更是得到了充分的应用, 复合材料不仅仅用来制作飞行器蒙皮, 也被用来制作机身, 机翼支撑件中的 I 形、T 型等异型结构<sup>[4-5]</sup>。三维机织物增强复合材料比层压板具有更好的抗层间剪切分层的能力, 其中存在厚度方向上贯穿材料上下表面的竖直纤维, 能提供绑定经纬纱作用增加了材

料的整体稳定性, 提高了材料的抗层间剪切强度<sup>[6-7]</sup>。同时由于竖直的纤维存在也为复合材料增强了抗面外冲击性能和弯曲性能。三维织物具有很强的仿形能力, 能够直接织造成各种 T 字梁、工字梁、圆锥圆筒形和头盔形状等。由于其异形结构, 在复合材料生产制作过程中相较于平板结构更容易造成材料结构上的损伤, 在使用与维护中依然无法避免受到顶撞和冲击载荷的作用, 受到顶撞和冲击以后材料内部容易产生不可见的损伤, 这些

收稿日期: 2022-07-01; 修回日期: 2022-08-16; 录用日期: 2022-08-26; 网络首发时间: 2022-09-07 17:24:59

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220907.006>

通信作者: 龚小舟, 博士, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为三维立体纺织织造 E-mail: [1493643391@qq.com](mailto:1493643391@qq.com)

引用格式: 秦卓, 魏小玲, 胡晗, 等. 机织 T 字型加筋板复合材料的抗低速冲击性能 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(6): 3673-3682.

QIN Zhuo, WEI Xiaoling, HU Han, et al. Low velocity impact resistance of woven fabric reinforced T-shaped composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(6): 3673-3682(in Chinese).

损伤若没有及时发现并排除,一旦在飞行器飞行途中发生断裂及其他破坏将会造成严重事故。因此复合材料的抗静态顶撞和动态低速冲击性能是复合材料重要的物理性能,对其进行研究十分必要。

近十几年来,机织物增强复合材料异形结构件吸引了广泛的关注,得到了大量的研究与应用。目前对于T字型加筋板的研究多集中于使用层压板复合材料贴加强片的方式<sup>[8-10]</sup>,但加强片与复合材料之间受载荷作用极易脱粘分离,且底板部分层合板极易产生分层,尽管对材料性能有所加强但效果不明显;部分研究<sup>[11-13]</sup>中通过直接铺层方式堆叠或者缝合多层织物形成T、工字形预制件,经过后续复合工艺加工成复合材料,该方式形成的复合材料并没有解决铺层复合材料自身抗层间剪切能力弱的问题,且底板与筋条交接处会出现无纤维的纯树脂基体区域,受到载荷时易开裂;少量文献中<sup>[14-16]</sup>使用三维编织的方式织造T字型复合材料预制件,三维编织T型织物成型效果好,抗层间分层性能优异,但编织试样尺寸受到限制,不能织造大尺寸织物,且编织速度慢效率低。以上研究为T字型加筋板复合材料的制备与力学性能提供了研究基础,目前T字型复合材料制作工艺存在中间流程多、制作过程复杂、效率低、力学性能增强不够明显等问题。关于机织物一次成型T字结构预制件及其复合材料的力学性能还鲜有报道。

以T字型加筋板复合材料为研究对象,采用一次成型方法织造了T字结构预制件,采用真空辅助树脂传递模塑工艺制备成复合材料;通过落锤冲击试验研究此类结构复合材料在低速冲击下的力学性能,为T字型加筋板的应用提供研究基础。

## 1 实验部分

### 1.1 预制体尺寸设计与上机织造

T字型加筋板设计在前期研究中介绍了详细的设计方案<sup>[17]</sup>,现做简要介绍。图1为T字型加筋板织物经向截面图,图中加筋板筋高为 $H_1$ ,底板高为 $H_2$ ,织物总高度 $H=2H_1=2H_2$ ,筋条宽度 $L$ ,底板和筋条部分均采用三向正交结构组织作为基本组织,取其中部分基本结构如图中所示,水平方向上横线为经纱,圆圈表示纬纱,竖直方向上为绑定纱,绑定纱贯穿织物上下将底板和筋条捆绑连接。控制筋条间距可以在预制件一定长度内

控制筋条数量。采用的纱线为1 670 dtex的涤纶长丝,织机为SGA598型半自动小样机。高性能纤维如碳纤维、玻璃纤维与玄武岩纤维等可织性差,在织造前需要进行给油、上浆等一些前处理,而前处理工艺十分重要,若不进行前处理在织造过程中纤维易起毛、断头与纠缠,为了在实验室条件下完成T结构的织造选用了涤纶纤维,涤纶纤维纱线强力高,不易磨损、起毛,避免了在织造过程中出现起毛断头等问题,通过采用涤纶纤维上机织T结构预制体,分析织造工艺,完善织造方法,为后续高性能纤维上机织造提供一定技术指导。

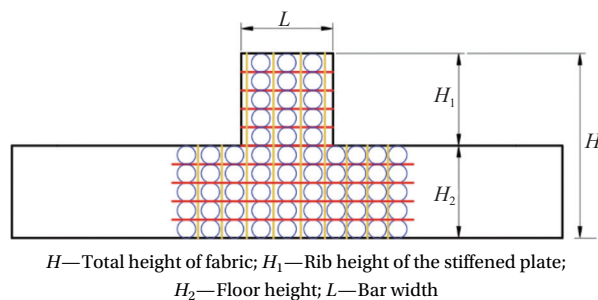


图1 T字型加筋板径向截面示意图

Fig. 1 Warp section schematic diagram of T-shaped stiffened plate

### 1.2 复合材料制备

T字型加筋板复合材料的制备采用真空辅助树脂传递模塑工艺制作,树脂为环氧树脂JC-03A(常熟佳发化学有限责任公司),固化剂为JC-03B,环氧树脂与固化剂的比例为100:30,表1为环氧树脂体系规格和性能。固化工艺为40℃烘干2 h,70℃固化5 h,烘干后常温下冷却,经固化后的复合材料加筋板如图2所示。表2为T型加筋板复合材料规格。纤维体积分数通过排水<sup>[18]</sup>法测量,测得纤维体积分数为52.3%。经切割后的复合材料经向截面图如图3所示,材料复合成型过程中筋条部分未采用模具,因此筋条与底板之间过度为平滑曲面而非图1示意图中直角过度,图3(d)为复合材料单根筋条与底板部分,图3(a1)、图3(b1)、图3(c1)为部分底板、底板与筋条交接处、筋条部分绑定纱在织物中的屈曲形态,图3(a2)、图3(b2)、图3(c2)分别为底板、底板与筋条交接处、筋条部分经纱在织物中的屈曲形态。显示绑定纱在复合材料中贯穿上下表面将经纬纱绑定,呈现竖直状态。经纱在底板与筋条区域水平排列,在交接区域呈现由上到下或由下到上的状态,纱

表 1 环氧树脂 JC-03 A 的规格和性能

Table 1 Specifications and properties of epoxy resin JC-03 A

Material function	Numerical value
Density/(g·cm <sup>-3</sup> )	1.12-1.14
Tensile strength/MPa	80
Tensile modulus/MPa	2 400
Bend strength/MPa	130
Flexural modulus/MPa	3 500
Curing time/h	5-7
Thermal expansion coefficient/(10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup> )	37
Curing temperature/°C	70

表 2 T 型加筋板复合材料规格

Table 2 Specifications of T-stiffened plate composites

Specification	Numerical value
Length/mm	150
Width/mm	50
Thickness of base plate/mm	5
Rib height/mm	5

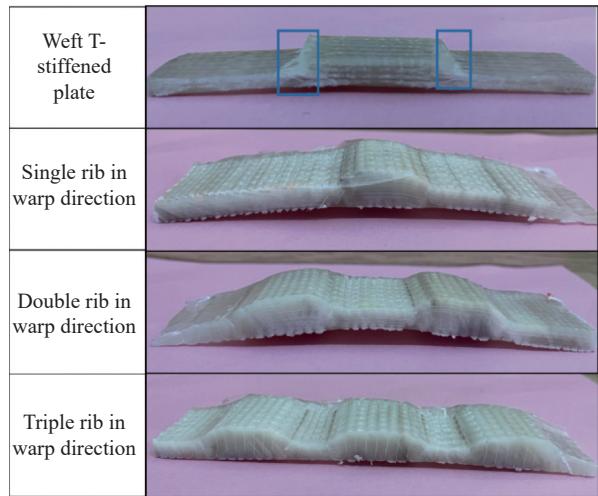


图 2 T 字型加筋板试样

Fig. 2 T-shaped stiffened plate specimen

线在复合材料中的屈曲状态证明了实际织造试样与理论设计结构相吻合。

1.3 低速冲击测试

根据 GB 11548—89 标准<sup>[19]</sup>，采用深圳万测公司生产的 DIT302 E 仪器化落锤冲击试验机进行低速冲击试验，其落锤质量为 10 kg，冲头直径为 12.7 mm。每组相同冲击能量选取 5 个试样。

测试时落锤首先提升至设定冲击能量相对应高度，然后做自由落体运动直至接触到测试样件。通过测量试样在冲击过程中的载荷和变形的瞬态值以反映材料在冲击载荷下的承受能力，受冲击载荷时试样的吸收功。试样冲击位置选取在 T 型

结构体的筋条背面处，冲击能量设置为 20 J、30 J、50 J 和 80 J。

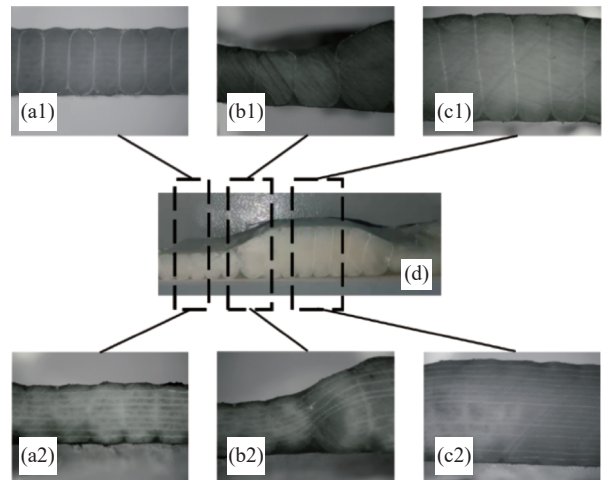


图 3 T 字型加筋板截面与纱线屈曲状态

Fig. 3 Warp section schematic diagram of T-shaped stiffened and yarn buckling state

2 低速冲击结果与分析

冲击过程中锤头在设定能量对应高度做自由落体运动从高处落下，冲头接触到试样时将动能传递给试样，试样通过变形储存能量，随后将冲头弹回，此过程中，部分能量被材料吸收，剩余的能量以动能的方式被传递回冲头，表现为冲头反弹。T 字形加筋板复合材料所受到的极限载荷与吸收能量是表征材料在低速冲击的主要数据，因此对试样进行了不同能量等级的低速冲击测试。

2.1 机织 T 字型加筋板复合材料载荷-时间曲线

图 4 为不同冲击能量下 T 型加筋板载荷峰值。冲击能量为 20 J 时载荷峰值最小仅为 5.02 kN，30 J 与 50 J 时载荷峰值较接近，分别为 6.44 kN 与 6.64 kN，20 J 出现较低的峰值载荷原因为该冲击能量下试样没有发生破坏，试样表面无基体裂纹与纤维断裂，冲击过程没有发生塑性变形，仅为弹性变形。30 J 时试样表面冲击处出现凹陷，凹陷四周基体出现裂纹，纤维少量断裂。冲击能量为 50 J 时试样表面也出现的凹陷，基体开裂与纤维断裂，基体开裂区域变大，纤维断裂区域比 30 J 大，但载荷峰值仅比 30 J 高 0.2 kN。图 5 为 T 字型复合材料在不同冲击能量下的载荷-时间曲线。可以看出实验中所有曲线表现出相同的趋势，将曲线分为 3 个阶段，在冲击的初始阶段(第一阶段)；曲线呈现线性上升阶段，并伴随小幅度规律性的震荡。随着接触时间增加，曲线出现小范围



内不规则的震荡，达到载荷峰值并持续一段时间后曲线开始下降(第二阶段)；载荷值下降，曲线呈现线性下降直至为零(第三阶段)，此阶段内并无震荡出现。第一阶段内材料处在弹性阶段，载荷是线性增加，进入第二阶段，载荷值出现小范围内峰值抖动，此时材料内部基体与纤维出现损伤，由于复合成型过程中材料内部不可避免的制造缺陷如气孔与气泡，在此阶段内复合材料受力而在缺陷处形成应力集中造成材料破坏。图 5 中显示 50 J 冲击过程持续时间最长，载荷达到峰值后并没有快速下降，而是以较大的载荷持续一段时间后下降，分析认为冲击初始阶段造成的基体塑性变形、开裂与纤维断裂造成材料损伤，使反弹时不能以完全弹性将冲头弹回，因此冲击过程时间持续时间较长，而冲击能量为 80 J 时，第二阶段开始部分出现了较大的峰值波动，载荷峰值达到了 9.08 kN，明显高于其他冲击能量载荷峰值，材料破坏严重，出现大面积的纤维断裂与永久变

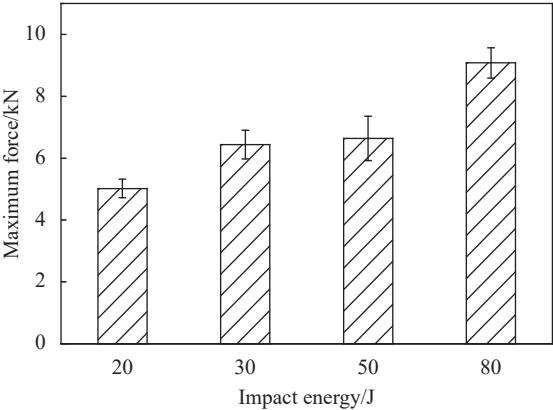


图 4 不同冲击能量下 T 型加筋板载荷峰值

Fig. 4 Peak load of T-stiffened plate under different impact energies

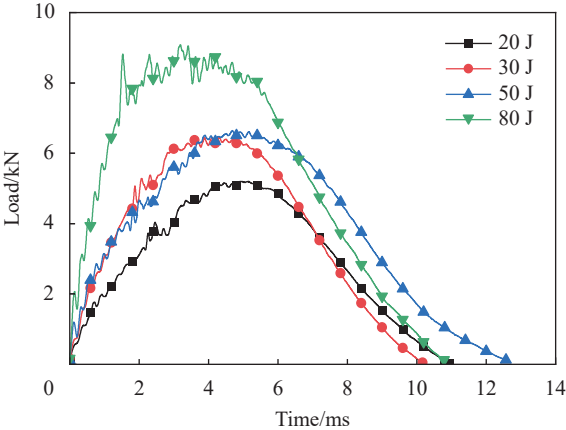


图 5 T 型加筋板载荷-时间曲线

Fig. 5 Load-time curves of T-stiffened plate

形，反弹过程中试样并没有回复到冲击前的初始位置冲头就已经脱离试样，因此冲击过程持续时间变短。

2.2 机织 T 字型加筋板复合材料能量-时间曲线

冲击能量以基体开裂、纤维破坏、冲击凹陷、弹塑性变形等形式消散，冲头与材料接触，材料变形产生弹性能，达到载荷峰值时材料弹性能最大，随后材料存储的弹性能将冲头弹回，部分能量以动能形式返还冲头，表现为冲头反弹。图 6 为 T 字型复合材料在不同冲击能量下吸收能量-时间曲线。所有曲线趋势一致，当冲击能量为 20 J、30 J、50 J 和 80 J 时，最大吸收能量分别为 19.07 J、28.79 J、49.50 J 和 76.03 J，达到最大吸收能量时冲头完全停止，冲头动能被全部吸收。但测试结果略小于实验设置值，原因为锤体在自由落体时受冲头导轨摩擦与空气阻力消耗了少量能量。达到最大值后材料中存储的弹性能将冲头弹回，部分能量以动能形式返还给冲头，材料吸收能量下降。

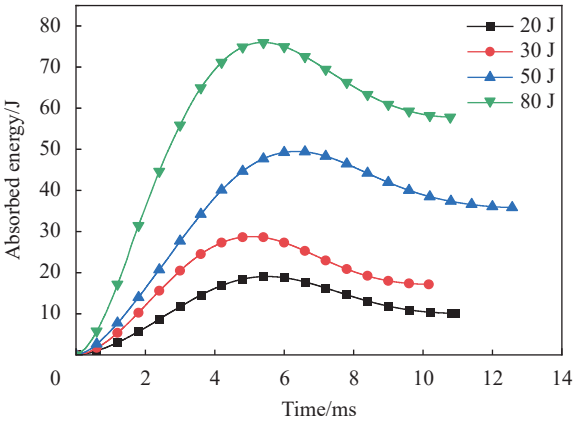


图 6 T 型加筋板吸收能量-时间曲线

Fig. 6 Absorb energy-time curves of T-stiffened plate

3 数值模拟仿真

3.1 机织 T 字型加筋板复合材料几何模型与边界载荷

目前复合材料具有多种尺度下的有限元模拟模型(FEM)，细观织物结构模型能够准确地描述纱线在复合材料中的屈曲状态，但是该方式需要大量的计算时间。宏观模型需要将复合材料通过计算进行均质化处理，将复合材料作为整体的正交各向异性材料进行计算，目前宏观的模型能够达到与试验结果较吻合的计算结果，因此为了节省计算时间成本，选用了整体均质化的宏观模型。

T 字型加筋板整体长度为 150 mm，宽度为

60 mm，底板部分厚度 5 mm，筋高为 5 mm，夹具为长 100 mm 的正方形，中心圆直径为 75 mm，上下各一块夹具将试样夹持，底部的夹具完全固定，上部的夹具向下加载压力，冲头设置为不可变形的刚体。为了减少计算量，以整体模型的 1/4 进行计算，模型如图 7 所示。

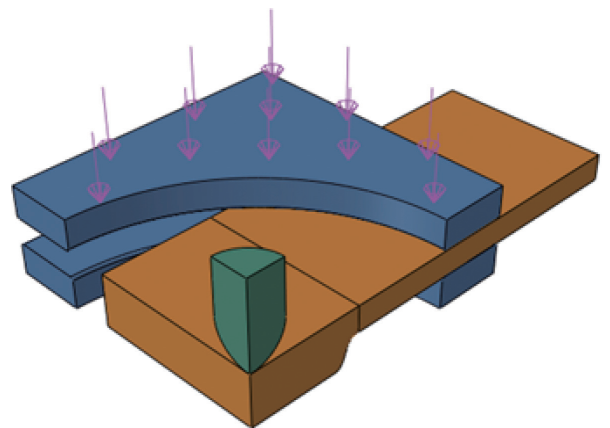


图 7 T 型加筋板 1/4 冲击载荷与边界条件模型  
Fig. 7 1/4 impact load and boundary condition model of T-stiffened plate

3.2 材料模型

微观模型中将纤维束与树脂基体进行等效计算转换为浸渍纱线束，宏观模型中再将浸渍纤维束与纯树脂区域均质化得到正交各向异性材料。

3.2.1 微观模型

在纤维-基体中假设复合材料中组成纱线丝束的纤维完全连续排列切平行，树脂完全浸润，复合材料内部无气泡和孔洞，因此纱线纤维束为横观各向同性材料。如图 8 所示，在浸渍纱线坐标系中，单根纤维轴向为浸渍纱线材料主轴即 1 轴，横向为 2 轴与 3 轴。

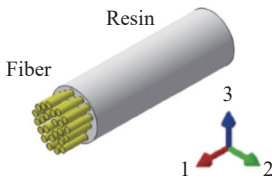


图 8 基体-纤维局部坐标系  
Fig. 8 Matrix-fiber local coordinate system

使用 Chamis<sup>[20]</sup> 模型公式可计算出浸渍纱线纤维束的 9 个弹性常数，公式如下：

$$E_{11} = \delta_f E_{11}^f + \delta_m E_m \tag{1}$$

$$E_{22} = E_{33} = E_m / [1 - \sqrt{\delta_f} (1 - E_m / E_{22}^f)] \tag{2}$$

$$\nu_{12} = \nu_{13} = \delta_f \nu_{12}^f + \delta_m \nu_m \tag{3}$$

$$\nu_{23} = \delta_f \nu_{23}^f + \delta_m \nu_m \tag{4}$$

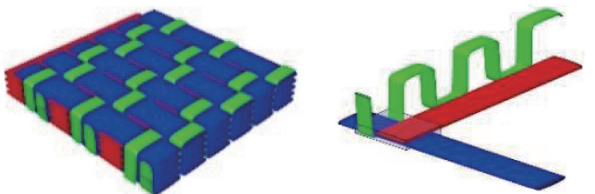
$$G_{12} = G_{13} = G_m / [1 - \sqrt{\delta_f} (1 - G_m / G_{12}^f)] \tag{5}$$

$$G_{23} = G_m / [1 - \sqrt{\delta_f} (1 - G_m / G_{23}^f)] \tag{6}$$

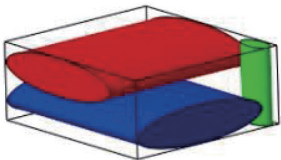
式中： $E_{11}$ 、 $E_{22}$ 、 $E_{33}$ 、 $\nu_{12}$ 、 $\nu_{13}$ 、 $\nu_{23}$ 、 $G_{12}$ 、 $G_{13}$ 和  $G_{23}$  为完全浸渍纤维束的等效杨氏模量、泊松比和剪切模量； $E_{11}^f$ 、 $E_{22}^f$ 、 $\nu_{12}^f$ 、 $\nu_{23}^f$ 、 $G_{12}^f$  和  $G_{23}^f$  为纤维的模量、泊松比和剪切模量； $E_m$ 、 $\nu_m$  和  $G_m$  为基体的弹性模量、泊松比和剪切模量； $\delta_m$  和  $\delta_f$  分别为完全浸渍纤维束中基体和纤维的体积含量。

3.2.2 宏观模型

图 9(a) 为正交基础组织结构图与经、纬纱和绑定纱在基础组织中的交织方式，从纱线的交织方式中选取如图 9(b) 所示的长方体区域作为单胞，该区域中包含以上 3 种纱线，剩余部分为树脂基体区域，以单胞区域作为研究对象，根据复合材料中纱线交织规律即可将材料看作为单胞在不同方向上的堆叠，因此可由单胞的弹性性能推算出复合材料整体的弹性性能常数。图 10 为简化单胞模型。假设经纬纱与绑定纱截面均为矩形，A 区域为经纱束，B 区域为纬纱束，C 区域为绑定纱束，D 和 E 为纯基体区域，以经纱纱线轴向 (1 轴) 为全局坐标系  $x$  轴，横向 (2 轴) 为  $y$  轴，竖直方向 (3 轴) 为  $z$  轴，图 10(a) 中经纱局部坐标与全局重合，纬纱与绑定纱材料局部坐标系与全局坐标系如图 10(b) 所示。



(a) Basic structure and yarn interweaving pattern



(b) Fabric unit-cell structure

图 9 宏观模型织物单胞结构

Fig. 9 Macro-scale model fabric cell structure

单胞内，基体为各向同性材料，柔度矩阵为  $[S]_m$ ，刚度矩阵为柔度矩阵的逆矩阵  $[C]_m = [S]_m^{-1}$ ，

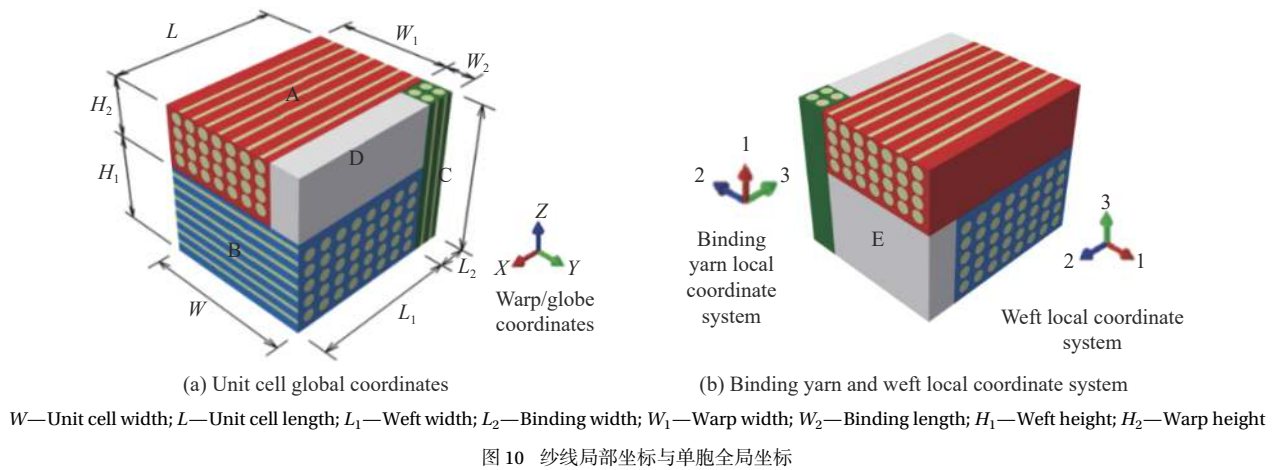


Fig. 10 Yarn local coordinates and unit cell global coordinates

其中[S]<sub>m</sub>为

$$[S]_m = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_m} & \frac{-\nu_m}{E_m} & \frac{-\nu_m}{E_m} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_m}{E_m} & \frac{1}{E_m} & \frac{-\nu_m}{E_m} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_m}{E_m} & \frac{-\nu_m}{E_m} & \frac{1}{E_m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_m} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_m} \end{bmatrix} \quad (7)$$

sym.

式中, sym.表示对称, 经、纬与绑定纱纤维束的柔度矩阵为[S]<sub>i</sub>(i=j, w, z), 则刚度矩阵为[C]<sub>i</sub>=[S]<sub>i</sub><sup>-1</sup>, 将纱线材料刚度矩阵转化为全局坐

标系下的纱线刚度矩阵, 有如下关系式[C]<sub>i</sub><sup>g</sup>=[T]<sub>i</sub><sup>-1</sup>[C]<sub>i</sub>[T]<sub>i</sub>(g表示全局坐标系), [T]<sub>i</sub>(i=j, w, z)为汉密尔顿转换矩阵<sup>[21]</sup>, [T]<sub>i</sub><sup>-1</sup>为[T]<sub>i</sub>的逆矩阵, [T]<sub>i</sub>为

$$[T]_i = \begin{bmatrix} l_1^2 & m_1^2 & n_1^2 & l_1 m_1 & m_1 n_1 & n_1 l_1 \\ l_2^2 & m_2^2 & n_2^2 & l_2 m_2 & m_2 n_2 & n_2 l_2 \\ l_3^2 & m_3^2 & n_3^2 & l_3 m_3 & m_3 n_3 & n_3 l_3 \\ 2l_1 l_2 & 2m_1 m_2 & 2n_1 n_2 & l_1 m_2 + l_2 m_1 & m_1 n_2 + m_2 n_1 & n_1 l_2 + n_2 l_1 \\ 2l_2 l_3 & 2m_2 m_3 & 2n_2 n_3 & l_2 m_3 + l_3 m_2 & m_2 n_3 + m_3 n_2 & n_2 l_3 + n_3 l_2 \\ 2l_3 l_1 & 2m_3 m_1 & 2n_3 n_1 & l_3 m_1 + l_1 m_3 & m_3 n_1 + m_1 n_3 & n_3 l_1 + n_1 l_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

纱线坐标轴 1、2、3 与全局坐标轴 x、y、z 夹角余弦值分别为 l<sub>i</sub>、m<sub>i</sub>、n<sub>i</sub>, 即 l<sub>i</sub>=cos(i, x), m<sub>i</sub>=cos(i, y), n<sub>i</sub>=cos(i, z), i=1,2,3. 经纱纱线坐标系与全局坐标系相同, 经纱在全局坐标系下刚度矩阵[C]<sub>j</sub><sup>g</sup>=[C]<sub>j</sub>, 纬纱与绑定纱材料主轴与分别全局坐标系 y 轴、z 轴重合, 在全局坐标系中经纬纱刚度矩阵为[C]<sub>w</sub><sup>g</sup>[T]<sub>w</sub><sup>-1</sup>[C]<sub>w</sub>[T]<sub>w</sub>, [T]<sub>w</sub>中的元素取值为 l<sub>2</sub>=m<sub>1</sub>=n<sub>3</sub>=1, 剩余元素值为 0, 绑定纱刚度矩阵为[C]<sub>z</sub><sup>g</sup>=[T]<sub>z</sub><sup>-1</sup>[C]<sub>z</sub>[T]<sub>z</sub>, [T]<sub>z</sub>中元素取值为 l<sub>3</sub>=m<sub>2</sub>=n<sub>1</sub>=1, 剩余元素值为 0.

图 10(a) 所示单胞长度为 L, 高度为 H, 宽度为 W, L<sub>1</sub> 为纬纱的宽度、L<sub>2</sub> 为绑定纱的宽度, H<sub>1</sub> 为纬纱的高度、H<sub>2</sub> 为经纱的高度、W<sub>1</sub> 为经纱的宽度、W<sub>2</sub> 为绑定纱的长度。各部分体积分数计算如下式所示:

$$V_j = \frac{W_1 H_2}{WH} \times 100\% \quad (9)$$

$$V_w = \frac{L_1 H_1}{LH} \times 100\% \quad (10)$$

$$V_z = \frac{W_2 L_2}{WL} \times 100\% \quad (11)$$



$$V_m = 1 - V_j - V_w - V_z \tag{12}$$

其中， $V_j$ 、 $V_w$ 、 $V_z$ 、 $V_m$  分别为经纱、纬纱、绑定纱和树脂基体的体积分数。

正交各向异性复合材料整体刚度矩阵为

$$[C]^g = \sum_k^n V_k [C]_k \tag{13}$$

其中： $[C]^g$  为全局坐标系下单胞刚度矩阵； $V_k$ 、 $[C]_k$  为单胞内各组分体积分数与刚度矩阵； $k$  表示经、纬、绑定纱与树脂基体。正交各向异性复合材料柔度矩阵  $[S]^g$  为刚度矩阵的逆矩阵，柔度矩阵为

$$[S]^g = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ & & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ & & & & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ & \text{sym.} & & & & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \tag{14}$$

$E_1$ 、 $E_2$ 、 $E_3$ 、 $G_{23}$ 、 $G_{13}$ 、 $G_{12}$ 、 $\nu_{23}$ 、 $\nu_{13}$ 、 $\nu_{12}$  为正交各向异性复合材料的杨氏模量、剪切模量和泊松比，由此得到 T 字型加筋板的 9 个弹性常数。经过计算得到的数值如表 3 所示。复合材料破坏包括了纤维与基体塑性变形、基体开裂、纤维断裂等，为了简化模拟模型，假定均质化宏观模型为弹塑性材料，使用 Hill<sup>[22]</sup> 各向异性塑性理论模拟 T 字型加筋板的塑性行为。

表 3 正交各向异性复合材料力学性能参数  
Table 3 Mechanical property parameters of orthotropic composites

Elastic constant	Numerical value
Young's modulus, $E_1$ /MPa	4 644
Young's modulus, $E_2$ /MPa	5 627
Young's modulus, $E_3$ /MPa	3 705
Shear modulus, $G_{23}$ /MPa	1 744
Shear modulus, $G_{13}$ /MPa	1 633
Shear modulus, $G_{12}$ /MPa	1 855
Poisson's ratio, $\nu_{23}$	0.32
Poisson's ratio, $\nu_{13}$	0.33
Poisson's ratio, $\nu_{12}$	0.19

3.3 机织 T 字型加筋板复合材料模拟结果与分析

图 11、图 12 为实验测试与 FEM 不同冲击能量下载荷-时间、能量-时间曲线。可以看出模拟

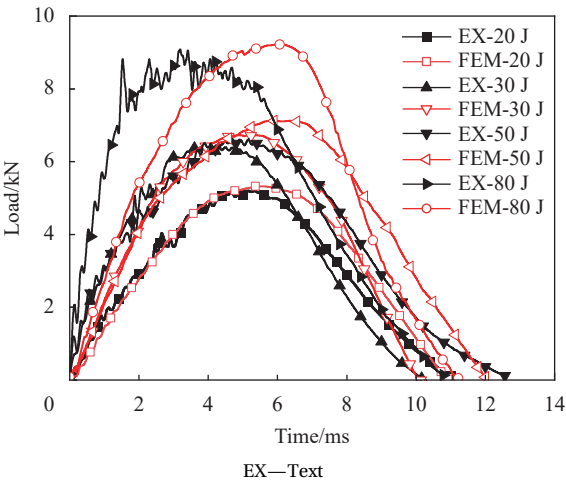


图 11 试验与有限元模拟 (FEM) 的机织 T 型加筋板载荷-时间曲线  
Fig. 11 Test and finite element modelling (FEM) load-time curves of woven T-stiffened plate

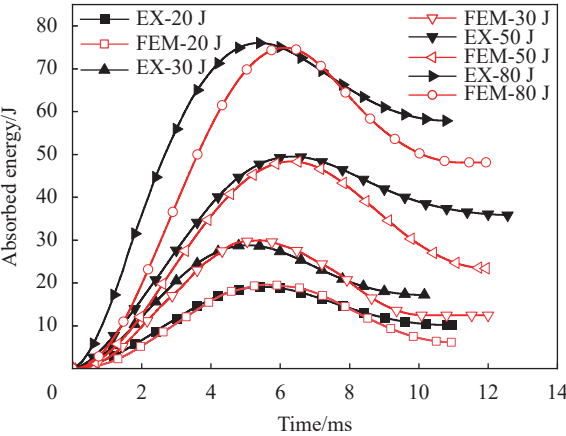


图 12 试验与 FEM 的机织 T 型加筋板吸收能量-时间曲线  
Fig. 12 Absorb energy-time curves of test and FEM of woven T-stiffened plate

结果与实验测试曲线趋势一致。冲击能量为 80 J 时，载荷峰值为 9.32 kN，相较于低冲击能量载荷-时间曲线下下降明显，FEM 中同样出现了明显的下降趋势，而从接触试样开始至达到载荷峰值的时间偏长，吸收能量最大值同样出现滞后，出现此现象的原因为 FEM 中将 T 字型材料简化为正交各向异性材料，均质化过程忽略了材料本身可能存在内部气孔与气泡，且假设了树脂完全浸润纤维，在实际测试中，复合材料受到载荷作用会在材料气孔处形成应力集中造成材料过早破坏，因此 FEM 中到达载荷峰值时间晚于实际测试时间。80 J 时 FEM 中载荷峰值与测试值都明显高于其他能量载荷峰值，观察试样冲击后的形态发现，试样冲击面有明显凹陷，凹陷四周基体出现裂纹，冲击背面有较大区域基体开裂和纤维断裂，FEM 中冲

击正面与背面应力云图与试样破坏形态相似(见图13)。50 J及以下冲击能量 FEM 载荷-时间曲线达到峰值时间相较于 80 J 更短, 表4为模拟结果与实验结果载荷峰值与最大吸收能量误差, 不同冲击能量下 50 J 时 FEM 吸收能量小于实验测试值, 误差为负值, 分析认为 FEM 中将材料假设为弹塑

性材料, 而实际测试材料破坏过程中 50 J 出现了基体开裂与少量纤维断裂, 基体开裂与纤维断裂均吸收了部分能量, 因此实际测试过程中最大吸收能量大于 FEM 最大吸收能量。FEM 与测试中纤维断裂与基体开裂存在一定区别但结果在可接受范围内, 与试验值取得了较好的一致性。

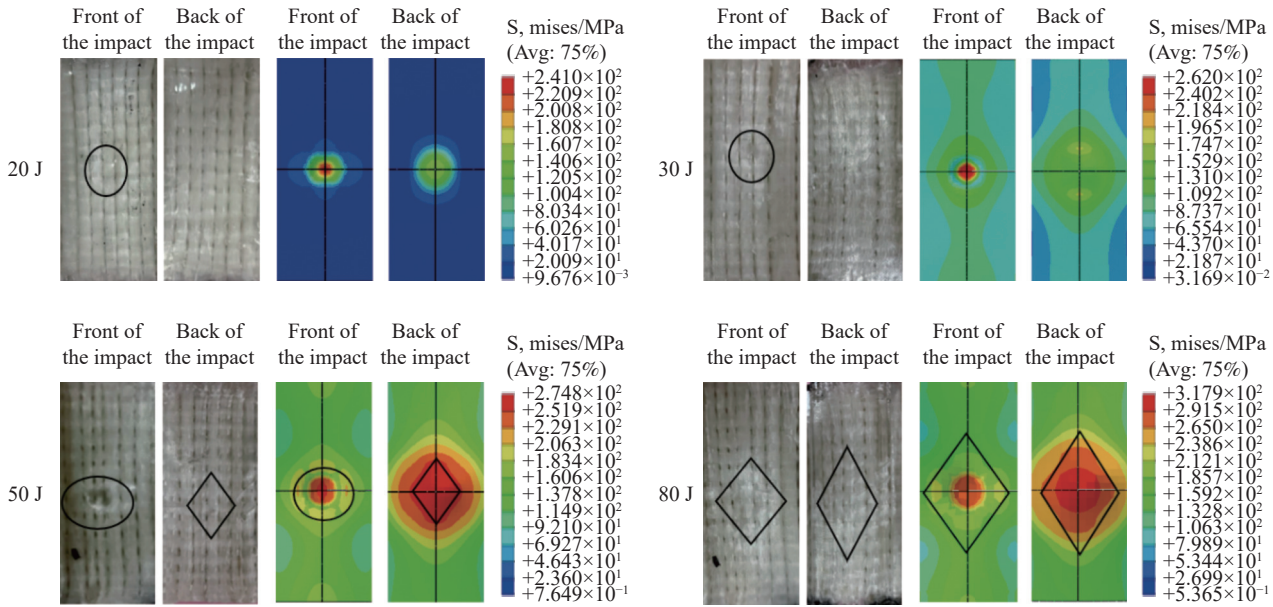


图 13 机织 T 型加筋板试验与有限元模拟冲击正面、背面图

Fig. 13 Front and back view of impact of experiment and FEM of woven T-stiffened plate

表 4 机织 T 型加筋板 FEM 与实验测试误差

Table 4 FEM and experimental test error of woven T-stiffened plate

Energy/J	Load peak error/%	Maximum absorption energy error/%
20	2.4	2.0
30	4.4	3.6
50	7.2	-2.4
80	2.6	-1.5

冲击正面与背面破坏形态与 FEM 应力云图对比如图 13 所示, 冲击正面形成了凹坑, 背面呈现出菱形破坏形态; 20 J 与 30 J 时冲击正面有微小压痕, 背部无明显痕迹, 在 FEM 中得到了相似的结果。从图 13 可以看出冲击能量大于 50 J 时, 材料筋条部分出现了基体裂纹与纤维断裂, 冲击位置处凹陷加深, 四周基体出现细小裂纹, 冲击背部纤维在载荷作用下拉断, 基体有冲击中心点向外扩展的趋势, 整体呈现菱形区域, FEM 中应力云图同样呈现出了菱形破坏区域, 与试验取得了相似的破坏形态。

4 结论

研究织造了一次成型 T 字型加筋板复合材料预制件, 对复合材料进行了冲击性能测试, 研究了在不同能量下材料的抗冲击性能, 同时使用有限元软件进行冲击过程分析, 得出结论如下:

(1) 使用小样织机成功织造 T 字型加筋板复合材料预制件, 实际筋条高度与设计筋条高度一致, 复合材料中各纱线屈曲形态与理论设计形态较吻合。织造过程中为了使织口清晰应适当的加大经纱张力, 三维正交织物经密较大, 纱线排列紧密, 织造时使用喷壶喷洒少量水减少起毛现象, 为了减少经纱与织机的摩擦可以在综丝与钢筘上涂抹少量润滑剂, 提高纤维织造性能;

(2) 随着冲击能量的增加加筋板复合材料损伤增加, 损伤区域主要集中在材料与冲头接触区域, 冲击面形成圆形凹坑, 凹坑四周出现基体开裂与纤维断裂, 冲击背面出现的损伤主要为基体开裂和纤维拉伸断裂, 未见明显的分层现象。在 50 J 冲击能量以下破坏模式主要为基体与纤维的塑性

变形, 50 J 以上时基体产生裂纹, 纤维部分断裂。80 J 时, 基体开裂严重, 冲击位置处纤维出现断裂, 背面出现较大面积裂纹, 纤维断裂较多;

(3) 有限元模拟中将复合材料假设为树脂完全浸润的无缺陷材料, 与实际材料有一定差异; 增强体为三维正交织物, 因此复合材料表面存在树脂富集区与贫瘠区, 两种区域力学性能有较大区别, 而模拟中将复合材料所有区域假设为均匀材料, 因此有限元模拟结果与试验结果存在一定误差, 但缺陷区域与表面树脂不均匀区域占比极少, 能够以均匀材料模拟实际材料, 模拟结果与实验测试值结果接近, 模拟结果云图中破坏模式与实际破坏形态较吻合。后续可以通过优化材料模型、建立材料本构关系提升仿真模拟准确性。

参考文献:

[1] 肖遥, 李东升, 吉康, 等. 大型复合材料航空件固化成型模具技术研究与应用进展[J]. 复合材料学报, 2022, 39(3): 907-925. XIAO Yao, LI Dongsheng, JI Kang, et al. Research and application progress of curing tooling technology for large composite aeronautical components[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(3): 907-925(in Chinese).

[2] 马全胜, 李学臻, 王玉琳, 等. 三维立体织物复合材料研究与进展[J]. 化工新型材料, 2021, 49(S1): 279-282. MA Quansheng, LI Xuezheng, WANG Yulin, et al. Research and progress of 3D stereo fabric composite[J]. New Chemical Materials, 2021, 49(S1): 279-282(in Chinese).

[3] WANG C Z, SU D D, XIE Z F, et al. Low-velocity impact response of 3D woven hybrid epoxy composites with carbon and heterocyclic aramid fibres[J]. Polymer Testing, 2021, 101: 107314.

[4] 蔚凤生. 浅谈复合材料在飞机上的设计及应用[J]. 军民两用技术与产品, 2015(8): 116. WEI Fengsheng. Design and application of composite materials in aircraft[J]. Dual Use Technologies & Products, 2015(8): 116(in Chinese).

[5] 吴承思, 李庆飞. 复合材料机身加筋壁板选型研究[J]. 纤维复合材料, 2016, 33(2): 3-5. WU Chengsi, LI Qingfei. Study about choice of stiffened structure configuration of laminated composite fuselage[J]. Fiber composites, 2016, 33(2): 3-5(in Chinese).

[6] CHEN X, TAYLOR L W, TSAI L J. Three-dimensional fabric structures. Part 1—An overview on fabrication of three-dimensional woven textile preforms for composites[M]. Duxford: Woodhead Publishing Series in Textiles, 2016: 285-304.

[7] CHOU S, CHEN H E. The weaving methods of three-dimensional fabrics of advanced composite materials[J]. Composite Structures, 1995, 33(3): 159-172.

[8] 欧阳天, 关志东, 谭日明, 等. 复合材料T型加筋板筋条冲击损伤及冲击后压缩行为试验 [J]. 复合材料学报. 2018. 35(10): 2689-2697. OUYANG Tian, GUAN Zhidong, TAN Riming, et al. Experimental study on stiffener impact damage and compression after impact behavior of T-stiffened composite panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2018, 35(10): 2689-2697(in Chinese).

[9] 崔勇江, 王斌团, 赵占文. 复合材料T型加筋壁板后屈曲承载能力研究[J]. 复合材料科学与工程, 2021(7): 22-27. CUI Yongjiang, WANG Bintuan, ZHAO Zhanwen. Research on the post-buckling bearing capacity of T-type composite stiffened panel[J]. Composites Science and Engineering, 2021(7): 22-27(in Chinese).

[10] 贾佳乐. 碳纤维复合材料加筋板低速冲击及其剩余压缩性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2021. JIA Jiale. Investigation on low velocity impact and residual compressive properties of reinforced composite skin[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2021(in Chinese).

[11] 唐振南, 戴琰, 聂坤, 等. CFRP加筋板剪切稳定性试验和数值分析模型研究[J]. 力学季刊, 2015, 36(3): 408-415. TANG Zhennan, DAI Ying, NIE Kun, et al. Shear stability test and numerical model study for carbon fiber reinforced composite stiffened plates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2015, 36(3): 408-415(in Chinese).

[12] 刘峰, 张成雷, 马佳, 等. 复合材料工字梁铺层结构设计及强度研究[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(4): 641-645. LIU Feng, ZHANG Chenglei, MA Jia, et al. Laminate structure design and strength analysis of I-beam composite[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(4): 641-645(in Chinese).

[13] HAO A, SUN B, QIU Y, et al. Dynamic properties of 3-D orthogonal woven composite T-beam under transverse impact[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2008, 39(7): 1073-1082.

[14] 封端佩, 商元元, 李俊. 三维四向和五向编织复合材料冲击断裂行为的多尺度模拟[J]. 纺织学报, 2020, 41(10): 67-73. FENG Duanpei, SHANG Yuanyuan, LI Jun. Multi-scale simulation of impact failure behavior for 4- and 5-directional 3D braided composites[J]. Journal of Textile Research, 2020, 41(10): 67-73(in Chinese).

[15] 胡美琪. 三维编织复合材料梁多次横向冲击损伤分布的结构效应和温度效应[D]. 上海: 东华大学, 2020. HU Meiqi. Structural effect and temperature effect on multiple transverse impact damage distributions in 3-D

- braided composite beams[D]. Shanghai: Donghua University, 2020(in Chinese).
- [16] 刘军, 刘奎, 宁博, 等. 三维编织复合材料T型梁的低温场弯曲性能[J]. 纺织学报, 2019, 40(12): 57-62.
- LIU Jun, LIU Kui, NING Bo, et al. Bending properties of three-dimensional braided composite T-beam at low temperature[J]. Journal of Textile Research, 2019, 40(12): 57-62(in Chinese).
- [17] 魏小玲, 李瑞雪, 秦卓, 等. 经向T结构预制体成型关键技术[J]. 纺织学报, 2021, 42(11): 51-55.
- WEI Xiaoling, LI Ruixue, QIN Zhuo, et al. Key technologies for formation of warp T-shape preforms[J]. Journal of Textile Research, 2021, 42(11): 51-55(in Chinese).
- [18] 邓奇林, 杨敏, 姚彧敏, 等. 三向正交预制体织造参数对C/C复合材料性能的影响[J]. 材料工程, 2022, 50(5): 139-146.
- DENG Qilin, YANG Min, YAO Yumin, et al. Effect of three-directional orthogonal preform weaving parameters on properties of C/C composites[J]. Journal of Materials Engineering, 2022, 50(5): 139-146(in Chinese).
- [19] 全国塑料制品标准化技术委员会. 硬质塑料板耐冲击性能试验方法(落锤法): GB 11548—89[S]. 北京: 中国质检出版社. 1989.
- National Technical Committee for Standardization of Plastic Products. Standard text method for impact resistance of rigid plastic sheeting by means of a tup(falling weight): GB 11548—89[S]. Beijing: Chian Quality Inspection Press, 1989(in Chinese).
- [20] CHAMIS C C. Mechanics of composite materials: Past, present, and future[J]. Journal of Composites Technology & Research, 1989, 11(1): 3-14.
- [21] SUN B Z, LIU Y K, GU B H. A unit cell approach of finite element calculation of ballistic impact damage of 3-D orthogonal woven composite[J]. [Composites Part B: Engineering](#), 2009, 40(6): 552-560.
- [22] HU M Q, SUN B Z, GU B H. Microstructure modeling multiple transverse impact damages of 3-D braided composite based on thermo-mechanical coupling approach[J]. [Composites Part B: Engineering](#), 2021, 214: 108741.