

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.03.013

## 起圈织物泡沫夹芯复合材料 I / II 型断裂韧性研究

齐浩男, 徐澧明, 张楠, 彭锦峰, 蔡登安, 周光明

(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)

**摘要:** 夹芯复合材料在受到弯曲、剪切和冲击等载荷作用下易发生脱层损伤。脱层损伤程度与 I、II 型断裂韧性密切相关。起圈织物由于在其厚度方向引入环状纤维束, 增强了与芯层的结合能力, 使其在抗分层方面性能优良。本文主要研究起圈织物泡沫夹芯复合材料的 I / II 型界面断裂韧性。根据试验标准分别制作了平纹织物泡沫夹芯复合材料和起圈织物泡沫夹芯复合材料。采用双悬臂梁试验(Double cantilever beam, DCB)和末端缺口挠曲试验(End notch flexure, ENF)对上述试验件的增韧机理进行了研究。研究表明, 环状纤维束的引入大大提高了界面性能。起圈结构相较于平纹结构的 I 型断裂韧性  $G_{IC}$  提高了 434%, II 型断裂韧性  $G_{IIC}$  提高了 400%。通过建立有限元模型, 采用内聚力模型来描述裂纹的扩展, 数值结果与试验结果吻合较好。

**关键词:** 起圈织物; 夹芯复合材料; 分层损伤; 断裂韧性; 有限元分析

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2023)03-0481-08

## Study on Type I / II Fracture Toughness of Loop Fabric Foam Sandwich Composite

QI Haonan, XU Liming, ZHANG Nan, PENG Jinfeng, CAI Deng'an, ZHOU Guangming

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Sandwich composites suffer from delamination damages under bending, shear, impact and other loads. The degree of delamination damage is closely related to the fracture toughness of type I and type II. Due to the introduction of ring fiber bundles in its thickness direction, the binding ability of the ring fabric with the core layer is enhanced, which makes it excellent in anti-delamination performance. In this paper, the fracture toughness of type I / II interface of fabric foam sandwich composites is studied. According to the test standard, the plain weave fabric foam sandwich composite and the loop fabric foam sandwich composite are made separately. The toughening mechanism is studied by the double cantilever beam (DCB) test and the end notch flexure (ENF) test. The results show that the interfacial properties are greatly improved by the introduction of annular fiber bundles. Compared with the plain weave structure, the type I fracture toughness  $G_{IC}$  and type II fracture toughness  $G_{IIC}$  of the loop structure are increased by 434% and 400%, respectively. A DCB finite element model is established and the cohesive force model is used to describe the crack propagation. The numerical results agree well with the experimental results. The finite element model is applied to the study of DCB specimens with different initial crack lengths, which provides a reference for the design of composite materials.

**Key words:** looped fabric; sandwich composite material; delamination damage; fracture toughness; finite element model

收稿日期: 2022-06-13; 修订日期: 2022-08-03

通信作者: 周光明, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhougm@nuaa.edu.cn。

引用格式: 齐浩男, 徐澧明, 张楠, 等. 起圈织物泡沫夹芯复合材料 I / II 型断裂韧性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(3): 481-488. QI Haonan, XU Liming, ZHANG Nan, et al. Study on type I / II fracture toughness of loop fabric foam sandwich composite[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(3): 481-488.

复合材料是由两种或多种不同性质的材料用物理和化学方法组成的,具有比强度高、比刚度大且耐腐蚀性强等优点。泡沫夹芯复合材料属于复合材料的一种,由上下面板、芯材和粘接层组成。其广泛应用于运载火箭、风力涡轮机叶片和体育设施等多个领域<sup>[1]</sup>。尽管泡沫夹芯复合材料优点众多,但因其结构和制造工艺复杂,使得泡沫夹芯结构易出现诸如基体开裂、纤维断裂和界面剥离等各种形式的破坏。其中,界面强度问题对于泡沫夹芯复合材料而言尤为突出。

近年来,国内外学者对纤维增强复合材料的断裂韧性开展了大量研究。目前,主要存在3种方式来增强复合材料的层间性能,分别是:基体增韧、法向增韧和层间增韧<sup>[2]</sup>。Dzenis等<sup>[3]</sup>为提高复合材料的层间性能,将聚苯并咪唑纳米纤维薄膜加入层合板中,研究薄膜对层合板断裂韧性的影响,结果表明,与普通层合板相比,加入纳米纤维薄膜的层合板 $G_{Ic}$ 提高了130%, $G_{IIc}$ 提高了15%。后续学者逐渐开展了环氧纳米纤维<sup>[4-5]</sup>,PA6纳米纤维<sup>[6-7]</sup>等其他各类型纤维对复合材料断裂韧性的影响。文献<sup>[8]</sup>等在层合板层间加入短纤维以增强复合材料的层间韧性。实验中在复合材料层合板层间分别加入长度不等的芳纶纤维,结果表明芳纶纤维的加入提高了层合板 $G_{Ic}$ 值。Lee等<sup>[9]</sup>用无纺布碳材料(Non-woven carbon tissue, NWCT)预浸料在碳纤维复合材料(Carbon fiber reinforced plastics, CFRP)层间交错制成NWCT试件,研究了不同缺口位置对复合材料层间韧性的影响,结果表明上部缺口的NWCT增强复合材料 $G_{IIc}$ 提高了26%,中部缺口的NWCT增强复合材料 $G_{IIc}$ 提高了260%,底部缺口的NWCT增强复合材料 $G_{IIc}$ 提高了205%。Ashrafi等<sup>[10]</sup>利用单壁碳纳米管(Single-walled carbon nanotubes, SWCNT)制备纳米改性碳纤维/环氧复合材料,并对其进行了I型层间断裂韧性和II型层间断裂韧性试验,研究结果表明I、II型层间断裂韧性分别提高了13%和28%。Davis等<sup>[11]</sup>将碳纳米管(Carbon nanotubes, CNTs)喷涂在碳纤维织物的中间来提高复合材料的层间性能。文献<sup>[12]</sup>把具有热塑性的颗粒复合材料加入层合板中间,实验结果表明热塑性复合材料颗粒的加入增强了层合板的层间性能。高峰等<sup>[13]</sup>将热塑性颗粒引入热固性树脂基复合材料中,试验结果表明颗粒的引入能够有效抑制裂纹的扩展。Chang等<sup>[14]</sup>研究了不同Z-pin直径、不同Z-pin密度对层间韧性的影响,研究发现相同Z-pin密度下,Z-pin直径越大对层间韧性的影响越大。

上述研究主要以层合板或单一复合材料片材

为研究对象,对夹芯复合材料的研究还未深入。Chen等<sup>[15]</sup>研究了起圈织物泡沫夹芯复合材料在平面拉伸和双面剪切下的力学性能,结果显示,由于环状纤维束深入芯层泡沫内部,改善了夹芯复合材料的界面性能,其平面拉伸和剪切性能相比于传统的泡沫夹芯复合材料有了很大提升。Dai等<sup>[16]</sup>提出了起圈织物增强泡沫夹层结构的有限元模型。研究了硬质聚氨酯泡沫材料在不同密度、不同载荷下的力学行为。结果表明,起圈织物增强泡沫夹芯复合材料改善了夹芯的层间性能,有限元仿真结果与实验结果一致性较好。陈浩等<sup>[17]</sup>研究了不同温度下PUR芯材的拉伸性能和GFRP-泡沫夹芯复合材料的I型断裂韧性。研究发现,温度越高,GFRP-泡沫夹芯复合材料的I型裂纹扩展越不稳定。马亚丽等<sup>[18]</sup>研究了不同温度对GFRP-泡沫夹芯复合材料的II型界面断裂韧性的影响。结果表明,GFRP-泡沫夹芯复合材料的II型应变能释放率随温度的升高而降低。

起圈织物是由南京玻璃纤维研究设计院研制的一种新型高性能织物,它是在平面机织的基础上,通过特定工艺在厚度方向引入纱线,从而在织物表面形成增强环状纤维束<sup>[19]</sup>。起圈织物通常采用高性能玻璃纤维机织而成,与三维机织织物相比,其织造工艺简单、织造技术成熟、生产效率高且生产成本低。起圈织物泡沫夹芯复合材料是以起圈织物作为增强相的新型夹层复合材料,其厚度方向的环状纤维束嵌入芯层泡沫,有效地提升了界面强度,使其在抗剪切、抗分层等方面表现优良。本文对起圈织物泡沫夹芯复合材料的I、II型断裂韧性进行了研究,采用手糊成型工艺制备了双悬臂梁试验(Double cantilever beam, DCB)和末端缺口挠曲试验(End notch flexure, ENF)试件,利用试验和有限元分析的方法研究了其增韧机理,数值模拟与试验结果吻合较好,为起圈织物夹芯泡沫复合材料的工程应用提供了参考。

## 1 DCB和ENF试验

### 1.1 DCB和ENF试件制备

起圈织物泡沫夹芯复合材料的基体是由环氧树脂WSR618、固化剂苯二甲胺、增塑剂邻苯二甲酸二丁酯按照10:2:1的质量比充分混合而成。DCB和ENF试件采用手糊成型工艺,平纹织物泡沫夹芯复合材料的面板由10层平纹织物手糊成型,起圈织物泡沫夹芯复合材料的面板由9层平纹织物和1层起圈织物手糊成型。起圈织物和平纹织物均由南京玻璃纤维设计研究院提供,织物实物图如图1所示。芯

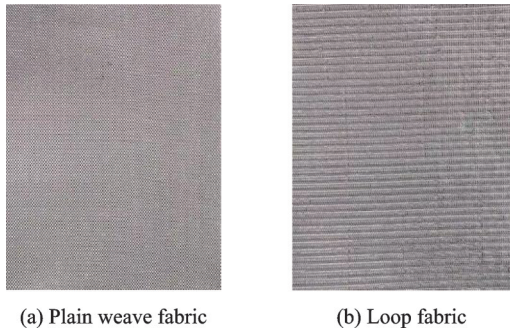


图 1 织物实物图  
Fig.1 Fabric diagram

材所用的材料为聚氨酯泡沫,其密度为 $0.18\text{ g/cm}^3$ 。  
起圈泡沫夹芯复合材料主要采用手糊工艺制作成型,制备过程如下:

- (1) 在室温 $25\text{ }^\circ\text{C}$ 条件下,在上下模具表面手糊制得复合材料面板预制体,并在预制体一边边缘放入长 $200\text{ mm}$ ,宽 $50\text{ mm}$ ,厚 $13\text{ }\mu\text{m}$ 的聚四氟乙烯薄膜。
- (2) 把增高框放置在下模具上,把混合好的发泡剂倒入其中,盖上上模具并用螺栓固定上下模具,以防泡沫溢出。
- (3) 将整体放入恒温箱中保持 $50\text{ }^\circ\text{C}$ 恒温 $150\text{ min}$ ,进行熟化处理。
- (4) 最后依据 ASTM D5528-13<sup>[20]</sup>标准切割成长 $200\text{ mm}$ ,宽 $30\text{ mm}$ 的标准件。制备完成的 DCB 试件如图 2(a)所示。

为方便加载,在 DCB 试验件的端部粘接合页,同时在试件侧面粘贴标记刻度尺,以方便观察裂纹的扩展。ENF 试验件的制备与 DCB 试验件制备方法相同,此不在赘述。依据 ASTM D7905<sup>[21]</sup>标准按图 2(b)切割成长 $160\text{ mm}$ ,宽 $30\text{ mm}$ 的标准件。各试验件尺寸如表 1 所示。各工况的有效试验件均为 3 个。

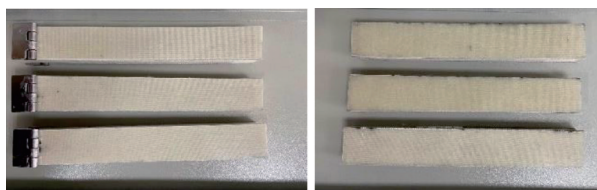


图 2 试件示意图  
Fig.2 Schematic diagram of specimen

**表 1 试件参数**  
**Table 1 Specimen parameters**

参数	DCB 试件	ENF 试件	mm
长 $l$	200	160	
宽 $b$	30	30	
厚 $h$	17	17	
初始裂纹 $a_0$	35	35	
跨距 $L_1$		100	

## 1.2 试验方法

### 1.2.1 DCB 试验

试验过程使用摄像机记录,且记录与加载同步进行,并全程实时记录位移和载荷。为保证试验精度,DCB 试验在 Instron 5943 试验机上进行,该试验机量程为 $500\text{ N}$ 。试验机的上下夹头分别与试验件的上下合页夹紧,为了防止在实验过程中夹头出现滑移,在上下夹头的另一端夹持相同厚度的合页。加载方式如图 3 所示。试验加载方式采用位移控制法,设置拉伸速度为 $2\text{ mm/min}$ ,预加载至裂纹扩展第 1 个 $5\text{ mm}$ 时卸载,连续加载到面板剥离至夹层结构 $2/3$ 处。从预制裂纹尖端起,尽可能多地按每 $1\text{ mm}$ 记录一个数据。

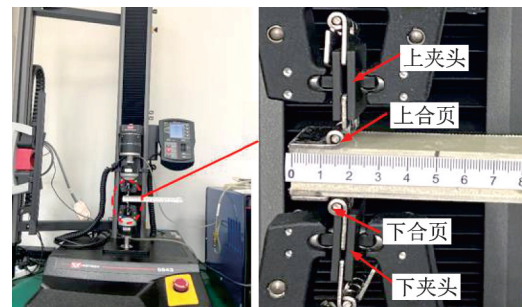
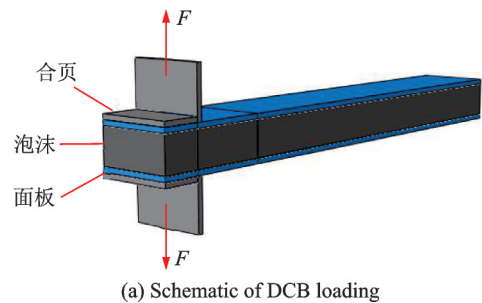


图 3 DCB 加载图解  
Fig.3 DCB loading diagram

裂纹扩展释放率用裂纹扩展单位面积弹性系统释放的能量来表示,即单位面积上发生分层所消耗的能量。本试验采用柔度刻度法计算应变能释放率 $G_{Ic}$ 。柔度 $C$ (定义为位移与载荷之间的比值, $\delta/P$ )与 $a^n$ 成比例,使用最小二乘法对 $\lg c$ 和 $\lg a$ 进行拟合,则 $n$ 为该直线的斜率。I型应变能释放率 $G_{Ic}$ 为<sup>[22]</sup>

$$G_{Ic} = \frac{np\delta}{2Ba} \quad (1)$$

式中: $B$ 为试件宽度; $p$ 和 $\delta$ 分别为对应裂纹长度 $a$ 时的拉伸载荷和张口位移。

### 1.2.2 ENF 试验

ENF 试验在 MTS 试验机上进行,该试验机示值相对误差在 $1\%$ 内。通过电脑控制试验机上夹头以 $1\text{ mm/min}$ 的速度向下运动,从而将压



力施加到试验件上,试验环境为室温干态。当载荷突降时,试验立即停止。加载方式如图4所示。ENF试验的数据简化方法基于经典的线弹性断裂力学理论。II型断裂韧性可表示为

$$G_{IIc} = \frac{p^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (2)$$

式中:  $p$ 、 $b$ 、 $a$ 、 $C$ 分别表示载荷、试件宽度、裂纹长度和柔度。柔度可以表示为

$$C = \frac{\delta}{p} = \frac{2L^3 + 3a^3}{8EBh^3} \quad (3)$$

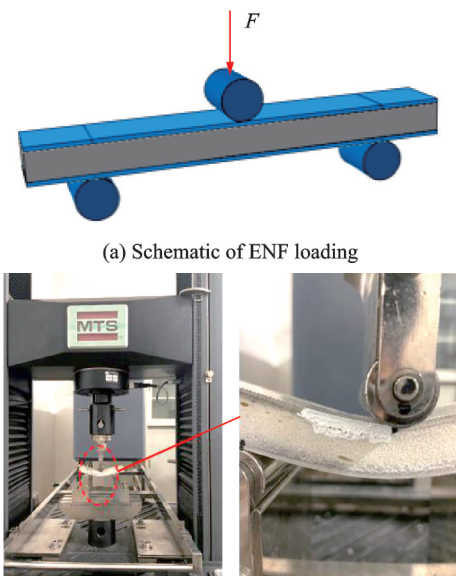
式中:  $\delta$ 为加载点的挠度;  $E$ 为弹性模量;  $h$ 为试验件厚度;  $L$ 为试验件长度;  $B$ 为试件宽度。将式(3)代入式(2)中可得  $G_{IIc}$ 为

$$G_{IIc} = \frac{9a^2 p_c^2}{16EB^2 h^3} \quad (4)$$

由式(3,4)可得

$$G_{IIc} = \frac{9a^2 p_c^2 \delta_c}{2b(2L^3 + 3a^3)} \quad (5)$$

式中:  $L$ 为试件长度;  $p_c$ 和  $\delta_c$ 分别为临界载荷和临界挠度值。

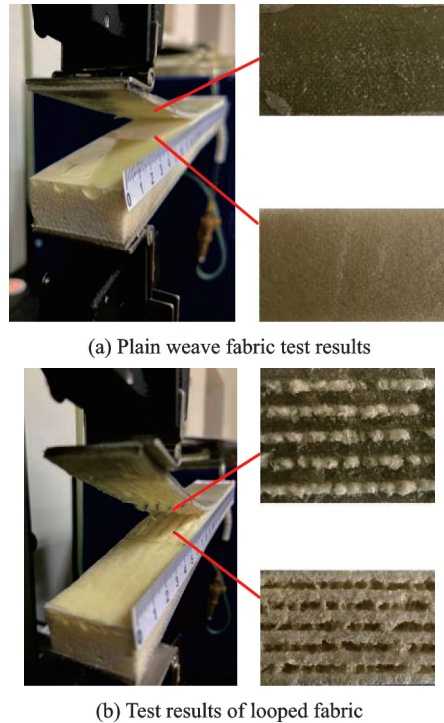


(a) Schematic of ENF loading  
(b) ENF loading diagram  
图4 ENF加载图解  
Fig.4 ENF loading diagram

### 1.3 试验结果及分析

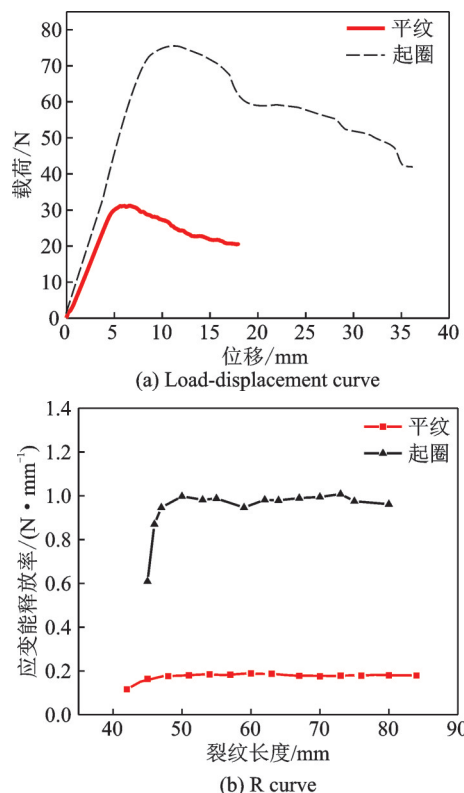
#### 1.3.1 DCB试验结果及分析

平纹织物和起圈织物DCB试件的破坏形貌分别如图5(a,b)所示。由图5可知,平纹试验件面板与泡沫连接处界面平整光滑,起圈织物试件中面板的圈状纤维束从泡沫中被拉出,从而在泡沫表面形成坑状结构。从这两种试件破坏形貌的对比可知,起圈织物的圈状纤维束与泡沫连接紧密,增强了界面的剥离性能。



(a) Plain weave fabric test results  
(b) Test results of looped fabric  
图5 DCB试验结果  
Fig.5 DCB test results

平纹织物泡沫夹芯结构和起圈织物泡沫夹芯结构的载荷随张口位移变化的试验结果如图6所示,其中图6(a)为平纹织物泡沫夹芯结构和起圈织物泡沫夹芯结构的载荷-位移曲线,图6(b)为平纹织物泡沫夹芯结构和起圈织物泡沫夹芯结构



(a) Load-displacement curve  
(b) R curve  
图6 泡沫夹芯结构试验曲线  
Fig.6 Test curves of foam sandwich structure

的应变能释放率随裂纹长度变化的曲线。由图 6(a)可知,平纹织物泡沫夹芯结构在 5 mm 位移时开始出现剥离,最大载荷为 31.16 N;而起圈织物泡沫夹芯结构在 10 mm 位移处开始剥离,最大载荷为 76.12 N。相比于平纹织物泡沫夹芯结构,起圈织物泡沫夹芯结构的最大载荷提高了 144.3%。

由图 6(b)可知,随着裂纹的扩展,平纹织物泡沫夹芯结构的应变能释放率先增大,后趋于平缓。起圈织物泡沫夹芯结构的应变能释放率随着裂纹的扩展会有波动,最终趋于稳定值,且其数值大于平纹织物泡沫夹芯结构。这说明,起圈织物由于环状纤维束的引入会在界面形成一个桥联区域,增强了界面的剥离性能。由试验结果可得,平纹织物泡沫夹芯结构的应变能释放率  $G_{Ic}$  的均值为 0.177 N/mm,起圈织物泡沫夹芯结构的应变能释放率  $G_{Ic}$  的均值为 0.945 N/mm。起圈织物泡沫夹芯结构的应变能释放率是平纹织物泡沫夹芯结构的应变能释放率的 5.34 倍。由此可见,采用起圈泡沫增强纤维增韧的方法是一种改善夹芯结构界面断裂韧性的有效措施。

### 1.3.2 ENF 试验结果及分析

ENF 在 MTS 试验机上进行,载荷-位移曲线如图 7(a)所示。平纹结构的临界载荷值为 220.74 N,起圈结构的临界载荷值为 697.21 N。平纹织物泡沫夹芯结构和起圈泡沫夹芯结构的载荷都随着开口位移的增大而增大,达到临界载荷后掉载。平纹织物泡沫夹芯结构的峰值载荷及其对应的位移都远小于起圈

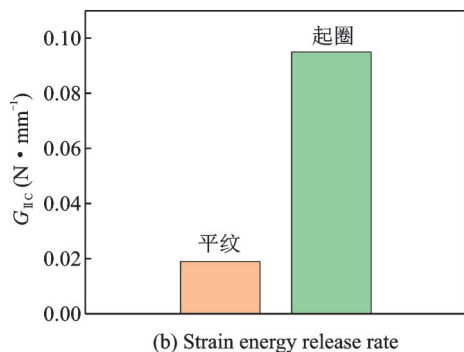
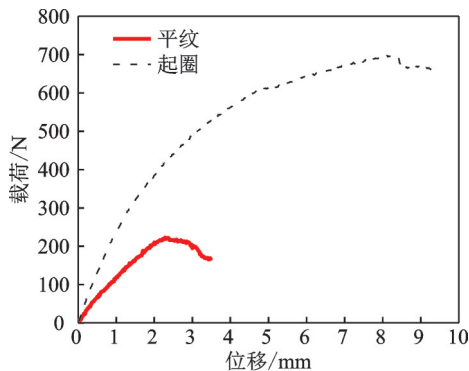


图 7 ENF 试验结果

Fig.7 ENF test results

泡沫夹芯结构。由 1.2.2 节计算所得 II 型临界能释放率  $G_{IIc}$  如图 7(b)所示。由图 7(b)可知起圈织物泡沫夹芯结构的  $G_{IIc}$  值是平纹夹层结构的 5.0 倍。其原因在于:在 ENF 实验中,当试验件受到垂直向下的载荷时,芯材与面板之间会受到剪切作用力;平纹织物与泡沫芯材之间仅为一层薄薄的胶层,界面的性能较差,易发生剪切破坏,而起圈织物由于存在 Z 向的环状纤维束,且环状结构能够插入泡沫芯材,与芯材能够较好地粘接在一起,提高了抗剪切能力。

## 2 有限元仿真分析

### 2.1 本构模型

为了模拟界面单元的损伤行为,牵引-分离破坏准则是一种合适的方法。该方法可以预测复合材料结构中界面分层的起始和扩展,是近年常用的方法。对于界面的分层演化,有双线性、三角形和指数型内聚力模型<sup>[23]</sup>。研究发现,双线性内聚力模型是一种有效的模型,对于不同形状复合材料在不同载荷下的分层扩展也有一定的精度。故本文运用该双线性本构模型预测裂纹的扩展。

采用二次应力准则判断胶层单元的初始失效,判定表达式为

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (6)$$

式中:  $t_n$ 、 $t_s$ 、 $t_t$  分别为 3 个方向的应力;  $t_n^0$ 、 $t_s^0$ 、 $t_t^0$  分别为 3 个方向的临界损伤应力。

在混合模式条件下的分层扩展阶段,采用 BK (Benzegagh-Kenane) 准则描述刚度退化至完全损伤的速率

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left( \frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^\eta = G_c \quad (7)$$

式中:  $G_I$ 、 $G_{II}$  和  $G_{III}$  分别为 I、II 和 III 型的能量释放率;  $G_{Ic}$  和  $G_{IIc}$  分别为 I、II 型的临界能释放率;  $\eta$  为 I、II 型混合模式下的参数,取值 1~2。这些参数可以通过 DCB 和 ENF 测得。

达到损伤起始后,标量  $d \in [0, 1]$  影响演化过程,即有

$$t = \begin{bmatrix} K\delta_m \\ (1-d)k\delta_m \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中:  $K$  为初始界面刚度;  $\delta_m$  为混合模式下的等效位移。3 行中,  $\delta_m$  的取值分别为  $\delta_m \leq \delta_m^0$ ;  $\delta_m^0 \leq \delta_m \leq \delta_m^f$ ;  $\delta_m \geq \delta_m^f$ , 其中  $\delta_m^0$  和  $\delta_m^f$  分别为单元起始损伤临界位移和单元失效临界位移。

$$\delta_m = \sqrt{\langle \max(\delta_m, 0) \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} d = \frac{\delta_m^f (\delta_m - \delta_m^0)}{\delta_m (\delta_m^f - \delta_m^0)} \quad (9)$$

式中： $\delta_n, \delta_s, \delta_t$ 分别为3个方向的位移。

2.2 有限元模型

使用ABAQUS软件对DCB试验进行仿真计算。建立与试验件相同尺寸的模型,尺寸为200 mm×30 mm×17 mm,模型分为上下面板和芯层泡沫,所建模型如图8(a)所示。预制裂纹在上层面板与泡沫之间,长度 $a_0=30$  mm。选择位移加载的方式进行加载,为模拟真实情况,在距离短边边缘15 mm处加载。上下面板和芯层泡沫均采用8节点六面体减缩积分单元(C3D8R),其中上下面板各5 100个网格,芯层泡沫7 380个网格。采用Cohesive接触模拟裂纹的产生和扩展。同样对ENF试验进行仿真计算,模型尺寸为160 mm×30 mm×17 mm,上下面板各4 240个网格,芯层泡沫8 505个网格,并在试件中点处施加载荷,所建立的模型如图8(b)所示。

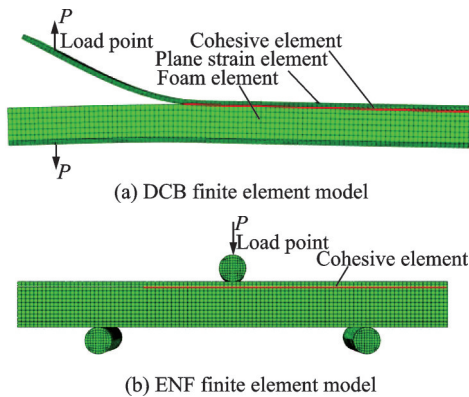


图8 有限元模型

Fig.8 Finite element model

仿真所用的面板性能参数如表2所示,界面力学性能参数如表3所示,界面力学性能参数由相关试验得到<sup>[16]</sup>。

表2 层合板力学性能<sup>[19]</sup>

Table 2 Mechanical properties of laminates<sup>[19]</sup>

参数	$E_{11}/$ GPa	$E_{22}/$ GPa	$E_{33}/$ GPa	$G_{12}/$ GPa	$G_{13}/$ GPa	$G_{23}/$ GPa	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$	$\nu_{23}$
数值	14.28	12.55	6.57	3.09	2.10	2.06	0.16	0.18	0.22

表3 界面力学性能参数

Table 3 Interface mechanical properties parameters

参数	$E_{nn}/$ MPa	$E_{ss}=E_{tt}/$ MPa	$G_{nt}^0/$ MPa	$t_s^0=t_t^0/$ MPa	$G_{1c}/(N \cdot G_{IIc}=G_{IIIc}/$ $mm^{-1})$	$(N \cdot mm^{-1})$
数值	3 000	1 200	68	27.8	0.945	0.095

2.3 仿真结果

为了验证所建立模型的合理性,对模型进行了有限元仿真。经ABAQUS有限元分析结果可知,平纹和起圈泡沫夹芯复合材料的破坏形式与试验一致性较好。由图9(a)可以看出,在上下面板施

加载荷以后,上面板被拉起,面板与泡沫之间的界面层达到初始损伤的临界值,开始出现损伤破坏,随着位移的增大,裂纹逐渐扩展。图9(b)显示了面板与泡沫之间界面层的损伤状况。

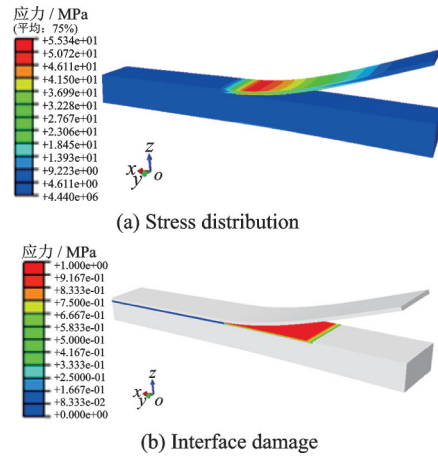
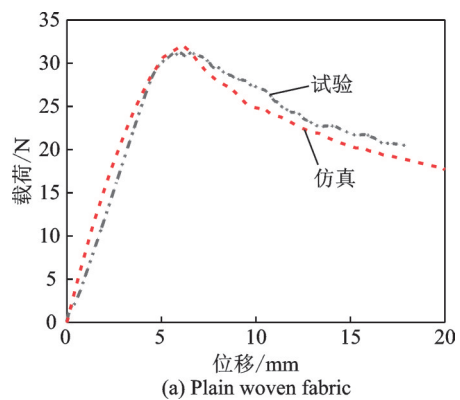


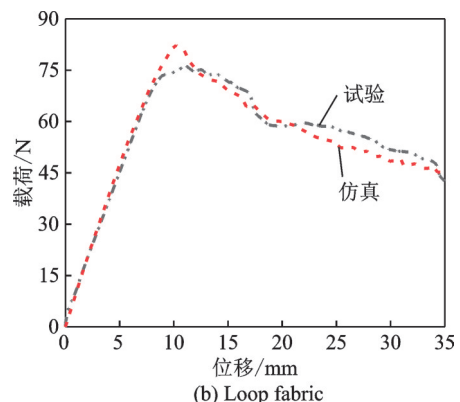
图9 DCB仿真结果

Fig.9 DCB simulation results

图10为DCB仿真与试验的载荷-位移曲线图,从图10(a)中可知,平纹泡沫夹芯结构的初始刚度仿真值略大于试验值,这是结构本身存在一些缺陷所致。但其走势较为一致,当达到临界损伤应力时,裂纹逐渐扩展,其形态较为平缓。仿真的临界载荷值为32.08 N,试验的临界载荷值为31.16 N,误差仅为2.9%。起圈泡沫夹芯结构的刚度值仿真



(a) Plain woven fabric



(b) Loop fabric

图10 载荷-位移曲线

Fig.10 Load-displacement curves



与试验吻合较好,载荷-位移曲线如图 10(b)所示,达到临界损伤应力,裂纹开始扩展,其载荷-位移曲线有波动,说明由于环状纤维束嵌入泡沫芯层内部,使界面变得复杂。仿真的临界载荷值为 81.24 N,试验的临界载荷值为 76.12 N,误差为 6.7%。图 11 为 ENF 仿真与试验的载荷-位移曲线图,仿真刚度值略小于试验测试值,试验峰值载荷为 697.21 N,仿真峰值载荷为 690.54 N。总体而言,仿真结果与试验结果基本一致,所建立的模型适用于泡沫夹层结构断裂韧性的研究。

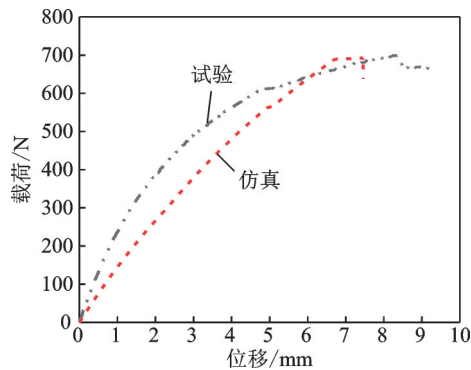


图 11 载荷-位移曲线

Fig.11 Load-displacement curves

起圈泡沫夹芯复合材料内部缺陷在受环境或其他荷载作用下,初始缺陷会影响其承载能力。为研究初始裂纹长度对其力学性能的影响,通过已建立的有限元模型,预测了初始裂纹长度在 10~35 mm 下的力学响应,其载荷-位移曲线如图 12 所示。结果表明,初始裂纹长度的变化对起圈泡沫夹芯复合材料的性能影响显著。随着初始裂纹长度的增加,临界载荷逐渐降低,达到临界破坏载荷之前的斜率也逐渐减小。初始裂纹长度的变化导致裂纹尖端附近出现了不同的加载条件,使得裂纹尖端附近的应力场发生了重新分布。因此,为延长复合材料的寿命,应尽可能避免初始损伤的发生和蔓延。

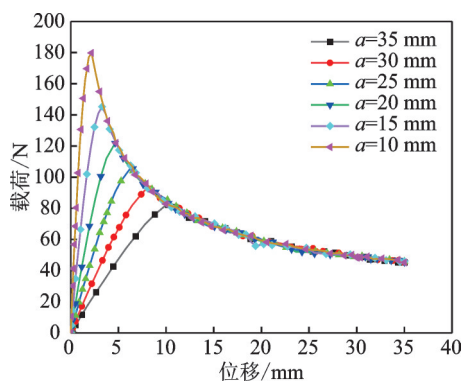


图 12 不同初始裂纹长度下的载荷位移曲线

Fig.12 Load displacement curves under different initial crack lengths

### 3 结 论

本文针对平纹织物和起圈织物,基于 DCB\ENF 试验,建立了有限元模型,对两种不同结构的界面增韧机理进行了分析,将数值分析结果与试验数据进行了对比,主要结论如下:

(1)在 DCB 中,由于环状纤维束的引入,界面剥离性能随之增强, I 型断裂韧性有了明显提高。相比于平纹夹层结构,起圈织物夹层结构的 I 型断裂韧性  $G_{IC}$  提高了 434%。

(2)在 ENF 中,环状纤维束的存在使得界面强度提高,相比于平纹夹层结构,起圈织物夹层结构的 II 型断裂韧性  $G_{IIc}$  提高了 400%。

(3)建立了起圈织物泡沫夹芯复合材料 DCB 和 ENF 有限元模型,采用内聚力模型研究了界面增韧及损伤机理,仿真结果与试验结果一致性较好,证明了仿真分析方法的有效性,为今后类似结构的设计提供了参考。

(4)通过已建立的有限元模型,对不同初始裂纹长度的临界载荷进行了预测,结果显示,断裂临界载荷随初始裂纹长度的增加而减小。

#### 参考文献:

- [1] 李涛,陈蔚,成理,等.泡沫夹层结构复合材料的应用与发展[J].科技创新导报,2009,122(14):3-5.  
LI Tao, CHEN Wei, CHENG Li, et al. Application and development of foam sandwich structure composites[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2009, 122(14): 3-5.
- [2] 杨鹏,张黎.Z-pin 增强技术在碳纤维复合材料中的现状与展望[J].山东工业技术,2016,211(5):33-34.  
YANG Peng, ZHANG Li. Current situation and prospect of Z-PIN reinforced carbon fiber composites[J]. Shandong Industrial Technology, 2016, 211(5): 33-34.
- [3] DZENIS Y A, RENEKER D H. Novel laminated composites with nanoreinforced interface[C]//Proceedings of European Conference on Composite Materials (ECCM-8). Naples, Italy: University of Naples Parthenope, 1998: 518-524.
- [4] 刘玲,黄争鸣,董国华,等.层间环氧纳米纤维薄膜对层合板力学性能的影响[J].复合材料学报,2006,4(3):15-19.  
LIU Ling, HUANG Zhengming, DONG Guohua, et al. Effect of epoxy nanofiber films on mechanical Properties of laminates[J]. Chinese Journal of Composites, 2006, 4(3): 15-19.
- [5] 刘玲,黄争鸣,周焯欣,等.超细纤维增强复合材料 I 型层间断裂韧性分析[J].复合材料学报,2007,22(4):166-171.

- LIU Ling, HUANG Zhengming, ZHOU Yexin, et al. Analysis of type I interlaminar fracture toughness of microfiber reinforced composites[J]. *Journal of Composites*, 2007, 22(4): 166-171.
- [6] 赵亚娣, 张广鑫, 傅宏俊, 等. 玄武岩纤维层合复合材料层间增韧方法研究[J]. *化学与黏合*, 2017, 39(3): 167-169, 227.
- ZHAO Yadi, ZHANG Guangxin, FU Hongjun, et al. Study on interlaminar toughening of basalt fiber laminated composites[J]. *Chemistry and Bonding*, 2017, 39(3): 167-169, 227.
- [7] 崔雪娇. 玄武岩纤维增强复合材料层间增韧方法的研究[D]. 天津: 天津工业大学, 2016.
- CUI Xuejiao. Study on interlayer toughening method of basalt fiber reinforced composites[D]. Tianjing: Tianjin Polytechnic University, 2016.
- [8] OHN M, HU Xiaozhi. Mode II delamination toughness of carbon-fibre/epoxy composites with chopped Kevlar fibre reinforcement[J]. *Composites Science and Technology*, 1994, 52(3): 439-448.
- [9] LEE E H. Effect of interleaved non-woven carbon tissue on interlaminar fracture toughness of laminated composites: Part i-mode II [J]. *Journal of Composite Materials*, 2002, 36(18): 2153-2168.
- [10] GUAN Jingwen, VAHID M. Enhancement of mechanical performance of epoxy/carbon fiber laminate composites using single-walled carbon nanotubes[J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 71(13): 1569-1578.
- [11] DANIEL C D, BRADLEY D W. An experimental study of interlaminar shear fracture toughness of a nanotube reinforced composite[J]. *Composites Part B*, 2010, 42(1): 105-116.
- [12] NOBUYUKI O, HAJIME K, MASAKI Y. Development of TORAYCA prepreg P2302 carbon fiber reinforced plastic for aircraft primary structural materials[J]. *Advanced Composite Materials*, 2012, 5(3): 249-254.
- [13] 高峰, 矫桂琼, 宁荣昌, 等. 层间颗粒增韧复合材料层压板的 II 型层间断裂韧性[J]. *西北工业大学学报*, 2005, 6(2): 184-188.
- GAO Feng, JIAO Guiqiong, NING Rongchang, et al. Mode II fracture toughness of thermoplastic-particle interlayered composite laminates [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 6(2): 184-188.
- [14] CHANG P, MOURITZ A P, COX B N. Properties and failure mechanisms of z-pinned laminates in monotonic and cyclic tension[J]. *Composites Part A*, 2005, 37(10): 1501-1513.
- [15] CHEN M, ZHOU G, WANG J. On mechanical behavior of looped fabric reinforced foam sandwich[J]. *Composite Structures*, 2014, 118: 159-169.
- [16] DAI B, ZHOU G, SUN J, et al. Experimental study on the mechanical properties of looped fabric reinforced foam core sandwich composite[J]. *Journal of Composite Materials*, 2016, 50(20): 2807-2821.
- [17] 陈浩, 王璐, 刘伟庆, 等. 温度-荷载作用下玻璃纤维增强塑料-泡沫夹层结构 I 型断裂韧性分析[J]. *南京工业大学学报(自然科学版)*, 2017, 39(1): 93-99.
- CHEN Hao, WANG Lu, LIU Weiqing, et al., Analysis of type I fracture toughness of glass fiber reinforced plastic-foam sandwich structure under temperature-load[J]. *Journal of Nanjing University of Technology (Natural Science)*, 2017, 39(1): 93-99.
- [18] 马亚利, 王璐, 欧谨, 等. 温度荷载作用下 GFRP-泡沫夹层结构 II 型界面断裂韧性分析[J]. *南京工业大学学报(自然科学版)*, 2017, 39(3): 90-95, 125.
- MA Yali, WANG Lu, OU Jin, et al. Fracture toughness analysis of type II interface of GFRP-foam sandwich structure under temperature loading[J]. *Journal of Nanjing University of Technology (Natural Science)*, 2017, 39(3): 90-95, 125
- [19] 吴将. 起圈织物增强复合材料细观力学及冲击性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- WU Jiang. Study on meso-mechanics and impact properties of looped fabric reinforced composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [20] ASTM. ASTM D5528-94a-22. Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiberreinforced polymer matrix composites [S]. USA: ASTM, 2002.
- [21] ASTM. ASTM D7905/D7905M-19. Standard test method for determination of the mode II interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites[S]. USA: ASTM, 2019.
- [22] WILLIAMS J G. The fracture mechanics of delamination tests[J]. *Journal of Strain Analysis*, 1989, 24(4): 207.
- [23] AMERI B, MORADI M, MOHAMMADI B, et al. Investigation of nonlinear post-buckling delamination in curved laminated composite panels via cohesive zone model[J]. *Thin-Walled Structures*, 2020, 154: 106797.