

文章编号: 1000-4750(2016)02-0232-10

缝线增强层合板混合模式弯曲试验的数值模拟

金竹雨, 张晓晶, 汪 海

(上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

摘 要: 对缝线在复合材料层合板中的桥联作用进行参数分析, 结果显示缝线的直径和拉伸强度, 缝合角度, 层合板厚度和挤压强度均会对缝线的桥联曲线以及断裂能产生影响, 甚至改变缝线的破坏模式。以计算所得的桥联曲线作为输入参数, 分别用连接器(Connector)和离散内聚力单元(Cohesive 单元)的方法建立有限元模型, 模拟缝线增强复合材料层合板的混合模式弯曲(MMB, Mix-Mode Bending)试验。两种方法的有限元计算结果具有较好的一致性, 且均能够与文献中的试验数据较好吻合。相比离散 Cohesive 单元模型, Connector 模型的计算效率更高, 需要的输入参数更少, 且建模更为简便。

关键词: 缝线增强层合板; 桥联作用; 混合模式弯曲试验; 内聚力单元; 连接器

中图分类号: TB332 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.07.0579

NUMERICAL SIMULATIONS FOR THE MIX-MODE BENDING TEST OF THE STITCHED LAMINATES

JIN Zhu-yu, ZHANG Xiao-jing, WANG Hai

(School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: Parameter analysis is conducted on the bridging effect of the stitch which works as the through-thickness reinforcement in the composite lamina. The analysis results indicate that stitch diameter, stitch strength, incline angle, laminate thickness and laminate bearing strength influence the bridging curve and the fracture energy, and even change the stitch failure mode. The finite element models are established in two ways, i.e., connector and discrete cohesive element models, to simulate the mix-mode bending test for the stitched laminates with the stitch bridging curve as input data. The two models are in good agreement with each other, and both of them agree well with the existing experimental results. Compared with the discrete cohesive element model, the connector model, needing less input data, gives a higher modeling and calculation efficiency.

Key words: stitched lamina; bridging effect; mix-mode bending test; cohesive element; connector

复合材料层合板具有比强度和比刚度高的优点, 但较差的层间性能在一定程度上限制了它的应用范围。为了提高层间断裂韧性, Z-pin 以及缝线等沿厚度方向的增强技术(TTR, Through Thickness Reinforcement)得到了广泛的应用。TTR 是通过桥联作用来抑制层合板分层的: 当裂纹扩展到 TTR 时, 会产生一个阻止裂尖前进的桥联力, 且这个力将一直持续到裂纹向内扩展一段位移之后。这一过程可

以用桥联力-位移曲线来描述, 典型的三线型桥联曲线及其三个主要参数桥联刚度 k 、最大载荷 F_{\max} 、以及断裂能 G 如图 1 所示。目前已有多种模拟方法对 TTR 的增强效果进行预测, 大致可分为以下三类。

1) 将 TTR 的桥联作用平均化到整个增强区域上。Jain 和 Mai^[1]在缝线增强双悬臂梁(DCB, Double Cantilever Beam)的解析模型中, 使用内聚力模型模

收稿日期: 2014-07-04; 修改日期: 2015-03-02

基金项目: 国家自然科学基金项目(10602035)

通讯作者: 张晓晶(1976—), 女, 黑龙江人, 副研究员, 博士, 主要从事复合材料结构力学领域的研究(E-mail: zhangxj76@sjtu.edu.cn).

作者简介: 金竹雨(1990—), 女, 上海人, 硕士生, 主要从事复合材料结构力学领域的研究(E-mail: jzy0104@126.com);

汪 海(1964—), 男, 辽宁人, 研究员, 博士, 博导, 主要从事复合材料结构力学领域的研究(E-mail: wanghai601@sjtu.edu.cn).

拟桥联作用，由单根缝线桥联力乘以缝合密度计算得到内聚力。Robinson 和 Das^[2]使用了相反的方法计算 DCB 试件增强区域中单根 Z-pin 所产生的桥联力，其模型中假设 Z-pin 的初始刚度无穷大，则桥联力可以看成是裂纹张开位移的线性递减函数。Byrd 和 Birman^[3]使用了类似的方法研究了 Z-pin 对增强 DCB 试件在应变释放率、断裂以及疲劳性能上的影响。这一方法在 TTR 间距较小时具有较好的计算精度。

2) 使用非线性弹簧元模拟 TTR。Grassi 和 Zhang^[4]建立了二维 Z-pin 增强 DCB 试件有限元模型研究其 I 型层间断裂性能，非线性弹簧元的属性由单根 Z-pin 桥联力乘以宽度方向上的 Z-pin 数量计算得到。Castanié 等^[5]将非线性弹簧元同时赋以 Z-pin 在 I、II 型模式下的桥联曲线，分别模拟了拉拔、弯曲和剪切载荷下的 T 型以及 L 型接头。Allegri 和 Zhang^[6]建立了三维有限元模型模拟了 Z-pin 增强的 T 型接头和十字型接头，非线性弹簧元的属性由混合模式下的 Z-pin 桥联作用确定。

3) 使用离散 Cohesive 单元模拟 TTR。Bianchi 和 Zhang^[7-8]以 Z-pin 的桥联作用定义离散 Cohesive 单元的属性，建立了 Z-pin 增强层合板 DCB、边端切口弯曲(ENF, End Notched Flexure)试验模型，分别研究了 I、II 型模式下的增强效果；并且使用幂定律作为 Cohesive 单元混合模式下的损伤扩展准则，模拟了拉拔载荷下的 T 型接头^[9]。

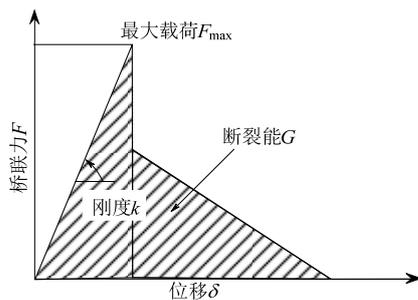


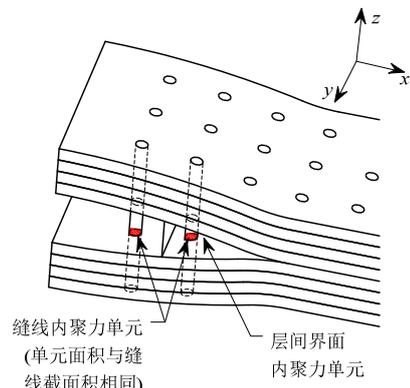
图1 三线型曲线
Fig.1 Tri-linear curve

目前广泛使用于多体分析的连接器(Connector)功能强大，可以定义两点之间在 3 个平动方向以及 3 个转动方向上任意组合的运动关系，若将其应用于缝线桥联作用的模拟，不仅能够实现上述非线性弹簧元的功能，对单元损伤扩展的描述也更为方便，既可以如非线性弹簧元一样通过力-位移曲线定义，亦可如 Cohesive 单元一样由断裂能定义。

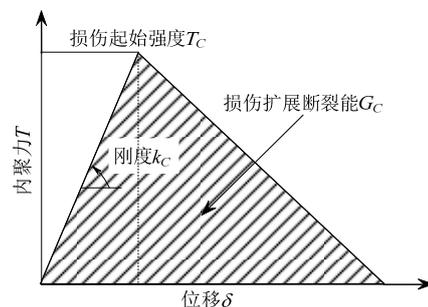
文献[10-12]中提出了描述混合模式下单根缝线桥联作用的解析模型，本文对其进行了参数分析并将其计算得到的缝线桥联曲线作为输入参数，分别使用离散 Cohesive 单元以及 Connector 两种方法模拟缝线的桥联作用，建立了有限元模型对缝线增强层合板混合模式弯曲(MMB, Mix-Mode Bending)试验进行分析，并通过与文献[13]试验结果的比较加以验证。

1 缝线桥联作用的模拟方法

离散 Cohesive 单元模型如图 2(a)所示，在层合板的裂纹面上采用两种不同属性的 Cohesive 单元分别模拟缝线与层间界面。缝线所在位置的 Cohesive 单元的面积应与缝线截面积相等，且其属性由缝线的桥联作用确定：桥联刚度 k 、最大载荷 F_{max} 以及断裂能 G 除以 Cohesive 单元面积即可得到弹性阶段的刚度 k_C 、损伤起始强度 T_C 以及损伤扩展断裂能 G_C ，如图 2(b)所示。其余的 Cohesive 单元属性则由层合板层间界面性能确定。



(a) 模型示意图



(b) 本构关系示意图

图2 离散 Cohesive 单元方法示意图

Fig.2 Schematic of Discrete Cohesive element model

Connector 模型如图 3(a)所示，在层合板的上、下表面取一对处于缝线所在位置的节点，在这两者之间建立两个 Connector，两个节点在 z 和 x 方向上

的力-位移关系由 TTR 在纯 I 型、II 型模式下的的桥联作用确定：分别以桥联刚度 k 、最大载荷 F_{max} 以及断裂能 G 定义 Connector 线弹性行为阶段的刚度 k_0 、损伤起始载荷 P_0 以及损伤扩展断裂能 G_0 ，如图 3(b) 所示。裂纹面上的层间界面仍然由 Cohesive 单元模拟。

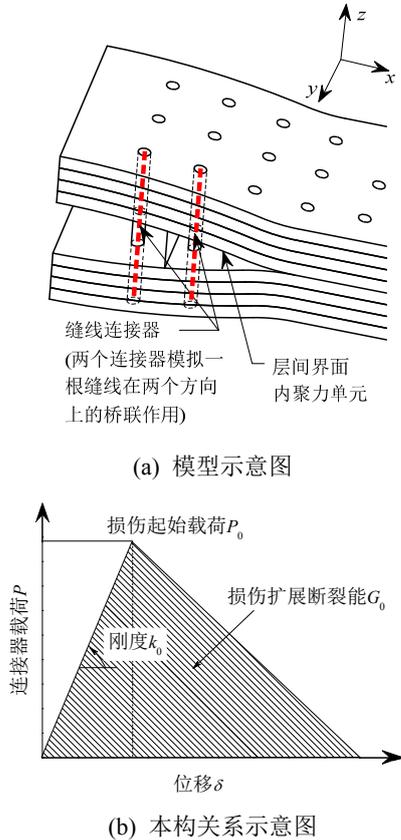


图 3 Connector 方法示意图

Fig.3 Schematic of Connector element model

为了使用以上两种方法进行有限元模拟，必须先得到单根缝线在层合板中的桥联曲线作为输入参数定义 Cohesive 单元和 Connector 的属性。

2 单根缝线混合模式桥联曲线的求解

2.1 单根缝线混合模式桥联模型

缝线在层合板中的桥联作用过程可分为三个阶段。1) 层间裂纹扩展到缝线附近时，缝线弹性伸长且发生局部偏转，缝线开始承载，缝线与基体之间界面上的剪应力增大，当剪应力达到界面剪切强度时，缝线与基体逐渐脱胶。2) 当脱胶扩展到层合板表面时，由于受面线或底线的约束，缝线端部无法立刻脱离层合板表面，缝线载荷将继续增大直到断裂。3) 缝线断裂一般发生在层合板表面或裂纹面。若缝线在层合板表面断裂，则缝线端部脱离表

面开始在基体中滑移，载荷在摩擦力的作用下逐渐递减，至偏转区时降至零；若缝线在裂纹面断裂，则载荷骤降至零。

描述这一过程的混合模式下缝线桥联曲线可以通过文献[10-12]中的微分几何模型求解。以裂纹面为界，取层板上半部分分析，缝线的变形如图 4 所示，其中 φ 为缝线缝合角度， θ 为偏转角度， l_s 为脱胶高度， d_s 为拔出高度， z'_0 和 z_0 分别为偏转距离和偏转高度， u 和 w 分别为缝线在裂纹面上 x 和 z 方向的位移分量， h 为层板上半部分厚度。定义位移混合比 m ：

$$m = \frac{w}{u} \tag{1}$$

$m=0$ 时对应纯 II 型模式， $m=\infty$ 时对应纯 I 型模式。求解流程图如图 5 所示。

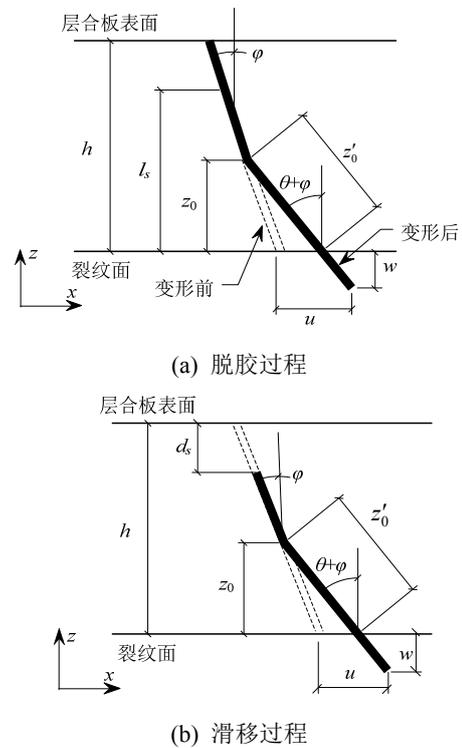


图 4 缝线变形示意图

Fig.4 Stitch displacement

流程图中的输入参数 d 为缝线直径，缝线固化后的弹性模量 E_s 以及拉伸强度 S_t 由拉伸试验测得，缝线与基体之间的界面剪应力 τ 以及摩擦系数 μ 由拉拔试验测得，层合板挤压强度 σ_n 根据试验研究结果取基体压缩强度的 1.5 倍~1.8 倍^[11]。 σ_s 和 σ_c 分别为缝线在层合板表面和裂纹面的轴向应力。最后输出 z 、 x 方向的桥联力 F_3 、 F_1 ，桥联应力 σ_2 、 σ_3 ，以及位移 δ_3 、 δ_1 ，这些量在缝线断裂之前均可写成偏转角 θ 的函数，进入滑移过程后则均可写成 d_s 的函数。

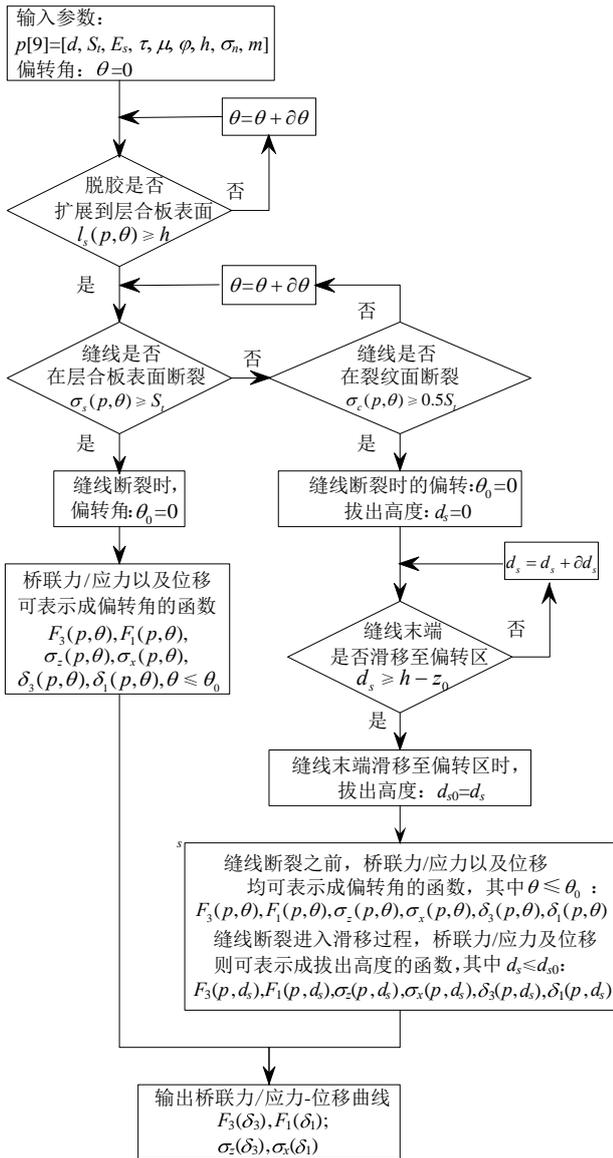


图 5 桥联曲线的求解流程图

Fig.5 Flow chart of bridging curve calculation

2.2 缝线桥联曲线的参数分析

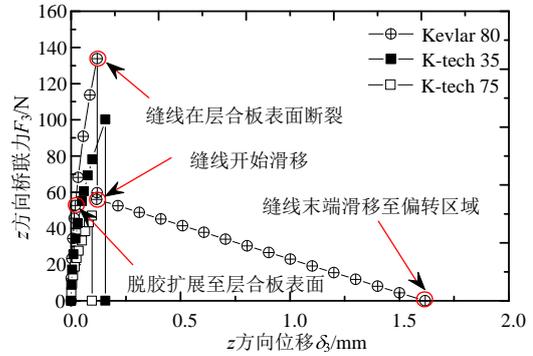
2.2.1 缝线几何尺寸与力学性能对断裂能的影响

以缝线 K-tech 75、K-tech 35 以及 Kevlar 80 增强层合板 G0926/RTM6 为例, 通过上述解析模型计算混合模式下的缝线桥联曲线, 模型所需的输入参数列在表 1 中。取位移混合比 $m=1000$ 计算纯 I 型模式下的桥联曲线, 由于此时缝线在 x 方向的位移为零, 对应变能没有影响, 故只给出了 z 方向的桥联力-位移关系, 如图 6(a)所示; 同理, 取 $m=0$ 计算纯 II 型模式下的桥联曲线, 只给出 x 方向的桥联力-位移关系, 如图 6(b)所示。计算两条桥联曲线下的面积分别得到纯 I 型、II 型模式下的断裂能 G_I 、 G_{II} , 如图 6(c)所示。

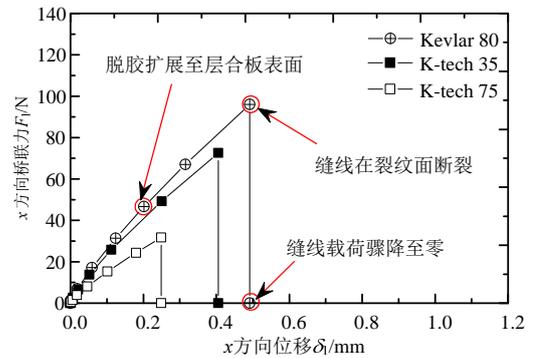
表 1 缝线与层合板的几何尺寸与力学性能^[14-16]

Table 1 Geometrical dimension and mechanical properties of stitch and laminate

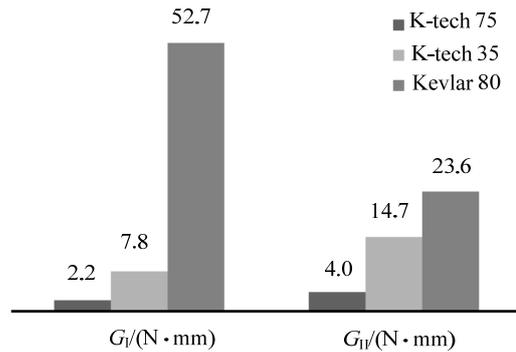
缝线牌号	d/mm	S_t/MPa	E_s/MPa	τ/MPa	μ	$\phi(^{\circ})$	h/mm	σ_n/MPa
K-tech 75	0.23	1146	27900	24.4	0.435	0	1.5	348
K-tech 35	0.35	1063	16900	32.1	0.435	0	1.5	348
Kevlar 80	0.325	1870	49300	33.9	0.435	0	1.5	348



(a) 纯 I 型桥联曲线



(b) 纯 II 型桥联曲线



(c) 断裂能

图 6 不同缝线的桥联曲线以及断裂能

Fig.6 Bridging curve and fracture energy of different stitch

在缝线的几何尺寸与力学性能参数中, 对断裂能影响较大的是纤维直径 d 和固化后拉伸强度 S_t 。当 d 相近时(K-tech 35、Kevlar 80), S_t 增加 75.9%, 纯 I、II 型断裂能分别提高 575.6%、60.5%。如视 S_t 为变量, 在纯 I 型情况下, 当 S_t 增加至 1346 MPa、

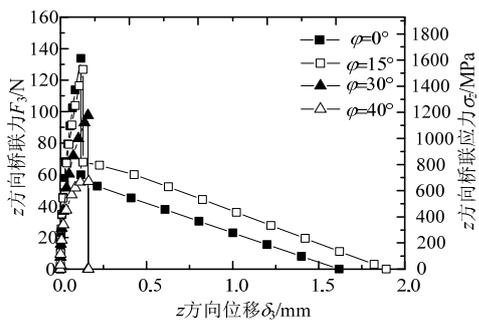
1336 MPa 时, K-tech 35 和 Kevlar 80 的断裂位置从裂纹面转变到层合板表面, 故算例中 K-tech 35 在裂纹面断裂, Kevlar 80 在层合板表面断裂; 在纯 II 型情况下, 当 S_t 增加至 3067 MPa、2274 MPa 时, K-tech 35 和 Kevlar 80 的断裂位置发生转变, 故算例中 Kevlar 80 和 K-tech 35 均在裂纹面断裂。

当 S_t 相近时(K-tech 75、K-tech 35), d 增加 52.2%, 纯 I 型、II 型断裂能分别提高 254.5%、267.5%。视 d 为变量, 如要使 K-tech 75 和 K-tech 35 的断裂位置从裂纹面转变到层合板表面时, 在纯 I 型情况下, d 需增加至 0.30 mm、0.43 mm; 在纯 II 型情况下, d 需增加至 0.57 mm、0.74 mm, 故算例中 K-tech 75 和 K-tech 35 均在裂纹面断裂。

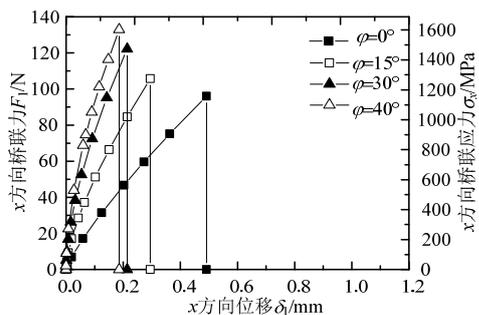
2.2.2 缝合角度 φ 对断裂能的影响

以缝线 Kevlar 80 增强层合板 G0926/RTM 6 为例, 取 $h=1.5$ mm, 计算 $\varphi=0^\circ$ 、 15° 、 30° 以及 40° 情况下的桥联曲线以及断裂能如图 7 所示。在纯 I 型模式下, 当 φ 增加到 25° , 缝线的断裂位置从层合板表面转变到裂纹面, 故算例中 $\varphi=0^\circ$ 、 15° 时, 缝线在层合板表面断裂, I 型断裂能随 φ 的增加提高了 29.0%; $\varphi=30^\circ$ 、 40° 时缝线在裂纹面断裂, 断裂能由于缺少了滑移过程产生的能量而骤降, 并随 φ 的增加而进一步下降。

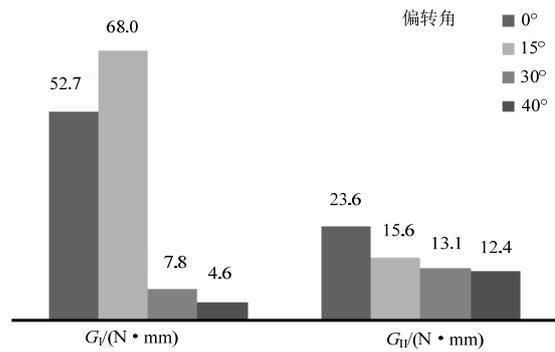
在纯 II 型模式下, 算例中缝线均在裂纹面断裂, 随着 φ 的增加, 断裂能逐渐下降, 但下降幅度有减小的趋势。



(a) 纯 I 型桥联曲线



(b) 纯 II 型桥联曲线

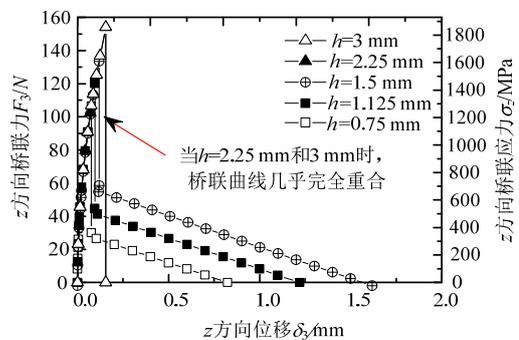


(c) 断裂能

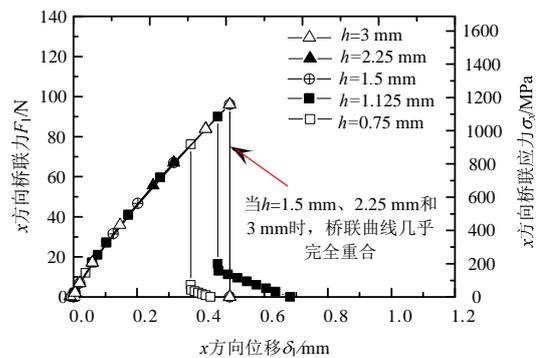
图 7 缝线在不同缝合角度 φ 下的桥联曲线及断裂能
Fig.7 Bridging curve and fracture energy of the stitch with different incline angle φ

2.2.3 层合板厚度 h 对断裂能的影响

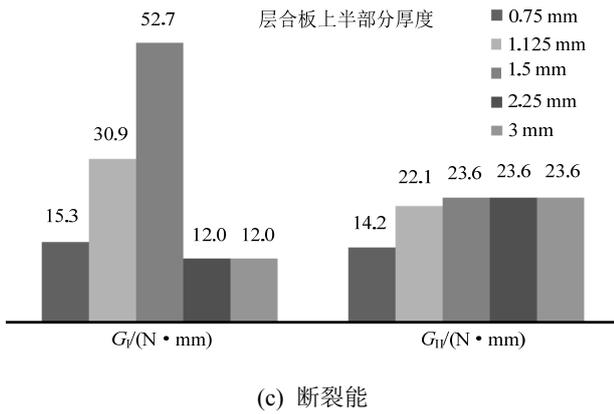
以缝线 Kevlar 80 增强层合板 G0926/RTM 6 为例, 取 $\varphi=0^\circ$, 计算层合板上半部分厚度 $h=0.75$ mm、 1.125 mm、 1.5 mm、 2.25 mm 以及 3 mm 情况下的 I 型、II 型桥联曲线以及断裂能如图 8 所示。在纯 I 型模式下, 当 h 增加到 2.049 mm, 缝线的断裂位置从层合板表面转变到裂纹面, 故算例中 $h=0.75$ mm、 1.125 mm、 1.5 mm 时, 缝线在层合板表面断裂, 随着 h 增加 50%、100%, I 型断裂能提高 102.0%、244.4%; 当 $h=2.25$ mm、 3 mm 时, 缝线在裂纹面断裂, 由于缺少了缝线滑移过程的能量, 此时断裂能骤降。



(a) 纯 I 型桥联曲线



(b) 纯 II 型桥联曲线



(c) 断裂能
图 8 缝线在不同层合板上半部分厚度 h 下的桥联曲线以及断裂能

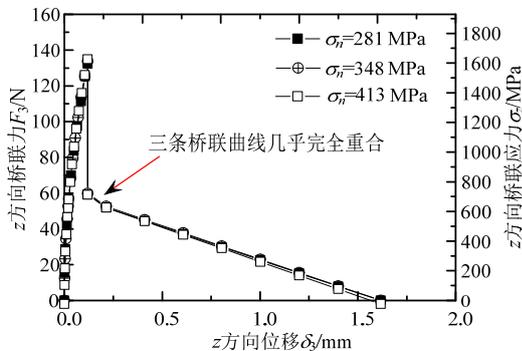
Fig.8 Bridging curve and fracture energy of the stitch with different laminate thickness h

在纯 II 型模式下，当 h 增加到 1.282 mm，缝线的断裂位置发生转变，故算例中 $h=0.75$ mm、1.125 mm 时，缝线在层合板表面断裂，随着 h 增加 50%，II 型断裂能提高 55.6%；当 $h=1.5$ mm、2.25 mm、3 mm 时，缝线在裂纹面断裂，由于滑移过程产生的能量所占比例不大，断裂能反而略有上升。

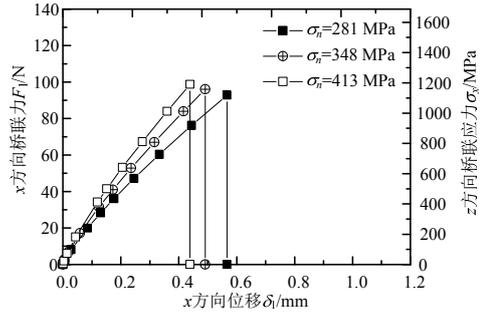
2.2.4 层合板挤压强度 σ_n 对断裂能的影响

取 $h=1.5$ mm, $\varphi=0^\circ$ ，分别计算缝线 Kevlar 80 在层合板 AS4/3501 ($\sigma_n=281$ MPa^[17])、G0926/RTM6 ($\sigma_n=348$ MPa^[15]) 和 AS4/3501-6 ($\sigma_n=413$ MPa^[18]) 中的桥联曲线以及断裂能，如图 9 所示。在纯 I 型模式下，当 σ_n 增加到 1105 MPa 时，缝线的断裂位置从层合板表面转变到裂纹面，故缝线均在层合板表面断裂， σ_n 增加 23.8%、47.0%，I 型断裂能提高 1.2%、2.3%，其影响微乎其微。

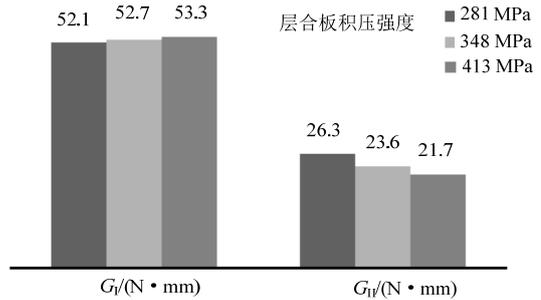
在纯 II 型模式下，当 σ_n 增加到 273 MPa 时，缝线的断裂位置发生转变，故算例中缝线均在裂纹面断裂，断裂能随 σ_n 的增加略有下降。



(a) 纯 I 型桥联曲线



(b) 纯 II 型桥联曲线



(c) 断裂能

图 9 缝线在不同层合板挤压强度 σ_n 下的桥联曲线及断裂能

Fig.9 Bridging curve and fracture energy of the stitch with different laminate bearing strength σ_n

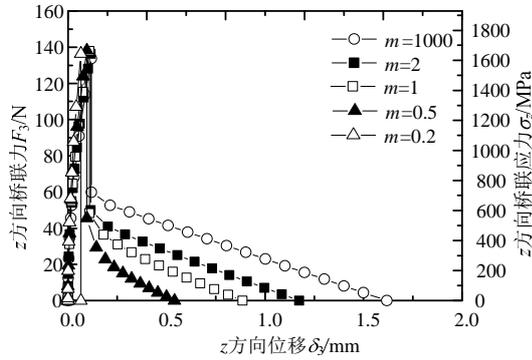
综上所述，缝线的直径、固化后拉伸强度、缝合角度以及层合板上部厚度、挤压强度均能或多或少地对缝线断裂能产生影响，甚至改变其破坏模式。值得注意的是，缝线在滑移过程中产生的能量在 I 型断裂能中所占比例较高，当缝线断裂位置从层合板表面改变到裂纹面时，这部分能量的损失使 I 型断裂能产生骤降；而对于 II 型断裂能，缝线断裂位置的改变所造成的影响则相对有限。

2.3 混合模式下单根缝线桥联曲线的计算

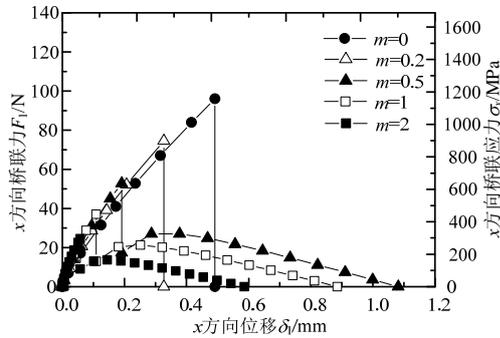
以缝线 Kevlar 80 增强层合板 G0926/RTM 6 为例，取 $h=1.5$ mm, $\varphi=0^\circ$ ，计算位移混合比 $m=2$ 、1、0.5、0.2 情况下的 I 型、II 型桥联曲线以及断裂能，与纯 I 型、II 型计算结果一并示于图 10 中。位移混合比与混合模式比的对应关系列于表 2 中，其中 Cohesive 单元总断裂能 G_C 和 II 型断裂能 G_S / (N/mm)，Connector 总断裂能 G_0 和 II 型断裂能 G_I / (N·mm)。

由计算结果可见， $m=1000$ 时，即在纯 I 型模式下，缝线在层合板表面断裂，随着 m 的减小，其 I 型断裂能降低而 II 型断裂能升高；直至 $m=0.2$ 时，破坏模式发生变化，缝线在裂纹面断裂，由于缺少

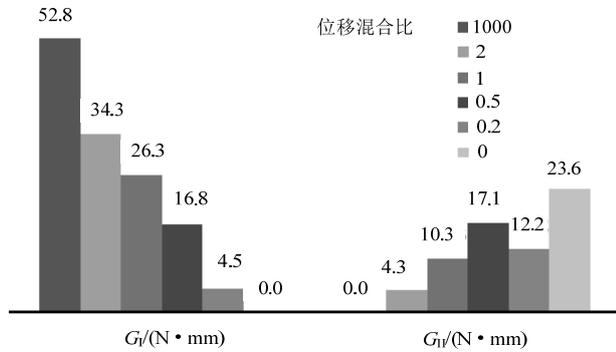
了缝线滑移过程产生的能量，I、II 型断裂能均有下降； $m=0$ 时，即纯 II 型模式下，II 型断裂能继续升高，达到最大值。



(a) I 型桥联曲线



(b) II 型桥联曲线



(c) 断裂能

图 10 缝线在不同位移混合比 m 下的桥联曲线以及断裂能
Fig.10 Bridging curve and fracture energy of the stitch with different mix-mode displacement ratio m

表 2 缝线位移混合比与混合模式比的对应关系

Table 2 The relation between m and mix-mode ratio

m	Cohesive		Connector	
	G_s/G_c	$G_c/(N/mm)$	G_I/G_0	$G_0/(N \cdot mm)$
1000	0	636	0	52.8
2	0.112	465	0.112	38.6
1	0.281	441	0.281	36.6
0.5	0.505	408	0.505	33.9
0.2	0.731	201	0.731	16.7
0	1	285	1	23.6

3 缝线增强层合板 MMB 试验有限元模拟

3.1 有限元模型

文献[16]曾对缝线 Kevlar80 增强层合板 G0926/RTM6 作 MMB 试验。MMB 试验是 DCB 试验和 ENF 试验的组合，如图 11 所示。试验件由 8 层 G0926/RTM6 铺叠而成，纵向长度 $2L=100$ mm，横向长度 $B=35$ mm，厚度 $2h=3$ mm，预制裂纹长 $a=25$ mm。缝线沿横向与纵向长度上排布 4×15 针。使用一个加载杠杆附加张开型载荷于三点弯曲加载的试件上，加载位置 c 决定了 I 型和 II 型两种模式的载荷相对比例：

$$\frac{G_I}{G_{II}} = \frac{4}{3} \left(\frac{3c-L}{c+L} \right)^2, \quad c \geq \frac{L}{3} \quad (2)$$

由式(2)计算可得，当 G_I/G_{II} 分别为 1/3、1 以及 7/3 时， c 分别取 29.5 mm、42.4 mm 以及 66.1 mm。

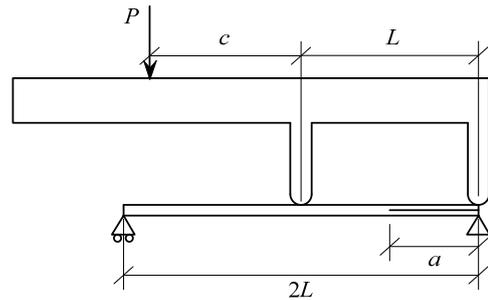


图 11 MMB 试验示意图

Fig.11 MMB test setup

针对文献[16]中的缝线 Kevlar80 增强层合板 G0926/RTM6 的 MMB 试验建立有限元模型，如图 12 所示。加载杠杆采用离散刚体单元模拟。层合板采用连续壳单元 SC8R 模拟，使用 Hashin 准则判断层合板的失效，材料属性见表 3。

表 3 层合板 G0926/RTM6 力学性能^[19]

Table 3 Mechanical properties of G0926/RTM 6

E_{11}/MPa	E_{22}/MPa	ν	G_{12}/MPa	$X_T=Y_T/MPa$	$X_C=Y_C/MPa$	S/MPa
60000	60000	0.05	4300	860	700	100

层间界面由无厚度的 Cohesive 单元 COH3D8 模拟，与上下层合板单元共节点，取单元尺寸 $0.75 \text{ mm} \times 0.75 \text{ mm}$ 、 $0.5 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ 以及 $0.25 \text{ mm} \times 0.25 \text{ mm}$ 建立模型进行网格敏感性分析，计算结果的误差不超过 1%，故确定模拟层间界面的 Cohesive 单元的尺寸为 $0.5 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ ，性能参数列在表 4 中。强度 T_N 、 T_S 根据试验研究结果取基

体强度的 75%~80%^[20]；初始刚度 k_C 由基体厚度方向弹性模量 E_{33} 以及界面厚度 t_c (G0926 层合板在预制裂纹时,在裂纹面上植入了厚 13 μm 的 Teflon 层,故取 $t_c=13 \mu\text{m}$)确定^[21]:

$$k_C = \frac{E_{33}}{t_c} \quad (3)$$

其中,层间 I 型、II 向型断裂能 G_N 、 G_S 分别由 DCB、ENF 试验确定^[16]。

表 4 模拟层间界面的 Cohesive 单元力学性能参数^[15-16]

Table 4 Parameters used in the Cohesive element for the laminate

T_N/MPa	T_S/MPa	$k_C/(\text{N}/\text{mm}^3)$	$G_N/(\text{N}/\text{mm})$	$G_S/(\text{N}/\text{mm})$	η
65.25	69.6	22308	0.853	1.605	1.3

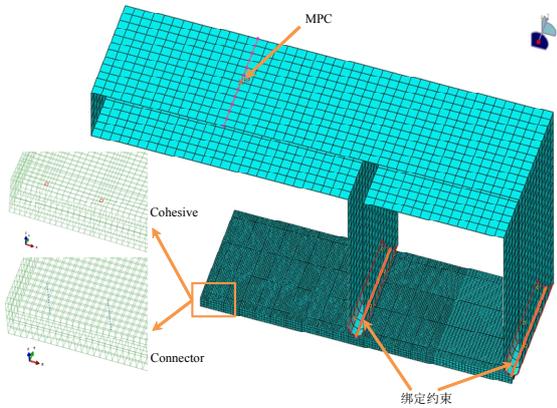


图 12 缝线增强层合板 MMB 试验有限元模型

Fig.12 The FEM of the stitched laminate under the MMB test

采用 BK 准则判断混合模式下的损伤扩展^[22]参数 η 由 MMB 试验测得不同混合模式下的断裂能数据^[16]拟合得到: $\eta=1.3$ 。

采用离散 Cohesive 单元模拟缝线时,将层间界面 Cohesive 层中缝线所在位置的单元赋以 2.3 节中计算得到的缝线桥联性能,如表 5 所示。刚度 k_N 和 k_S 分别取图 10(a)、图 10(b)中 $m=1000$ 和 $m=0$ 时的桥联应力-位移曲线应力上升段的斜率,强度 T_N 和 T_S 分别取应力峰值。单元的混合模式损伤扩展准则通过输入混合模式比 G_S/G_C 和总断裂能 G_C 来定义,如表 2 所示。缝线 Cohesive 单元的尺寸为 $0.288 \text{ mm} \times 0.288 \text{ mm}$,其面积与缝线截面积一致。

表 5 模拟缝线的 Cohesive 单元性能

Table 5 Parameters used in the Cohesive element for the stitch

$k_N/(\text{N}/\text{mm}^3)$	$k_S/(\text{N}/\text{mm}^3)$	T_N/MPa	T_S/MPa
13623	2356	1613	1158

采用 Connector 模拟缝线时,Connector 类型选择 Cartesian,则可以编辑两个节点之间在三个平动

方向上的力-位移关系。Connector 属性的赋值与 Cohesive 单元类似,弹性阶段的刚度 k_3 和 k_1 分别取图 10(a)、图 10(b)中桥联力上升段的斜率,损伤起始载荷 P_3 和 P_1 分别取桥联力峰值,纯 I 型、II 型断裂能 G_3 和 G_1 分别取两条曲线下的面积,如表 6 所示。

表 6 模拟缝线的 Connector 属性参数

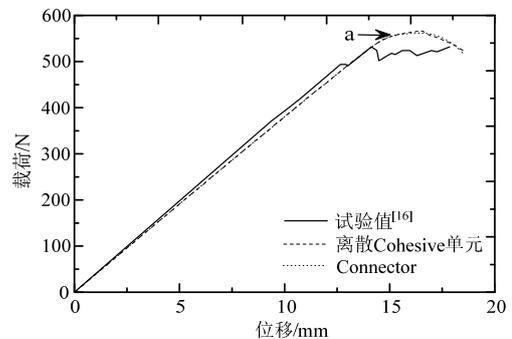
Table 6 Parameters used in the Connector for the stitch

$k_3/(\text{N}/\text{mm})$	$k_1/(\text{N}/\text{mm})$	P_3/N	P_1/N	$G_3/(\text{N} \cdot \text{mm})$	$G_1/(\text{N} \cdot \text{mm})$
1130.1	195.3	133.8	96.4	52.8	23.6

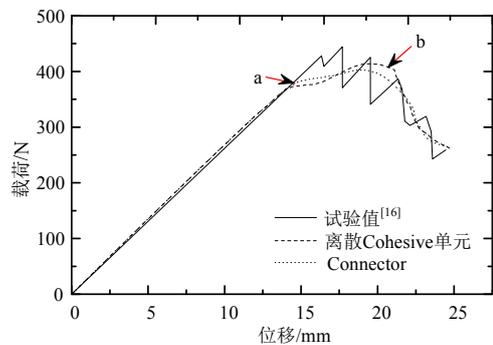
在 MMB 试验装置中加载杠杆的两个圆弧面粘结在层合板的上表面上,并且在整个加载过程中相对静止,故在模型中的两个圆弧面与层合板上表面接触线之间建立绑定约束(Tie),使其位移连续,如图 12 所示。边界条件如图 11 所示。位移载荷施加在参考点上,通过多点约束(MPC)传递到不同位置的加载线上,以控制混合模式比。

3.2 比较与验证

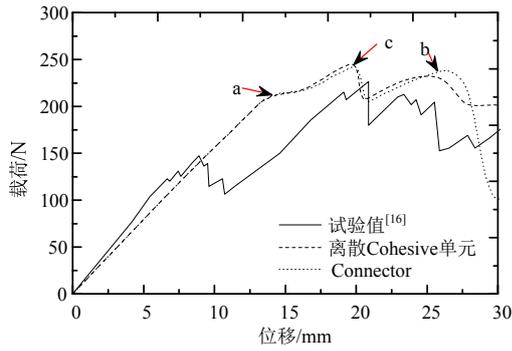
MMB 的有限元计算结果与文献[16]试验结果的对比如图 13 所示。可以看出,在三种混合模式下,离散 Cohesive 单元与 Connector 的模拟方法的结果均较为一致,试件极限载荷的误差为 0.64%~2.71%;有限元计算结果与实验结果也能够较好吻合,极限载荷误差小于 10%。



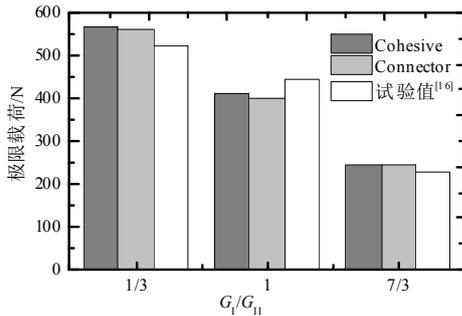
(a) $G_I/G_{II}=1/3$ 时的载荷-位移曲线



(b) $G_I/G_{II}=1$ 时的载荷-位移曲线



(c) G_I/G_{II} = 7/3 时的载荷-位移曲线



(d) 极限载荷对比

注: a 为层间界面开始失效; b 为缝线失效; c 为层合板失效

图 13 缝线增强层合板 MMB 试验有限元与试验结果对比
Fig.13 FEM calculation results vs. test results of stitched laminate under the MMB test

出于显示效果的考虑,通过离散 Cohesive 单元

的损伤云图分析模型的损伤行为与破坏模式。在混合模式比 G_I/G_{II} 为 1/3 的情况下,达到最大载荷时仅模拟层间界面的 Cohesive 单元出现损伤,如图 14(a)所示(SDEG=0,未出现损伤;SDEG=1,完全失效);在 G_I/G_{II} 为 1 的情况下,层间界面首先出现损伤,载荷一度不再上升,直到损伤扩展到缝线,载荷在缝线的桥联作用下继续上升直到缝线出现损伤,如图 14(b)所示;在 G_I/G_{II} 为 7/3 的情况下,继层间界面出现损伤、缝线开始承载之后,层合板发生弯曲破坏,载荷达到最大值后下降,但由于缝线的桥联作用起到了抑制分层的作用,载荷再次上升直到第一排缝线完全失效,如图 14(c)所示(HSNFTCRT=1,完全失效)。另外注意到,在三种混合模式比下,沿裂纹扩展方向,不同排次的缝线表现出不同的损伤程度,这也与文献[16]试验中使用 X 射线观测到的结果一致。

以混合模式 G_I/G_{II} 为 1/3 和 1 时为例,两种有限元模型的计算的初始步长与最大步长都是一致的,比较其计算时间可以发现 Connector 模型的计算效率高于离散 Cohesive 单元模型,如表 7 所示。这可能是由于离散 Cohesive 模型中的 Cohesive 层包含了两种不同属性的单元,引起了应力与应变的不连续,进而导致了迭代步数的增加和计算时间的延长。

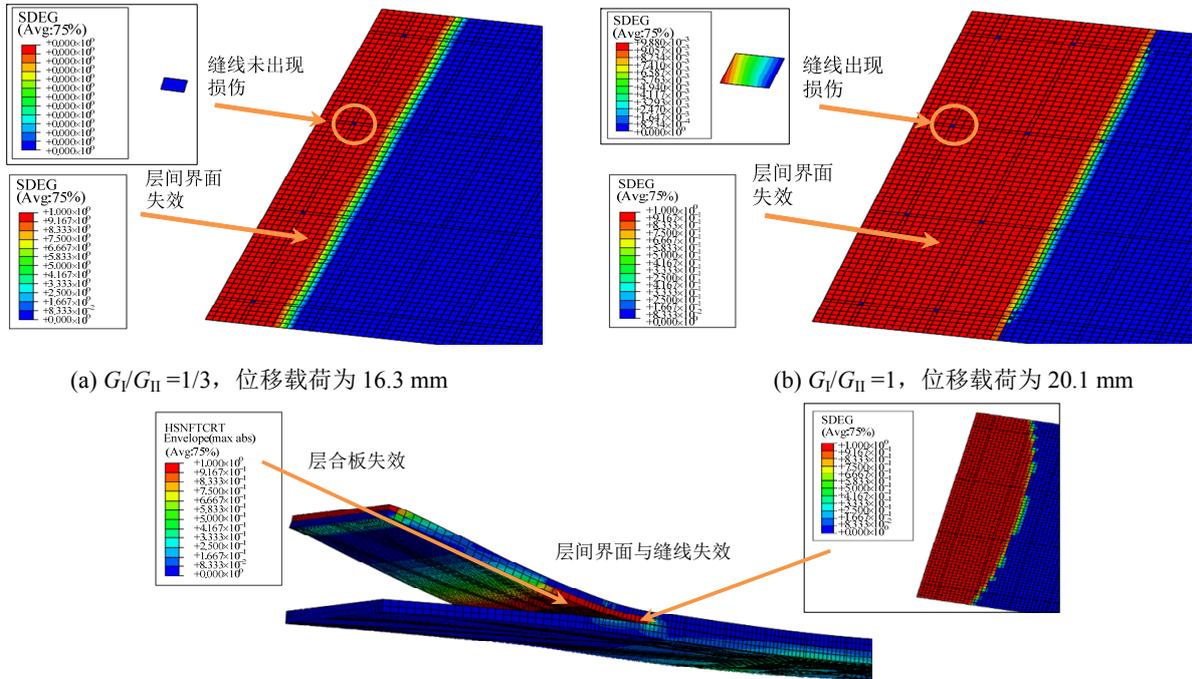


图 14 缝线增强层合板 MMB 试验有限元模型损伤云图
Fig.14 Damage of the stitched laminate under the MMB test

表7 离散 Cohesive 模型与 Connector 模型计算效率对比
Table 7 Comparison on calculation efficiency between the discrete Cohesive model and the Connector model

G_I/G_{II}	CPU 时间/s	
	Cohesive	Connector
1/3	25952	12055
1	44112	17443

4 结论

本文对文献[10—12]中混合模式下单根缝线桥联作用的微分几何模型进行了参数分析, 计算结果显示: 缝线的断裂能随缝线直径 d 以及固化后拉伸强度 S_t 的增加而提高; 另外, 当缝线在层合板表面断裂时, 缝线缝合角度 φ 、层合板上部厚度 h 和挤压强度 σ_n 的增加均能提高断裂能; 但是当 h 、 φ 和 σ_n 过大时, 缝线的断裂位置发生改变, 当缝线在裂纹面断裂时, 缝线的断裂能不再随着 h 、 φ 和 σ_n 的增加而上升。

以上述模型计算得到缝线桥联曲线后, 将其作为输入参数, 分别建立离散 Cohesive 单元模型与 Connector 模型, 并对缝线增强层合板的 MMB 试验进行了有限元分析, 二者得到了较为一致的结果, 且均能与文献[16]的实验结果较好地吻合。在保证计算精度的前提下, Connector 模型具有以下三个优点:

(1) Connector 模型具有较高的计算效率。

(2) 对于离散 Cohesive 单元, 需要计算混合模式下的桥联曲线来定义混合模式损伤扩展准则; 而对于 Connector 模型只需要纯 I 型、II 型模式下的桥联曲线作为输入参数。

(3) 对于直径不同的缝线, 离散 Cohesive 单元模型需重新划分网格, 以保证模拟缝线的单元面积与缝线截面积相等, 并重新计算桥联曲线定义其本构模型; 而对于 Connector 模型, 则只需重新定义其本构模型即可, 模型前处理效率高。

参考文献:

[1] Jain L K, Mai Y W. On the effect of stitching on mode I delamination toughness of laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 1994, 51(3): 331—345.
[2] Robinson P, Das S. Mode I DCB testing of composite laminates reinforced with z-direction pins: A simple model for the investigation of data reduction strategies [J].

Engineering Fracture Mechanics, 2004, 71(3): 345—364.
[3] Byrd L W, Birman V. The estimate of the effect of Z-pins on the strain release rate, fracture and fatigue in a composite co-cured Z-pinned double cantilever beam [J]. Composite Structures, 2005, 68(1): 53—63.
[4] Grassi M, Zhang X. Finite element analyses of mode I interlaminar delamination in z-fibre reinforced composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(12): 1815—1832.
[5] Toral Vazquez J, Castanié B, Barrau J J, et al. Multi-level analysis of low-cost Z-pinned composite joints: Part 2: Joint behaviour [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2011, 42(12): 2082—2092.
[6] Allegri G, Zhang X. On the delamination and debond suppression in structural joints by Z-fibre pinning [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(4): 1107—1115.
[7] Bianchi F, Zhang X. A cohesive zone model for predicting delamination suppression in z-pinned laminates [J]. Composites Science and Technology, 2011, 71(16): 1898—1907.
[8] Bianchi F, Zhang X. Predicting mode-II delamination suppression in Z-pinned laminates [J]. Composites Science and Technology, 2012, 72(8): 924—932.
[9] Bianchi F, Koh T M, Zhang X, et al. Finite element modelling of Z-pinned composite T-joints [J]. Composites Science and Technology, 2012, 73(1): 48—56.
[10] Plain K P, Tong L. Traction law for inclined through-thickness reinforcement using a geometrical approach [J]. Composite Structures, 2009, 88(4): 558—569.
[11] Plain K P, Tong L. Experimental validation of theoretical traction law for inclined through-thickness reinforcement [J]. Composite Structures, 2009, 91(2): 148—157.
[12] 叶强. 层合复合材料的粘聚区模型及其应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Ye Qiang. Research on cohesive zone model of laminated composites and its applications [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
[13] Dransfield K A, Jain L K, Mai Y W. On the effects of stitching in CFRPs-I. mode I delamination toughness [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(6): 815—827.
[14] Yue C Y, Padmanabhan K. Interfacial studies on surface modified Kevlar fibre/epoxy matrix composites [J]. Composites Part B: Engineering, 1999, 30(2): 205—217.

(参考文献[15]—[22]转第 256 页)

- Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 796—800. (in Chinese)
- [9] 何开锋, 高铁锁, 江涛. 烧蚀对再入体绕流电子数密度影响的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(1): 57—61.
He Kaifeng, Gao Tiesuo, Jiang Tao. Numerical study for the effects of ablation on electron number densities of flow over reentry vehicles [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 57—61. (in Chinese)
- [10] 徐晓亮, 黄海明, 章梓茂. 烧蚀环境下的圆柱绕流计算模型. 空气动力学学报[J]. 2011, 29(2): 170—176.
Xu Xiaoliang, Huang Haiming, Zhang Zimao. Numerical models for flow past a cylinder in the ablation environment [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 170—176. (in Chinese)
- [11] 王俊, 裴海龙, 王乃洲. 基于再入轨迹和气动热环境的返回舱烧蚀研究[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 80—89.
Wang Jun, Pei Hailong, Wang Naizhou. Research on ablation for crew return vehicle based on re-entry trajectory and aerodynamic heating environment [J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 80—89. (in Chinese)
- [12] Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for ionizing air [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1989, 3(3): 233—244.
- [13] 乐嘉陵. 再入物理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005. 286—293.
Le Jialing. Reentry physics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 286—293. (in Chinese)
- [14] Blottner F G. Prediction of electron density in the boundary layer on entry vehicles with ablation [J]. NASA Special Publication, 1971, 252: 219.
- [15] 姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 71—78.
Jinag Guiqing, Liu Lianyuan. Heat transfer of hypersonic gas and ablation thermal protection [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 71—78. (in Chinese)
- [16] Manocha L M. High performance carbon-carbon composites [M]. India: Sadhana, 2003: 349—358.
- [17] Kim K H, Kim C, Rho O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows i. ausmpw+ scheme [J]. Journal of Computational Physics, 2001, 174(1): 38—80.
- [18] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric Gauss-Seidel method for Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1025—1026.
- [19] MacCormack R W, Candler G V. The computation of hypersonic ionized flows in chemical and thermal nonequilibrium [C]. Reno: 26th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 1988: 512—525.
- [20] Wieting A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge [D]. Hampton VA: NASA, 1987: 58—94.

(上接第 241 页)

- [15] Hobbiebrunken T, Fiedler B, Hojo M, et al. Experimental determination of the true epoxy resin strength using micro-scaled specimens [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(3): 814—818.
- [16] Trabelsi W, Michel L, Othomene R. Effects of stitching on delamination of satin weave carbon-epoxy laminates under mode I, mode II and mixed-mode I/II loadings [J]. Applied Composite Materials, 2010, 17(6): 575—595.
- [17] Kaddour A S, Hinton M J. Input data for test cases used in benchmarking triaxial failure theories of composites [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1011—1022.
- [18] Soden P D, Hinton M J, Kaddour A S. Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates [J]. Journal of Composite Materials, 2012, 46(19/18/20): 2295—2312.
- [19] Perret A, Mistou S, Fazzini M. Global behaviour of a composite stiffened panel in buckling. Part 1: Numerical modeling [J]. Composite Structures, 2011, 93(10): 2610—2618.
- [20] Liu K, Piggott M R. Fracture failure processes in polymers. I: Mechanical tests and results [J]. Polymer Engineering & Science, 1998, 38(1): 60—68.
- [21] Allix O, Blanchard L. Mesomodeling of delamination: Towards industrial applications [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(6): 731—744.
- [22] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439—449.