

拉伸载荷下复合材料非对称层合板分层 扩展试验与数值模拟研究¹⁾

龚 愉²⁾ 单泽宇 杨兴宇 缪昌磊 郝思卓 张建宇

(重庆大学航天航空学院, 重庆 400044)

摘要 针对拉伸载荷下 T700/QY9511 非对称层合板的分层行为开展研究。设计了 5 种具有不同初始分层位置的层合板并参照 ASTM 标准进行了双悬臂梁分层试验, 结果表明, 随着初始分层位置与试件中面的距离增加, 试件断裂韧性表现出一定的下降趋势。利用 ABAQUS 软件建立了有限元模型, 采用虚拟裂纹闭合技术和内聚力模型方法对非对称层合板分层进行模拟, 预测的载荷-位移响应与试验结果吻合较好。此外, 通过虚拟裂纹闭合技术探究了裂纹前缘应变能释放率的分布规律。研究结果可为复合材料非对称层合板的设计与分析提供理论支撑。

关键词 复合材料, 非对称层合板, 分层, 数值模拟

中图分类号: V214.8 DOI: 10.6052/1000-0879-24-287

文献标识码: A CSTR: 32047.14.1000-0879-24-287

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDIES OF THE DELAMINATION IN COMPOSITE ASYMMETRIC LAMINATES UNDER TENSILE LOADING¹⁾

GONG Yu²⁾ SHAN Zeyu YANG Xingyu MIAO Changlei HAO Sizhuo ZHANG Jianyu

(School of Aerospace Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract This article experimentally and numerically investigates the delamination propagation behavior of T700/QY9511 asymmetric laminates under tensile loading. Five kinds of laminates with different initial delamination positions were designed, and delamination propagation tests based on the double cantilever beam configuration were conducted according to ASTM standard. The results showed that as the distance between the initial pre-crack position and the mid-plane of the specimen increases, the fracture toughness shows a certain downward trend. A finite element model was established using ABAQUS software, and the delamination propagation behavior was simulated using virtual crack closure technique and cohesive zone model. The predicted load displacement responses were in satisfactory agreements with the experimental results. In addition, the distribution pattern of strain energy release rate at the crack front was explored through virtual crack closure technique. The results can provide theoretical support for the design and analysis of asymmetric composite laminates.

Keywords composite, asymmetrical laminates, delamination, numerical simulation

2024-06-21 收到第 1 稿, 2024-07-21 收到修改稿。

1) 国家自然科学基金 (12172067, 12072052, 12372128), 航空科学基金 (2022Z0570Q9002), 中央高校基本科研业务费 (2024CD-JXY009, 2022CDJQY-004) 和中国科协青年人才托举工程项目 (2020QNRC001) 资助。

2) 通讯作者: 龚愉, 博士, 副教授, 研究方向为复合材料力学。E-mail: gongyu@cqu.edu.cn

引用格式: 龚愉, 单泽宇, 杨兴宇等. 拉伸载荷下复合材料非对称层合板分层扩展试验与数值模拟研究. 力学与实践, 2025, 47(1): 31-39

Gong Yu, Shan Zeyu, Yang Xingyu, et al. Experimental and numerical studies of the delamination in composite asymmetric laminates under tensile loading. *Mechanics in Engineering*, 2025, 47(1): 31-39

复合材料已经被大量应用于航空航天结构中^[1]。先进复合材料具有高比强度、高比模量、可设计性强、易于裁剪等特点,它比常规金属材料减重25%~30%,同时还能提高飞行器的气动性能,这是其他材料无可比拟的优点^[2]。但是复合材料层合板在厚度方向的力学性能较面内较弱,因此容易发生分层。分层起始和扩展引起的刚度和强度下降对结构的完整性和安全性极为不利,甚至会在无任何外部征兆的情况下产生灾难性的结构破坏^[3]。因此国内外众多学者对复合材料层合板的分层行为开展了研究。

目前,对称铺层复合材料层合板的研究已经较为完备^[4-6],而对于非对称的复合材料层合板的研究相对较少,并且非对称的复合材料有许多不同的非对称形式,如铺层角度和几何的非对称^[7]、材料非对称^[8-9]等。Blondeau等^[10]研究了铺层角度对碳纤维增强树脂基复合材料(carbon fiber reinforced plastic, CFRP)层合板反对称界面断裂的影响,发现裂纹扩展存在慢、快两个阶段,在慢阶段伴随着大规模的桥接,断裂韧性与铺层角度成反比增加。Shokrieh等^[11]采用虚拟裂纹闭合技术(virtual crack closure technique, VCCT)模拟具有 R 曲线效应的多向复合材料I型分层扩展,有限元模拟结果与试验数据吻合很好。Abd Rased等^[12]研究了在双悬臂梁(double cantilever-beam, DCB)、端部切口弯曲(end-notched flexure, ENF)和混合模式弯曲(mixed-mode bending, MMB)试验中,具有非对称铺层顺序的CFRP层合板的断裂行为,发现在非对称的情况下,试件测试过程中的翻转不会影响DCB试验所测得的断裂韧性。然而,在ENF和MMB测试中观察到试件翻转对断裂韧性产生显著影响。Mollón等^[13-14]通过设计试件上下臂厚度来控制裂纹尖端处的I型和II型载荷占比,并提出了一个经验公式来计算断裂韧性I型分量 G_I 和II型分量 G_{II} 。Zhao等^[15]采用内聚力单元建立I型和I/II型混合载荷下多向层合板分层扩展行为的数值模型,预测结果与试验结果基本一致,证实了所建立数值模型的有效性。孙先念等^[16-17]建立了含Z-pins的非对称层合板的有限元模型,并研究了Z-pins对非对称层合板I型和II型分层的影响,发现较

薄一侧的厚度显著影响Z-pins对层合板I型和II型断裂韧性的增强效果。Xia等^[18]针对任意铺层顺序的纤维增强复合材料非对称层合板,提出了一种基于增强梁理论的通用半解析方法,使用该方法测定断裂韧性时无需在试验过程中目视观测裂纹长度,与传统方法相比更简单和高效。de Moura等^[19]使用非对称悬臂梁试验测试了蜂窝/碳环氧夹芯板的I型断裂能,并以此建立了一种基于等效裂纹长度理论的数据处理方法。王伟等^[20-21]通过有限元方法对碳纤维复合材料非对称层合板的铺层顺序与铺层厚度等设计变量进行优化,并验证了优化结果的可靠性。韩学群^[22]采用数值模拟方法研究了非对称层合板分层的损伤演化过程,并提出了一个预测含非对称分层损伤层合板破坏强度的理论公式。

现阶段针对复合材料非对称层合板分层扩展行为的研究存在很多不足,需要深入研究。本文以T700/QY9511碳纤维/环氧树脂基复合材料为研究对象,设计并制备了5种初始分层位置不同的层合板试件。采用万能试验机装置进行DCB分层测试,得到不同试件的断裂韧性数据,评估了不同初始分层位置对复合材料非对称层合板断裂韧性的影响,同时基于虚拟裂纹闭合技术和内聚力模型方法,对不同初始分层位置的非对称复合材料层合板分层扩展行为进行了数值模拟。通过有限元分析,提取了裂尖前缘的I型和II型应变能释放率,研究了不同初始分层位置下层合板分层行为的扩展规律。

1 不同初始分层位置的单向板DCB分层扩展试验

1.1 试件设计与制备

本文采用T700/QY9511碳纤维/环氧树脂复合材料制备层合板,力学性能为: $E_{11}=130$ GPa, $E_{22}=10.4$ GPa, $E_{33}=10.4$ GPa, $G_{12}=6.36$ GPa, $G_{23}=3.67$ GPa, $\nu_{12}=0.3$, $\nu_{13}=0.3$, $\nu_{23}=0.42$ ^[23]。铺层顺序为 $0_{12}/0_{12}$ 。设计了5组不同的预制裂纹位置(预制裂纹位置距试件中面分别为1, 3, 5, 7和9层),图1展示了预制裂纹距试件中面位置为1, 3, 5, 7, 9层的铺层方式和试件命名方式。试件尺寸如图2所示。试件制备采用购买的

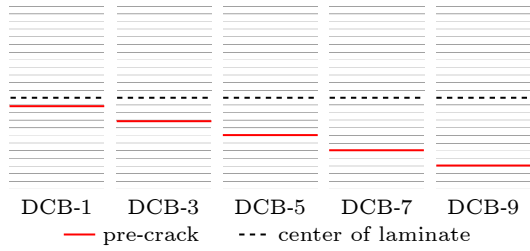


图 1 预制裂纹位置与 DCB 试件标记

Fig. 1 Pre-crack locations and the label of DCB specimens

预浸料进行人工铺贴，铺贴过程中插入聚四氟乙烯薄膜形成预制裂纹，再使用热压罐工艺完成固化。固化完成的复合材料板采用水刀切割成图 2 设计尺寸的试件。

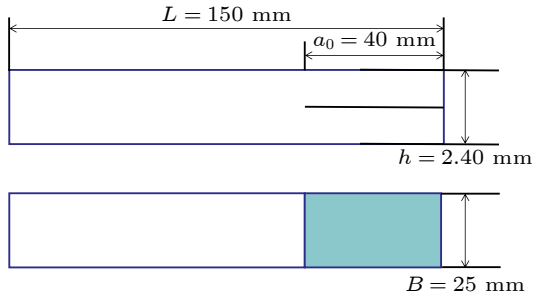


图 2 DCB 试件几何尺寸

Fig. 2 Geometry of designed DCB specimens

1.2 DCB 分层试验

本试验参照 ASTM 标准 D5528-13^[24] 展开，试验采用电液伺服万能材料试验机。通过配备显微镜的移动平台可对试件扩展时的裂纹长度进行实时精确观测。显微镜的放大倍数约 50 倍，电位移平台的光栅分辨率为 5 μm ，理论观测精度可达到 0.01 mm。试验前对试件进行处理，首先使用丙酮或酒精擦拭试件，去除试件上的灰尘杂物，待试件干净、干燥后，用刀片将预制裂纹的聚四氟乙烯薄膜拨出，然后用游标卡尺测量试件的宽度 B 和厚度 h ，再使用易喷白在试件的一侧均匀喷涂上一层白色涂料便于观察裂纹，风干后对试件编号。加工后的试件以及测试装置如图 3 所示。

1.3 数据处理方法

对称层合板应变能释放率计算公式为

$$G = \frac{3Pd}{2B(a + \Delta)} \quad (1)$$

其中， P 为载荷， a 为分层长度， d 为位移， Δ 为分层长度修正量， B 为试件宽度。 Δ 可通过试件柔度立方根 $C^{1/3}$ 与裂纹长度 a 之间的最小二次拟

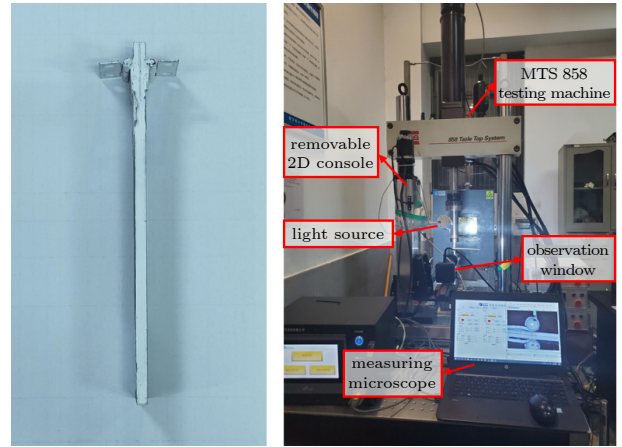


图 3 试件与试验设备图

Fig. 3 Diagram of tested specimen and equipment

合来确定，如图 4 所示。

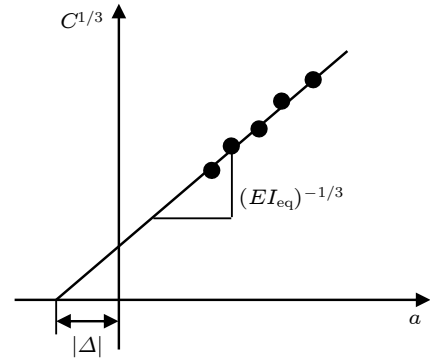


图 4 分层长度修正量的确定方法

Fig. 4 Determination method of crack length correction

对于裂纹在中平面外的非对称 DCB 试件，其位移相对于中面不再对称。一种确定应变能释放率 G 的方法是引入等效刚度 (EI_{eq})，即

$$d = \frac{Pa^3}{EI_{eq}} \quad (2)$$

柔度表达式可以写为

$$C = \frac{d}{P} = \frac{a^3}{EI_{eq}} \quad (3)$$

代入能量释放率计算公式

$$G = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \quad (4)$$

可以得到非对称层合板应变能释放率计算表达式为

$$G = \frac{3P^2(a + \Delta)^2}{2BEI_{eq}} \quad (5)$$

其中， Δ 和 EI_{eq} 可以通过 $C^{1/3}$ - a 之间的最小二次拟合来试验确定。

1.4 试验结果

图5给出了本试验中所有试件的载荷-位移曲线。所有曲线均表现出相似的规律，即初始阶段的载荷-位移曲线呈现线性关系，当裂纹开始扩展时伴随着载荷下降。从图中可以看出 DCB-1 试件的线性阶段的斜率和极限载荷最高，达到极限载荷所需要的位移最小。并且从图中可以看出当初始分层位置距试件中面的距离越远，试件的线性阶段斜率和极限载荷越低，达到极限载荷所需要的位移越大。对于每组不同初始分层位置的复合材料非对称单向层合板试件，同一类试验的两个试件的载荷-位移曲线基本相似，试验具有良好的 consistency。

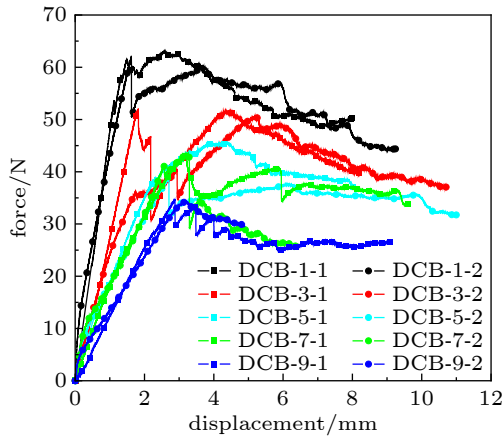


图5 DCB 试件载荷-位移曲线

Fig. 5 Load-displacement curve of DCB specimens

表1列出了所有试件的临界载荷以及分层长度修正量 Δ ，通过式(5)计算出每个试件的断裂

表1 DCB 试件的分层长度修正量 Δ 和临界载荷

Table 1 Calibration parameters Δ and critical load of DCB specimens

Specimen number	Height/mm	Calibration parameter Δ /mm	Critical load/N
DCB-1-1	25.01	2.16	63.06
DCB-1-2	25.01	2.35	61.99
DCB-3-1	25.01	1.98	51.99
DCB-3-2	24.96	1.62	50.45
DCB-5-1	25.00	2.96	45.46
DCB-5-2	24.98	2.40	38.75
DCB-7-1	25.04	2.31	43.22
DCB-7-2	25.02	1.65	43.36
DCB-9-1	24.96	2.14	34.72
DCB-9-2	25.01	2.59	34.30

韧性，并计算每组试件的离散系数 C_v 来评估实验数据的分散性，所测得断裂韧性的平均值、标准差和离散系数，如表2所示。从表2中可以看出，随着初始分层位置与试件中心的距离增加，试件的断裂韧性表现出一定的下降趋势。

表2 具有不同初始分层位置试件的断裂韧性

Table 2 Fracture toughness of specimens with different initial delamination positions

Specimen number	Fracture toughness/ $(N \cdot mm^{-1})$	Average/ $(N \cdot mm^{-1})$	Standard deviation/ $(N \cdot mm^{-1})$	$C_v/\%$
DCB-1-1	0.360	0.3305	0.04160	12.58
DCB-1-2	0.301			
DCB-3-1	0.296	0.2835	0.01763	6.22
DCB-3-2	0.271			
DCB-5-1	0.304	0.2965	0.00532	1.79
DCB-5-2	0.289			
DCB-7-1	0.283	0.274	0.01269	4.63
DCB-7-2	0.265			
DCB-9-1	0.240	0.248	0.01833	7.39
DCB-9-2	0.256			

图6给出了试件 DCB-1-1 的分层扩展图，试件在分层扩展过程中始终沿着中间界面向前扩展，没有发生穿层现象。图7给出了所有试件的 I 型断裂韧性 G_I -裂纹扩展长度 $(a-a_0)$ 关系及其拟合曲线。可以看出，复合材料非对称层合板断裂韧性随裂纹扩展长度增加没有显著变化，未表现出 R 曲线特征。

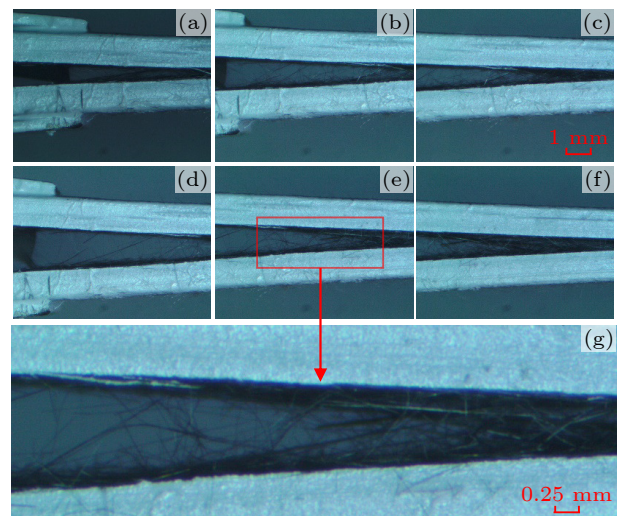


图6 试件 DCB-1-1 分层路径图

Fig. 6 Delamination path diagram for DCB-1-1

纤维桥接是复合材料分层扩展中的一种特有现象，常出现在单向和多向层合板的分层扩展试验中。当出现纤维桥接现象时，断裂韧性会随裂纹扩展出现明显的上升趋势，裂纹继续扩展，断裂韧性上升趋势减缓，直至不再上升，并维持在某一个数值上下起伏波动。而如图 7 所示，本文

所研究层合板的断裂韧性并没有很明显的上升趋势，且试验中没有观察到明显的纤维拔出和断裂。这是由于本文开展试验时使用的是单向层合板，分层扩展方向与纤维方向相同，与多向层合板相比很少出现交错纤维拔出，因此本研究忽略纤维桥接对分层扩展行为的影响。

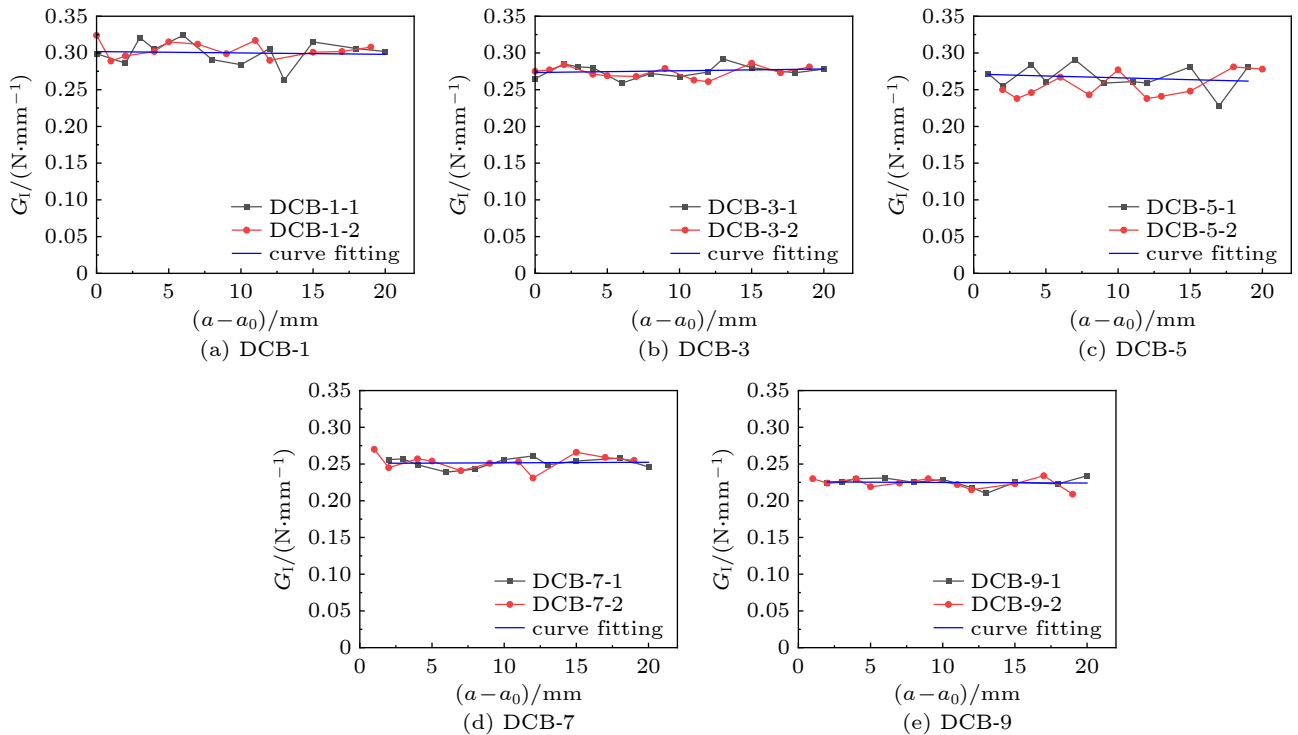


图 7 I 型断裂韧性 G_I 与裂纹扩展长度 $(a-a_0)$ 关系及拟合曲线

Fig. 7 Relation between mode I fracture toughness G_I and crack propagation length $(a-a_0)$, and fitting curve

2 分层扩展模拟的有限元方法研究

本节通过 ABAQUS 有限元软件对 DCB 试验进行数值模拟，并使用 VCCT 和内聚力模型 (cohesive zone model, CZM) 模拟分层扩展行为。

2.1 基于 VCCT 的分层扩展模拟

通过商用软件 ABAQUS 建立二维的非对称层合板 DCB 模型。如图 8 所示，模型总长 150 mm，宽 25 mm，单层厚 0.10 mm。上下臂均采用壳单元。右侧下板在与实际位置对应的位置采用完全

固支。右侧上板施加对应于实际位置的 Y 向位移。网格采用 CPS4R 单元，沿长度方向网格尺寸为 0.5 mm，厚度方向设置 12 个单元。

图 9 展示了不同初始分层位置层合板的预测与试验载荷-位移曲线对比图。从图中看出有限元模型可以很好地预测加载初期的线弹性阶段行为，与试验结果基本吻合。但后续的非线性部分，VCCT 的模拟结果与试验结果之间存在一些偏差。表 3 列出了不同试件的临界载荷模拟值与试验均值的对比情况，相对误差最大值为 9.45%。

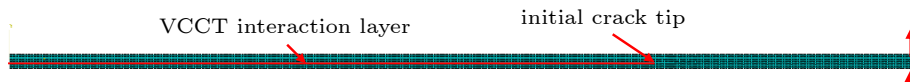


图 8 基于 VCCT 的二维有限元模型

Fig. 8 Two-dimensional finite element model based on VCCT

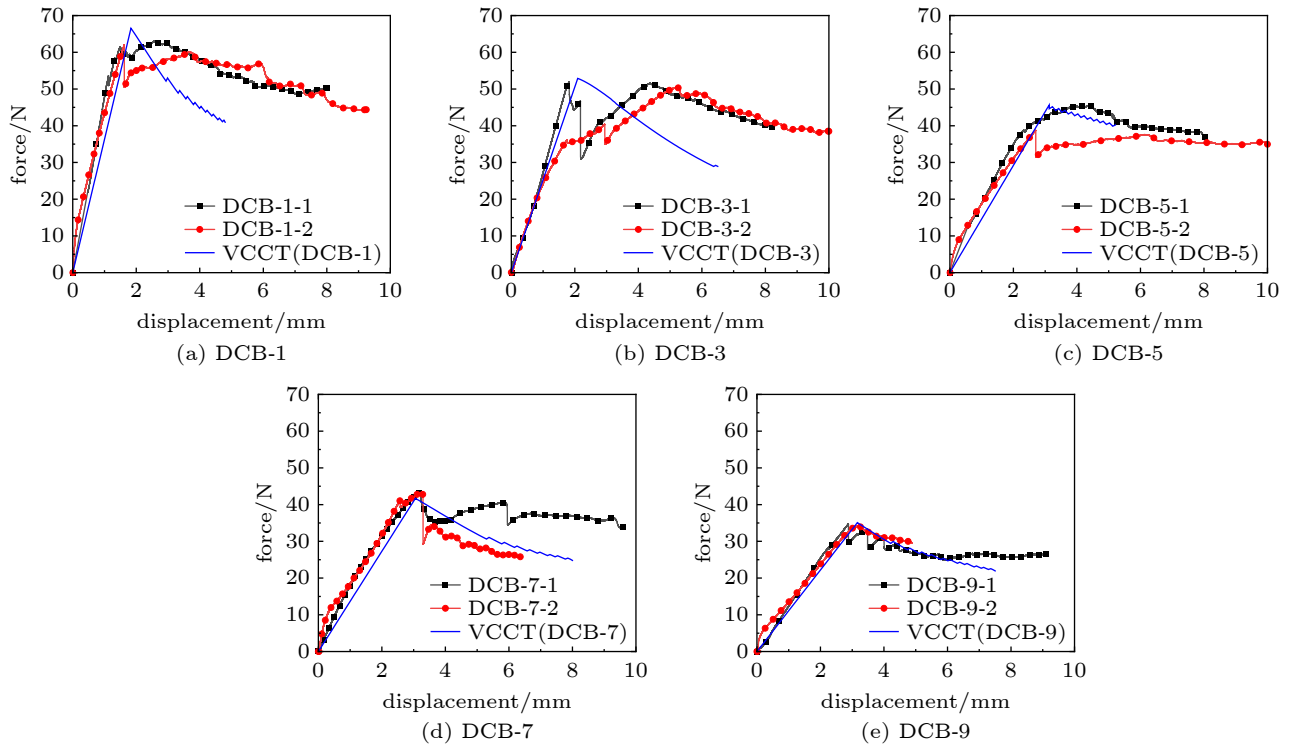


图9 VCCT模拟结果与试验载荷-位移曲线对比图

Fig. 9 Comparison of VCCT simulation results with experimental load-displacement curves

表3 不同初始分层位置试件的 VCCT 模拟临界载荷与试验均值对比

Table 3 Comparison of simulated critical load by VCCT and experimental mean values for specimens with different initial delamination locations

Specimen number	Experimental mean value /N	Simulated result /N	Relative error/%
DCB-1-1	62.53	66.53	6.40
DCB-1-2			
DCB-3-1	51.22	54.23	5.88
DCB-3-2			
DCB-5-1	42.10	46.08	9.45
DCB-5-2			
DCB-7-1	43.29	40.36	-6.77
DCB-7-2			
DCB-9-1	34.51	35.86	3.91
DCB-9-2			

图10为基于VCCT模拟得到的裂尖应变能释放率分布结果以及与试验结果之间的对比。可以看出, VCCT的模拟结果与试验数据所得到的I型应变能释放率分量 G_I 基本在同一个水平线附近浮动, 模拟结果与试验结果吻合较好。

图11进一步给出了基于VCCT模拟得到的I

型与II型应变能释放率的分布情况。从图11可以看到I型应变能释放率随着复合材料层合板的非对称程度的增加逐渐变小, 而II型应变能释放率随着复合材料层合板的非对称程度的增加而增大。DCB-1试件的I型应变能释放率为0.30 N/mm左右, 而DCB-9试件的I型应变能释放率仅为0.22 N/mm左右; DCB-1试件的II型应变能释放率仅为 10^{-3} N/mm, 而DCB-9试件的II型应变能释放率达到了0.08 N/mm。所有试件中, I型与II型应变能释放率的分布情况随着试件的非对称程度的变化而产生变化。随着层合板的非对称程度的增加, I型应变能释放率的占比逐渐减小而II型应变能释放率的占比逐渐增大。

2.2 基于CZM的分层扩展模拟

采用商用有限元软件ABAQUS建立的二维非对称DCB模型如图12所示。模型总长150 mm, 宽25 mm。上下板采用壳单元建模, 单元尺寸同VCCT模型, 中间cohesive层采用COH3D8单元, 厚度为10 μm 。

图13为具有不同初始分层位置试件的CZM模拟结果与试验结果的载荷-位移曲线对比图。从

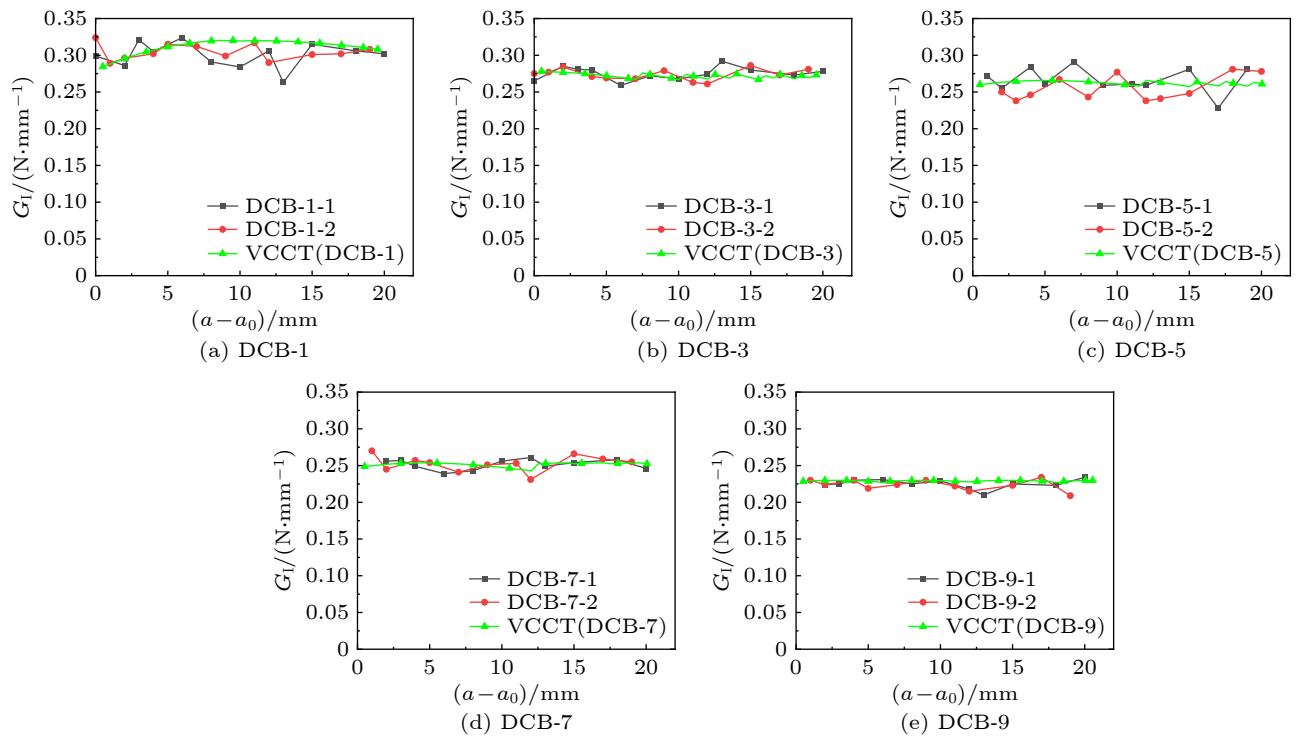


图 10 应变能释放率的 VCCT 模拟结果与试验结果对比图

Fig. 10 Comparison of strain energy release rate between VCCT simulations and test results

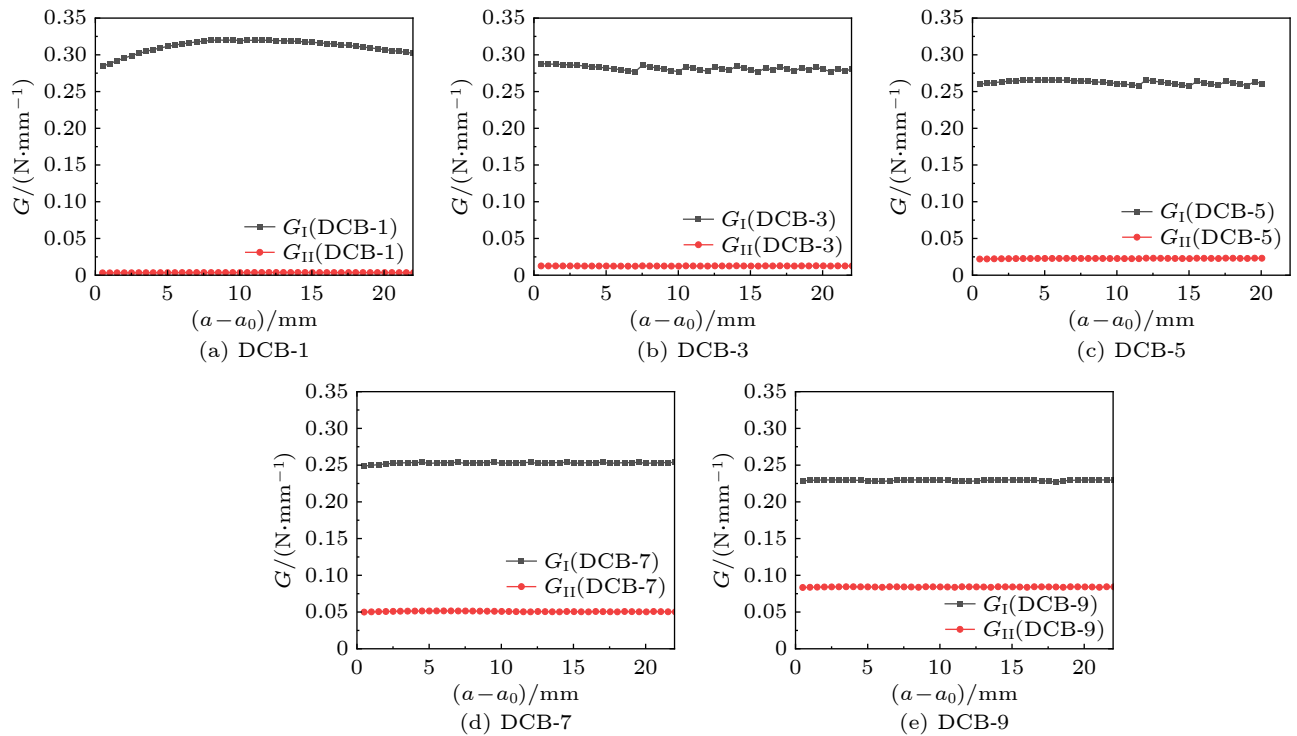


图 11 VCCT 模拟得到的 I 型与 II 型应变能释放率

Fig. 11 Mode I and mode II strain energy release rates from VCCT-based simulation

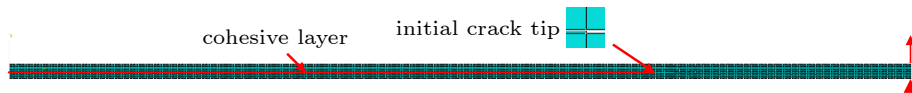


图 12 基于 CZM 的二维有限元模型

Fig. 12 Two-dimensional finite element model based on CZM

图中可以看出 CZM 的模拟结果在线性阶段与试验所得到的载荷-位移曲线基本符合, 且 CZM 对非线性部分的模拟比 VCCT 更为准确。表 4 详细

列出了不同试件的临界载荷模拟值与试验均值对比情况。从表中可以看出临界载荷的模拟值与试验值之间的误差最大为 6.91%。

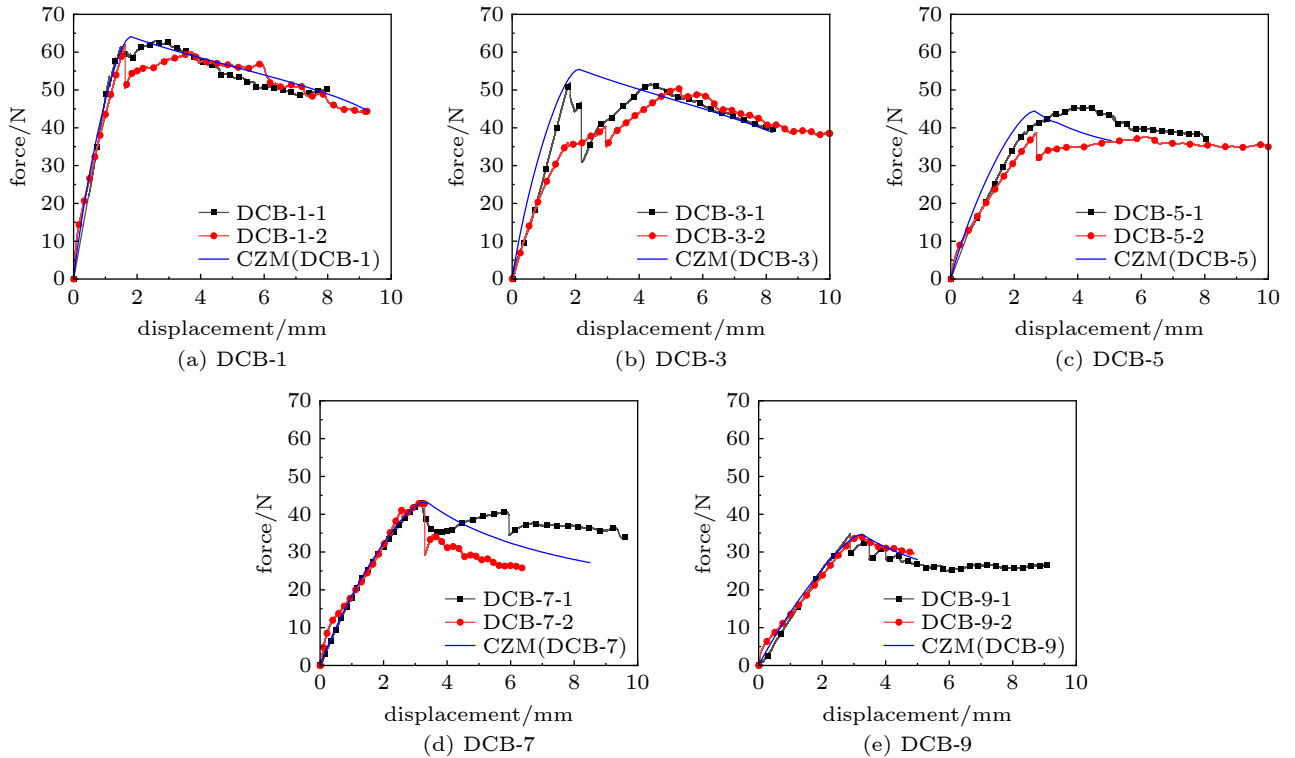


图 13 CZM 模拟结果与试验载荷-位移曲线对比图

Fig. 13 Comparison between CZM simulation results and experimental load-displacement curves

表 4 CZM 模拟得到的临界载荷值与试验均值对比

Table 4 Comparison between critical loads from CZM-based simulations and test results

Specimen number	Mean value of tests /N	Simulated value/N	Relative error/%
DCB-1-1	62.53	64.15	2.59
DCB-1-2			
DCB-3-1	51.22	54.76	6.91
DCB-3-2			
DCB-5-1	42.10	44.44	5.56
DCB-5-2			
DCB-7-1	43.29	43.18	-0.25
DCB-7-2			
DCB-9-1	34.51	34.64	-0.38
DCB-9-2			

3 结论

本文对具有不同初始分层位置的非对称复合材料层合板的分层扩展行为开展了试验研究与有

限元模拟分析, 得到以下结论。

(1) 具有不同初始分层位置的复合材料非对称层合板的载荷-位移曲线表现出相似的规律, 即载荷-位移曲线先呈现线性关系, 当达到极限强度时, 载荷下降, 进入裂纹扩展阶段。初始分层位置距试件厚度中面距离越远, 试件的线性阶段斜率和极限载荷越低, 达到极限载荷所需要的位移越大。

(2) 采用 VCCT 和 CZM 方法对具有不同初始分层位置的复合材料层合板进行分层扩展行为模拟, 发现两种方法的模拟结果在线性部分都与试验结果相吻合, 而对于后续的非线性部分, CZM 的模拟结果相较于 VCCT 更为准确。

(3) 试件裂纹扩展过程中没有观察到明显的纤维桥接现象, 试件的应变能释放率随裂纹扩展变化不大。通过 VCCT 模拟, 得到了 I 型与 II 型应变能释放率随初始分层位置变化的规律, 即随着初始分层位置偏离层合板厚度中面, I 型应变

能释放率的占比减小, II 型应变能释放率的占比增大。

参 考 文 献

- 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考. *复合材料学报*, 2008, 25(1): 1-10
Du Shanyi, Guan Zhidong. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in china. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese)
- 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册. 北京: 航空工业出版社, 2001: 1-39, 254-270
China Academy of Aeronautics. Composite material structure design manual. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 1-39, 254-270 (in Chinese)
- 赵丽滨, 龚愉, 张建宇. 纤维增强复合材料层合板分层扩展行为研究进展. *航空学报*, 2019, 40(1): 171-199
Zhao Libin, Gong Yu, Zhang Jianyu. A survey on delamination growth behavior in fiber reinforced composite laminates. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(1): 171-199 (in Chinese)
- 陈静, 莫莉花, 房怡等. 分层缺陷对 CFRP 层合板力学性能的影响. *工程塑料应用*, 2024, 52(4): 122-127
Chen Jing, Mo Lihua, Fang Yi, et al. Effect of delamination defects on mechanical properties of cfrp laminates. *Engineering Plastics Application*, 2024, 52(4): 122-127 (in Chinese)
- Suman M, Murigendrappa S, Kattimani S. Characterisation of fatigue delamination growth in plain woven hybrid laminated composites subjected to Mode-I loading. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2024, 129: 104236
- Meng J, Lei H, Li Y, et al. Mode I fracture toughness with fiber bridging of unidirectional composite laminates under cryogenic temperature. *Composites Science and Technology*, 2024, 246: 110386
- Chanda A, Sinha SK, Datla NV. Fiber alignment and mode-mixity effects on fracture behavior of CNF/epoxy nanocomposite adhesive joints. *Composites Part B: Engineering*, 2022, 247: 110341
- Mujika F, Tsokanas P, Arrese A, et al. Mode decoupling in interlaminar fracture toughness tests on bimaterial specimens. *Engineering Fracture Mechanics*, 2023, 290: 109454
- Kakisawa H, Nishimura T. A modified simple interface fracture test for ceramic environmental barrier coating on ceramic matrix composite. *Journal of The Ceramic Society of Japan*, 2021, 129(1): 40-45
- Blondeau C, Pappas G, Botsis J. Influence of ply-angle on fracture in antisymmetric interfaces of CFRP laminates. *Composite Structures*, 2019, 216: 464-476
- Shokrieh MM, Rajabpour-Shirazi H, Heidari-Rarani M, et al. Simulation of mode I delamination propagation in multidirectional composites with R-curve effects using VCCT method. *Computational Materials Science*, 2012, 65: 66-73
- Abd Rased MF, Yoon SH. Experimental study on effects of asymmetrical stacking sequence on carbon fiber/epoxy filament wound specimens in DCB, ENF, and MMB tests. *Composite Structures*, 2021, 264: 113749
- Mollón V, Bonhomme J, Viña J, et al. Theoretical and experimental analysis of carbon epoxy asymmetric dcb specimens to characterize mixed mode fracture toughness. *Polymer Testing*, 2010, 29: 766-770
- Mollón V, Bonhomme J, Viña J, et al. Mixed mode fracture toughness: an empirical formulation for determination in asymmetric DCB specimens. *Engineering Structures*, 2010, 32: 699-703
- Zhao L, Gong Y, Zhang J, et al. Simulation of delamination growth in multidirectional laminates under mode I and mixed mode I/II loadings using cohesive elements. *Composite Structures*, 2014, 116: 509-522
- 孙先念, 刘书田. Z-pins 对层合复合材料非对称分层增韧作用参数分析——I 型层间韧性. *复合材料学报*, 2009, 26(5): 186-192
Sun Xiannian, Liu Shutian. Parametric analysis of enhancement of z-pins on asymmetric delamination of z-pinned laminated composites—mode I delamination toughness. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(5): 186-192 (in Chinese)
- 孙先念, 刘书田. Z-pins 对层合复合材料非对称分层增韧作用参数分析——II 型层间韧性. *复合材料学报*, 2009, 26(5): 193-200
Sun Xiannian, Liu Shutian. Parametric analysis of enhancement of z-pins on asymmetric delamination of z-pinned laminated composites—mode II delamination toughness. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(5): 193-200 (in Chinese)
- Xia K, Gong Y, Cao T, et al. A semi-analytical method for determining the mixed mode I/II fracture resistance and mode mixture of ADCB laminates. *Composite Structures*, 2023, 320: 117137
- de Moura MFSF, Moreira RDF, Rocha RJB, et al. Determination of the fracture energy under mode I loading of a honeycomb/carbon-epoxy sandwich panel using the asymmetric double cantilever beam test. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2022, 24(6): 1977-1992
- 王伟, 常新龙, 张有宏等. 非对称铺层 T700 复合材料层合板铺层顺序优化. *科学技术与工程*, 2021, 21(8): 3051-3056
Wang Wei, Chang Xinlong, Zhang Youhong, et al. Optimization of stacking sequence of asymmetrical ply T700 composite laminates. *Science Technology and Engineering*, 2021, 21(8): 3051-3056 (in Chinese)
- 王伟, 张有宏, 常新龙等. 非对称铺层复合材料层合板质量优化设计. *力学与实践*, 2021, 43(1): 13-19
Wang Wei, Zhang Youhong, Chang Xinlong, et al. Quality optimization design of unsymmetrical laminated composite plates. *Mechanics in Engineering*, 2021, 43(1): 13-19 (in Chinese)
- 韩学群. 复合材料层合板分层损伤数值模拟. [硕士学位论文]. 武汉: 武汉理工大学, 2010
Han Xuequn. Numerical simulation of delamination damage for composite laminates. [Master Thesis]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2010 (in Chinese)
- 侯伯鑫. 含纤维桥接的复合材料层合板分层扩展内聚力模型 [硕士学位论文]. 重庆: 重庆大学, 2018
Hou Yixin. Cohesive model including fiber-bridging for delamination in composite multidirectional laminates. [Master Thesis]. Chongqing: Chongqing University, 2018 (in Chinese)
- American Society of Testing Materials. D5528-13: Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. 2013