

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.01.006

张力场对复合材料层板组合梁连接强度的影响

陈 智 曾建江 童明波

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室,南京,210016)

摘要:基于纯剪切方板后屈曲阶段边界受力分析,设计了考虑蒙皮支持刚度的复合材料“工”形层板组合梁试验件,采用对角拉伸加载方式,考察了腹板后屈曲张力场对层板组合梁连接强度的影响,并采用基于黏聚区模型的有限元方法对试验进行了仿真分析,研究了界面的失效过程与机理。研究表明:腹板后屈曲阶段形成的张力场在连接界面上产生附加的剥离载荷,使界面呈现 I/II 型复合受力状态,加速界面破坏;考虑蒙皮支持刚度的剪切试验在腹板发生失稳后使蒙皮产生法向变形,一定程度上减弱了界面剥离载荷的增加,梁结构的破坏载荷略有提高;试验的破坏模式表现为腹板的纤维压缩破坏和缘条-蒙皮界面的 I/II 型复合断裂;黏聚区模型能够很好地模拟复合材料界面的破坏,仿真与试验基本一致。

关键词:复合材料;后屈曲;张力场;连接强度;黏聚区模型

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)01-0036-09

Effect of Tension Field on Joint Strength of CFRP Beam

CHEN Zhi, ZENG Jianjiang, TONG Mingbo

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Based on the analysis of boundary force of the pure-shear square plate in the post-buckling stage, the "I-shaped" composite beam test pieces considering the influence of the stiffness of skin supporting are designed to inspect the effect of post-buckling tension field on joint strength of composite beam by diagonal tensile test, and the finite element model based on cohesive zone model is used to simulate the experiment and study the interface failure process and mechanism. The results show that the delamination field generated in the post-buckling stage of the web significantly increases the delamination load at the interface, which leads to I/II complex stress state and accelerates the interface failure. The shearing test which considering the skin supported stiffness makes the skin form normal deformation after instability in the web, to some extent weakens the increase of the interface delamination load, so that the failure load of the beam slightly increases. The final failure mode is the failure of the web fiber compression and I/II complex fracture of the interface. The cohesive zone model can well simulate the fracture of the interface of the composite. And the simulation is basically consistent with the experiment.

Key words: composite; post-buckling; tension field; joint strength; cohesive zone model

碳纤维增强复合材料(Carbon fiber reinforced plastic, CFRP)由于良好的比强度和比刚度,与金属材料相比具有优异的减重效果,在现今的飞机设计和制造中得到越来越多的应用,范围从操纵面、

基金项目:江苏高校优势学科建设工程(PAPD)资助项目。

收稿日期:2017-10-06; **修订日期:**2018-01-15

通信作者:童明波,男,教授,博士生导师, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn。

引用格式:陈智,曾建江,童明波. 张力场对复合材料层板组合梁连接强度的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(1): 36-44. CHEN Zhi, ZENG Jianjiang, TONG Mingbo. Effect of tension field on joint strength of CFRP beam[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(1): 36-44.

襟翼等次承力结构扩展到机翼与机身蒙皮、梁以及机翼盒段等主承力构件。不同于金属构件之间的钉/铆连接,复合材料部件之间的连接形式一般为共固化、共胶接以及二次胶接等,其带来的影响是:一方面,由于取消了铆钉和螺栓这些连接件,减轻了飞机重量;另一方面,部件之间完全通过界面传递载荷,零部件之间的连接强度成为决定结构件承载能力的主要因素之一。复合材料机翼与尾翼盒段的梁与蒙皮壁板之间一般采用共固化或共胶接的连接工艺,连接界面的破坏会导致整个连接梁或盒段的迅速失效,因此如何评估与分析界面的连接强度成为衡量结构连接性能的关键之一^[1]。

目前研究界面失效的分析方法主要为虚拟裂纹闭合技术(Virtual crack closure technology, VCCT)和黏聚区模型(Cohesive zone model, CZM),与 VCCT 相比,CZM 具有更广泛的适用性。CZM 中表征损伤萌生和扩展的特征参数主要包括黏聚本构、黏聚强度以及临界能量释放率。黏聚强度一般取材料的层间强度,临界能量释放率则由标准断裂韧性试验进行测量。临界能量释放率对界面的失效过程有较大的影响,因此国内外的研究主要集中于不同材料体系界面临界能量释放率的测量与验证^[2-7]。陈普会等^[8]总结了黏聚区模型的研究现状及其在整体复合材料连接界面失效分析中的应用情况,并指出了目前研究中主要存在黏聚模型中黏聚强度的确定、黏聚力的寄生振荡以及网格密度选取和元件连接界面的复杂损伤机理模拟等一系列待解决的问题。尽管标准的断裂韧性试验能够揭示出层间失效的机理,但实际结构蒙皮与腹板连接界面的受力较为复杂,整个连接区会有 I / II / III 型相互耦合的不同受力区,因此在实际应用中仍有一定的难度。

机翼/尾翼蒙皮主要承受气动力和一部分油箱压力,梁缘条与蒙皮连接处会产生较大的面外剥离载荷;梁腹板主要用来承受剪切载荷,剪切载荷超过屈服临界值时,腹板会发生屈曲,屈曲之后的张力场会对梁缘条与蒙皮连接界面产生附加的面外力,加速界面破坏。复合材料层板梁结构的梁缘条与蒙皮之间的连接形式一般为 T 形或 π 形。由于界面拉脱强度远低于剪切强度,因此界面总是首先发生拉脱破坏。现有的研究主要集中于蒙皮与腹板 T 形与 π 形连接的拉脱性能。盛仪等^[9]对静力拉伸载荷下的 T 形接头进行拉伸载荷的试验和仿真分析,分析了接头的断裂行为;朱程燕等^[10]将压电传感和主动 Lamb 波监测技术相结合,研究了拉伸载荷下 T 形接头界面脱黏及扩展过程中的信号特征,并采用 BP 神经网络对信号进行了识别,解

决了界面脱黏的识别问题;赵丽滨等^[11]采用试验和数值模拟的方法对整体复合材料 π 接头进行拉伸载荷下的力学特性研究,提出了复合材料 π 接头力学性能数值模拟的基本假设和方法。近年来,为了改善接头拉脱载荷下的脱黏性能,提出了缝合及 Z-pin 技术。李晨等^[12]研究了缝合方向和缝合密度对复合材料层板面内基本力学性能和失效模式的影响,并结合理论模型分析了缝合参数对层板力学性能的影响机理;朱华东等^[13]采用 ENF 试样研究了缝合复合材料层板的 II 型层间断裂韧性,研究结果表明,缝合降低了层板的初始分层韧性,但对于分层的扩展具有良好的抑制作用;郑锡涛等^[14]针对 Z-pin 增强复合材料层合板开展了断裂韧性试验研究,试验结果表明 Z-pin 能够大幅增加层板的 I 型和 II 型临界应变能释放率;李梦佳等^[15]采用内聚力模型对复合材料 T 形接头 Z-pin 增强下的拉脱和剪切承载能力进行了试验和有限元数值分析,研究结果表明,Z-pin 可以显著增强 T 形接头的拉脱承载能力,但对剪切承载能力的提高不显著。

目前国内针对剪切载荷作用下的复合材料层板梁结构的研究不多,已有的研究^[16]表明梁腹板具有较强的后屈曲承载能力。为了研究国产民机尾翼梁结构在后屈曲阶段工作的可行性,需要进行考虑后屈曲张力场的梁结构连接强度试验与分析。

本文采用对角拉伸试验方法进行复合材料工型层板组合梁剪切强度试验,考察腹板后屈曲阶段张力场对梁结构连接强度的影响,结合黏聚区模型进行有限元分析,研究界面的失效过程和机理。

1 纯剪切方板后屈曲边界受力分析

梁腹板主要用来承受剪切载荷,屈曲后腹板中形成的张力场会引起边界受力的变化。张力场的存在会导致腹板与缘条连接区产生较大的拉伸载荷,并会产生较大的侧向力。对于复合材料,由于取消了连接件,腹板缘条与蒙皮之间的载荷传递完全依靠两者之间的界面,因此界面载荷的准确评估成为梁结构安全可靠的关键因素之一。

1.1 材料与模型

本文针对实际结构中所使用的复合材料,建立 200 mm \times 200 mm 的方板模型,如图 1 所示,分析其在纯剪切载荷作用下屈曲前后的边界受力及变化。所选复合材料体系为 977-2/IMS-194 单向带,固化后单层厚度为 0.188 mm,纤维体积含量为 57.61%,单层板刚度强度性能如表 1 所示。方板铺层为 $[\pm 45/0/\pm 45/90/\pm 45]_s$,共 16 层,总厚度为 3.008 mm。载荷为四边纯剪载荷,大小为

1 000 N/mm;边界条件包含四边简支(4S)和四边固支(4C),用以覆盖实际的弹性支持边界;复合材料的初始破坏采用 Hashin 准则。

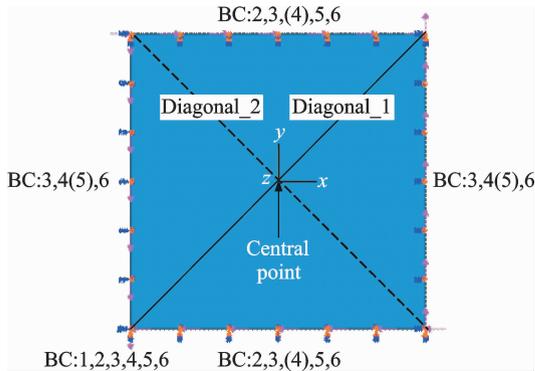


图 1 纯剪切方板模型

Fig. 1 Pure-shear square plate model

表 1 977-2/IMS-194 单向带力学性能

Tab. 1 977-2/IMS-194 unidirectional tap mechanical properties

Stiffness	Value/ GPa	Strength	Value/ MPa	Fracture toughness ($J \cdot m^{-2}$)	Value/ MPa
E_{11}	175	X_t	2 737	G_{IC}	501
E_{22}	8.05	X_c	1 585	G_{IIC}	737
G_{12}	4.34	Y_t	86.4		
		Y_c	212.8		
ν_{12}	0.32	S_{12}	110.9		
		S_{23}	108		

对有限元模型进行的后屈曲分析中,首先进行线性特征值屈曲分析求得屈曲模态及屈曲载荷,在特征值分析的基础上,将一阶屈曲模态对应的单位正则化位移场乘以初始缺陷因子(一般为壳体厚度的 1%)作为初始缺陷引入模型,进行考虑几何非线性的后屈曲静力分析。

1.2 分析结果

线性特征值分析得到的结果为:四边简支边界条件下的屈曲载荷为 370.36 N/mm,四边固支边界条件下的屈曲载荷为 524.74 N/mm,约为简支的 1.4 倍;屈曲模态如图 2 所示。简支边界条件下的屈曲波形与四边固支相比具有更小的梯度,且在主对角线(Diagonal_1)两端直达板的边界;而固支边界条件下,由于较强的边界影响,在主对角线两侧还产生两个较小的屈曲半波。

在线性特征值分析的基础上进行非线性静力分析,得到的剪切载荷与板中心点的挠度曲线如图 3 所示。在初始段,随着载荷的增加,中心点挠度没有明显增加;但随着屈曲点的临近,曲线在屈曲载荷附近迅速偏转,并以近乎双曲线的构型逐步增加,中心点挠度增加迅速;但在达到某一特定值时,简支边界条件下约为 648 N/mm,固支边界条件下

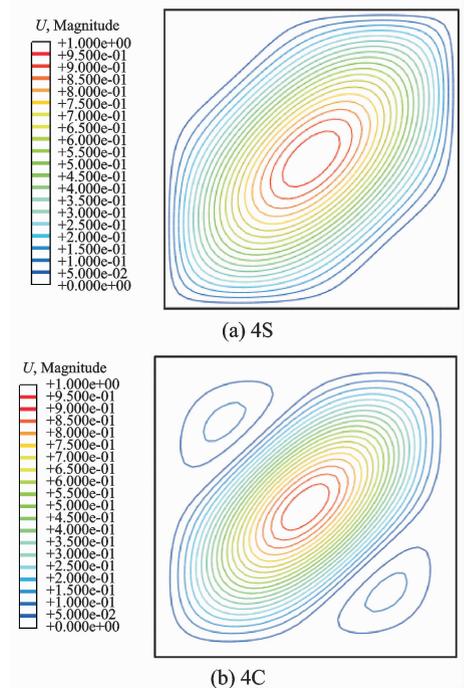


图 2 纯剪切方板屈曲模态

Fig. 2 Pure shear plate buckling mode

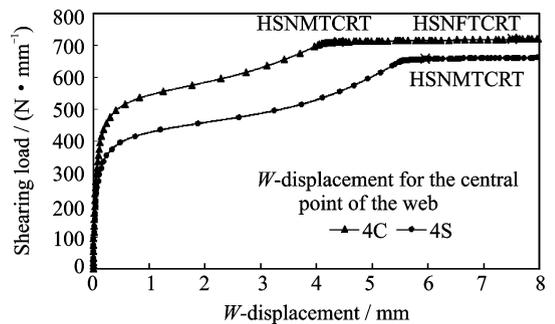


图 3 纯剪切方板剪切载荷与中心点挠度曲线

Fig. 3 Shearing load and center point deflection curves of pure-shear plate

约为 700 N/mm,屈曲载荷不再显著增加,基本保持恒定,但中心点挠度持续增加,直至发生基体的拉伸破坏以及纤维的压缩破坏。

对比简支边界与固支边界的曲线,可得

(1) 简支边界下,方板具有最低的屈曲载荷和破坏载荷;

(2) 尽管固支边界的屈曲载荷最高,但其发生初始基体拉伸破坏时中心点挠度最小。

在实际使用条件下的边界支持介于简支与固支之间,因此实际的载荷-挠度曲线基本介于简支与固支曲线所包含的区域。

非线性静力分析中,选取方板最上部沿着 x 轴方向的边界进行支反力研究,该条边界位于蒙皮与腹板的交线位置,传递与蒙皮之间的载荷。方板发生屈曲前后的边界支反力变化如图 4 所示,包括 y 轴方向支反力 RF2 以及 z 轴方向支反力 RF3,例如 RF2_375 代表剪切载荷为 375 N/mm 时的支

反力 RF2。

从图 4 简支与固支边界条件下上部边界屈曲点前后的支反力变化曲线的对比,可得如下结论:

(1) 对于板平面内 y 方向支反力 RF2 的分布,四边简支与四边固支具有显著的构型差异。四边简支的 RF2 分布具有明显的双峰单谷构型,且在远离主对角线一侧的峰值更高,波谷基本位于边界的中部;四边固支的 RF2 分布则呈现单峰单谷构型,波峰及波谷位置分别距左右边界 1/4 左右,但波谷附近的载荷分布较波峰附近更为平坦。

(2) 对于垂直于板平面沿着 z 轴方向支反力 RF3 的分布,四边简支与四边固支构型基本一致,均为近似正弦曲线;但在两侧端部有显著差异,两

者曲线的左侧远离主对角线一端均产生一段负值区,差别在于四边固支的受压范围更大,四边简支左侧负值区约占总长度的 10%,而四边固支则占 17.5%;在靠近主对角线一侧,四边简支均为负值,且随着载荷的增加,支反力 RF3 逐渐增加,但四边固支边界条件在仅靠右端部会产生一较小范围的正值区,该区域范围约占总长度的 7.5%。

(3) 从两种边界条件下不同剪切载荷的支反力大小变化来看:对四边简支来说,从 415 N/mm 开始,支反力迅速升高;而对于四边固支,这一值为 515 N/mm。因此,可以将这两个值作为非线性计算中的屈曲载荷。对比线性特征值屈曲分析的计算结果,非线性屈曲载荷包含于线性屈曲载荷(370~525 N/mm)之内,线性特征值屈曲分析偏于保守与安全。

方板在剪切载荷作用下达到屈曲之后,后续的载荷由张力场继续承受,张力角基本为 45° 。张力场在四边的边界上产生附加的拉伸应力,并且由于板在厚度方向产生鼓包,在边界上同时产生垂直于板厚度方向的载荷,产生扭矩,因此在后屈曲阶段,梁腹板与蒙皮的界面处呈现的是 I/II/III 型复合受力状态,且应力状态沿着长度方向不断变化。

在方板模型中上下边界采用的是刚性边界,边界在加载过程中不会沿竖直方向平移或弯曲,而实际使用中,梁或者桁条具有一定的弯曲刚度和扭转刚度,在张力场作用下会产生变形。为了考虑实际使用中复合材料多梁结构的支持刚度对梁连接强度的影响,设计了一组考虑梁缘条刚度和蒙皮支持刚度的剪切载荷下连接强度试验件,得到梁结构的连接强度,验证后屈曲张力场对梁连接强度的影响。

2 试 验

2.1 试验件

试验件的几何构型如图 5 所示,蒙皮宽度为 160 mm,腹板段长度为 200 mm,上下蒙皮间高度为 200 mm,腹板缘条宽度为 60 mm。蒙皮铺层为

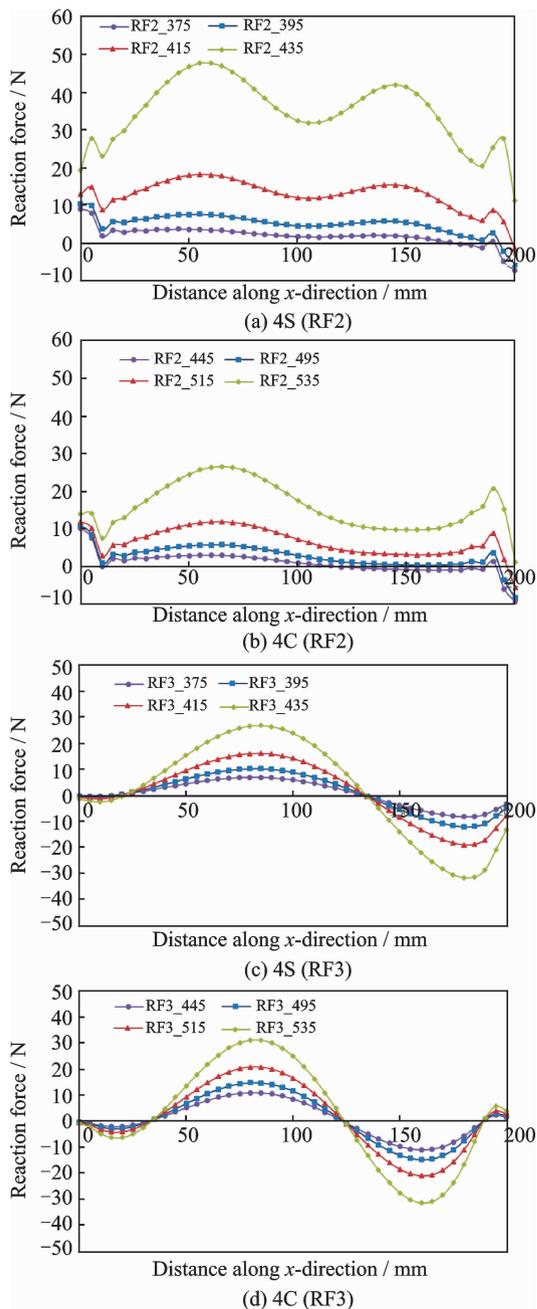


图 4 上部边界屈曲点前后支反力变化曲线

Fig. 4 Reaction force curves on upper boundary before and after the buckling points

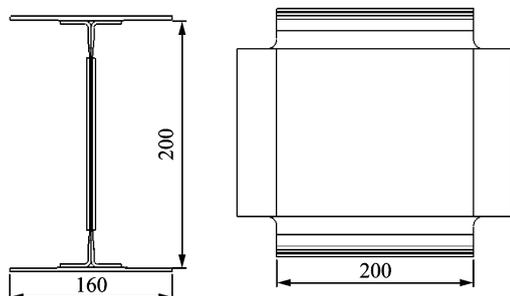
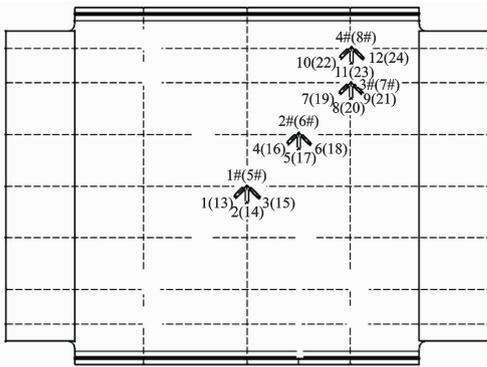


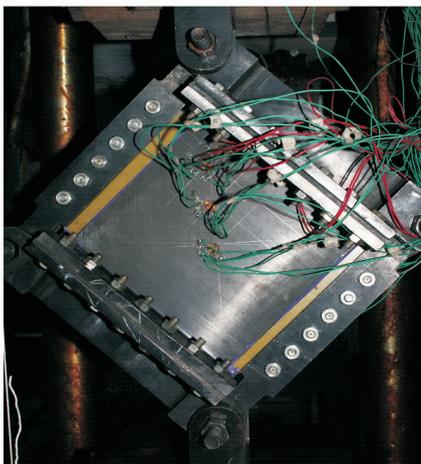
图 5 试验件几何构型

Fig. 5 Test piece geometry

$[\pm 45/0_2/45/0_2/-45/90]_s$,共 18 层;腹板铺层为 $[\pm 45/0/\pm 45/90/\pm 45]_s$,共 16 层。腹板与蒙皮通过 T 形接头共固化工艺进行连接。为了进行对角拉伸载荷的施加,在侧边延伸出两段加载边,并在两侧黏贴补强片。试验件的应变片布置如图 6 所示,应变片在腹板两面采用对片布置,用以识别腹板屈曲;沿对角线布置 4 个应变花,用以测量应变场。应变片编号 1~12 与 13~24 分别位于腹板两侧,1# 应变花位于试验件中心,1#、2# 与 3# 应变花之间的纵横间距均为 30 mm,4# 应变花位于 3# 正上方,纵向间距 20 mm。1# 通道沿着载荷加载方向,定义为 0° ,2 号定义为 45° ,3 号定义为 90° ,以此类推。试验件的装夹方式如图 6(b) 所示,通过自行设计的夹具采用对角拉伸实现剪切载荷的施加,夹具与试验件之间通过螺栓进行传载。试验加载速率为 2 mm/min,逐步加载到试验件破坏,试验过程中每 10 kN 记录一次应变值,绘制应变-载荷曲线。



(a) Location of the strain gauges



(b) Clamping type

图 6 试验件安装与应变测量

Fig. 6 Test piece installation and strain measurement

梁腹板与蒙皮之间的界面在对角拉伸加载形式下存在两种力:剥离力和剪力。剥离力的来源包括:

(1) 采用对角拉伸加载进行剪切载荷施加的

试验方法本身就会产生剥离力;

(2) 试验夹具在蒙皮两侧的载荷施加点与蒙皮平面存在一定程度的偏心,因此在四个角点处会产生附加的剥离力,剥离力的大小取决于载荷偏心的程度;

(3) 腹板屈曲之后的张力场状态会在界面处产生额外剥离力,导致界面的复合破坏。

2.2 试验结果

试验件数量一共 5 件,试验结果如表 2 所示, F 为破坏载荷, AV 为均值, CV 为离散系数。

表 2 试验件破坏载荷

Tab. 2 Damage load of test pieces

Number of specimens	1	2	3	4	5
F/kN	194	203	195	198	215
AV/kN	201				
$CV/\%$	4.3				

试验段的尺寸为 200 mm \times 200 mm,蒙皮与腹板缘条的界面宽度为 60 mm,因此可求得试验件破坏时蒙皮传递给连接界面的平均剪力为 710.75 N/mm,略高于方板模型四边固支分析的 700 N/mm。层板组合梁腹板-蒙皮界面的名义剪切强度为 11.84 MPa。

(1) 破坏模式

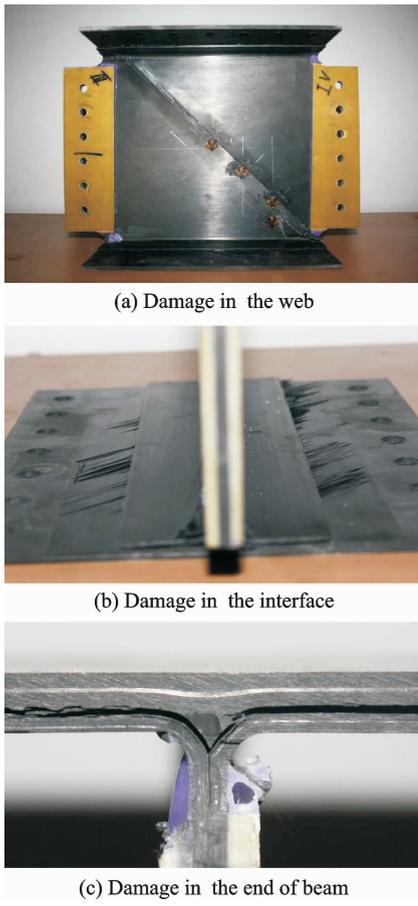
层板组合梁在破坏前发生了腹板的屈曲,破坏路径基本沿着对角线方向,如图 7(a) 所示;界面破坏基本属于瞬间发生,没有观察到明显的缓慢扩展行为,破坏时沿长度方向贯穿整个 T 形连接区,并存在一定程度的纤维桥联现象,如图 7(b) 所示;从端部破坏形式可以看出在 T 形连接区存在一定程度的拉伸载荷,使整个界面呈现 I/II 型混合断裂模式,如图 7(c) 所示。

(2) 屈曲载荷与破坏载荷

为了监测腹板屈曲状态,布置的应变片应变-载荷曲线如图 8 所示。

各应变测点 0° 和 90° 应变片的应变分布在腹板屈曲之前基本呈现对称分布,1#~3# 的 45° 方向应变片的应变基本保持在 0 附近,如图 8(a) 所示,表明在 1#~3# 应变花所覆盖的范围内 (120 mm \times 120 mm) 基本保持了纯剪切的应变场。对于 4# 应变花,其 45° 方向应变片随着载荷的增加持续上升,表明该点已经位于边界影响区,不再保持为纯剪切状态。

0° 和 90° 方向应变片在腹板失稳之前基本保持为线性状态,而 45° 方向应变片则表现出一定程度的浮动,浮动原因为 45° 方向应变片与表层纤维方向呈现一定程度的夹角。测定屈曲载荷主要依赖



(a) Damage in the web

(b) Damage in the interface

(c) Damage in the end of beam

图 7 试验件破坏模式

Fig. 7 Damage modes of test piece

于受压方向的应变片(90°方向),从图 8(c)的应变-载荷曲线分叉点可以得出试验件的失稳载荷约为 170 kN,换算成剪力即为 601 N/mm。

3 有限元仿真

3.1 黏聚区模型及破坏准则

现有比较成熟的模拟分层或脱黏破坏的方法包括 VCCT 和 CZM 等。VCCT 需要预制裂纹,网格需要细分;而基于 CZM 的 cohesive 单元不仅能预测裂纹的萌生,而且还能进行裂纹的扩展分析,因此成为如今应用最多的分析手段之一。本文采用 ABAQUS 软件的三维 cohesive 单元进行界面性能的计算,采用二次名义应力准则判定损伤起始, B-K 混合能量准则进行损伤演化。

二次名义应力准则的表达式如下

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

当各个方向应力比的平方和达到 1 时,损伤起始。

B-K 准则的原始表达式如下

$$G_{TC} = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{G_{II}}{G_T} \right)^m$$

式中: G_{TC} 为总临界应变能释放率; G_T 为总应变能释放率; G_{IC} 和 G_{IIC} 为别为 I 型和 II 型临界应变能

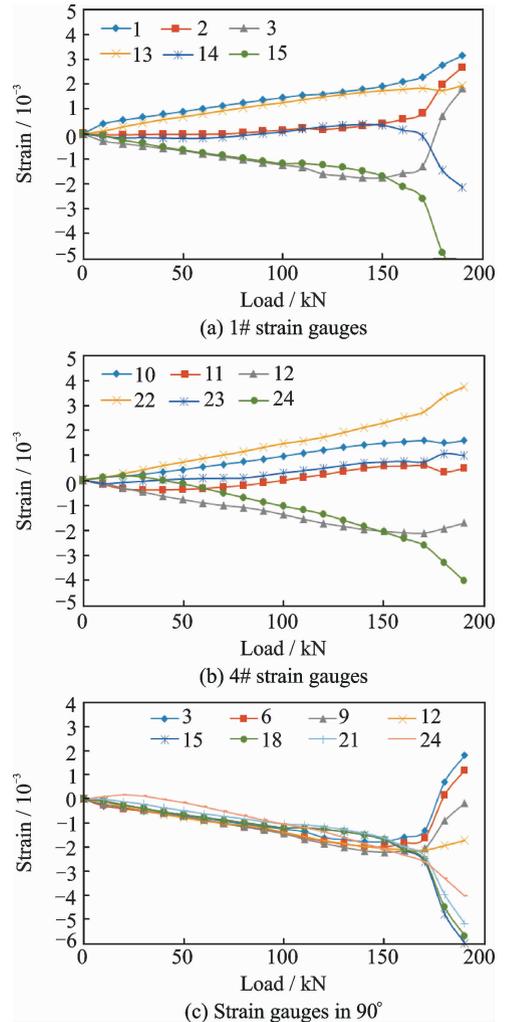


图 8 应变-载荷曲线

Fig. 8 Strain-load curves

释放率; m 为分层初始和扩展的半经验指数。

如果考虑 III 型破坏,则 B-K 准则如下

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left\{ \frac{G_s}{G_T} \right\}^\eta$$

式中: $G_s = G_s + G_t$, $G_T = G_n + G_s$ 。

基于能量的线性损伤折减算法如图 9 所示。针对每一种失效形式的能量 G^C 均由图中 OAC 所包围的面积求得。A 点为损伤起始点,损伤后如 B 点,损伤区域的卸载沿着线性路径(BO)回到起始点 O,重新加载也会沿着相同路径(OB)回到 B 点。

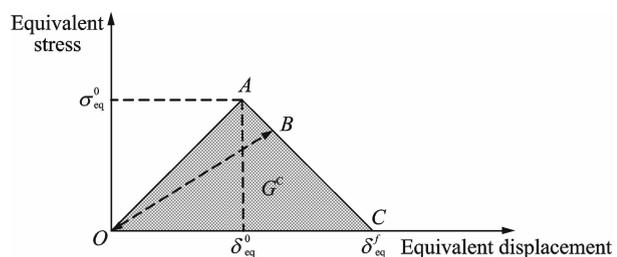


图 9 基于能量的线性损伤折减

Fig. 9 Linear damage reduction based on energy

层板破坏采用 Hashin 准则进行损伤起始判定,采用基于能量的线性折减进行损伤扩展。

纤维拉伸模式 ($\sigma_{11} \geq 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1$$

纤维压缩失效模式 ($\sigma_{11} < 0$) 为

$$\frac{|\sigma_{11}|}{X_c} = 1$$

基体拉伸失效模式 ($\sigma_{22} \geq 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1$$

基体压缩模式 ($\sigma_{22} < 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1$$

3.2 有限元模型

本文采用 cohesive 单元(COH3D8)在整个蒙皮与腹板的连接区进行界面性能模拟,单元厚度 0.05 mm;蒙皮及腹板均采用 4 节点减缩积分壳单元(S4R),网格尺寸为 5 mm。夹具与试验件之间的传载采用多节点约束(Multi-point constraints, MPC)进行施加,MPC 类型为梁约束,用以传递力和弯矩,其中 RP-1 为加载点,RP-2 为固定点,在两个参考点上施加边界条件,分别释放 RP-1 点的加载方向平动及绕 z 轴的转动自由度,对于 RP-2 仅释放绕 z 轴的转动自由度,加载示意图如图 10 所示。

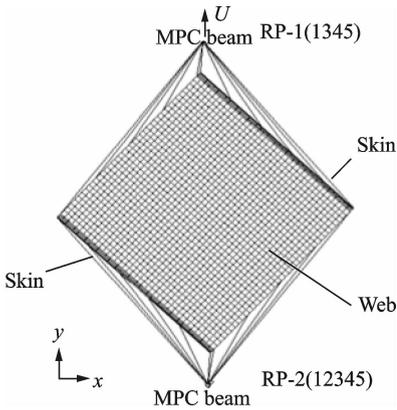
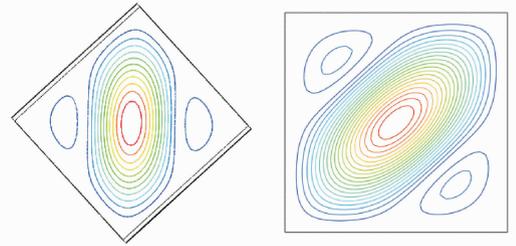


图 10 有限元模型加载

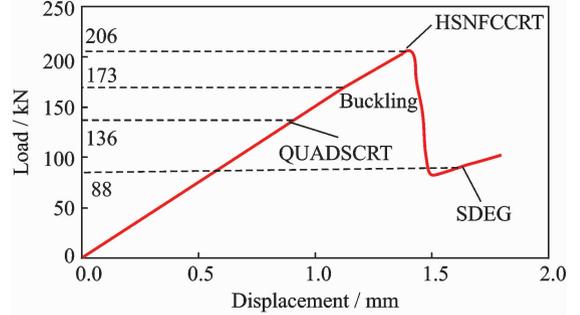
Fig. 10 Finite element model loading

3.3 仿真结果

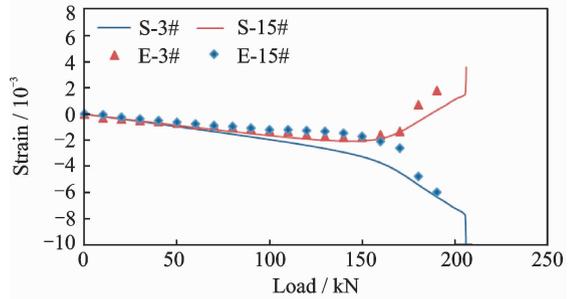
特征值分析的一阶屈曲模态如图 11 (a) 所示,其对应的屈曲载荷为 173.4 kN(试验值约为 170 kN),并且分析得到的屈曲模态与四边固支的更为接近,表明在实际的结构中支持效果近似为固支;非线性静力分析得到的后屈曲载荷-位移曲线如图 11(b)所示,QUADSCRT 为界面二次应力准则的初始破坏点,对应的载荷为 136 kN,HSNFC-



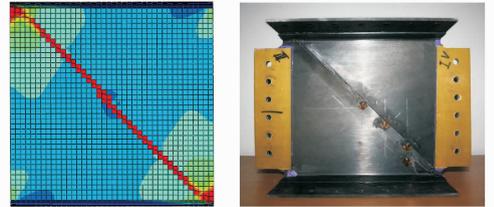
(a) 1st mode of buckling



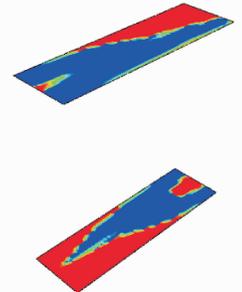
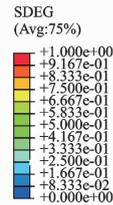
(b) Load-displacement curve



(c) Comparison of measurement and test strain in center point



(d) Fiber compression destruction mode of simulation and experiment



(e) Interface damage

图 11 有限元仿真结果

Fig. 11 Finite element simulation results

CRT 为纤维压缩初始破坏点(载荷-位移曲线的最高点),对应的载荷为 206 kN(试验值为 201 kN),即纤维的压缩破坏控制了整个试验件的强度;图 11 (c)为试验件中心点即 1# 应变花位置的 90° 方

向应变片的仿真值(S-3#与S-15#)与试验值(E-3#与E-15#)对比,从图中可以看出,仿真与试验的分叉点载荷基本相同,有限元模型基本能够代表试验件进行性能计算。最终整个有限元模型的破坏形式如图 11(d,e)所示,仿真模型的断裂面基本与试验件相同。

4 结 论

(1) 剪切载荷作用下,腹板后屈曲形成的张力场导致蒙皮-缘条连接界面产生附加的剥离载荷,使界面受力由 II 型剪切状态转变为 I/II 型复合状态,加速了界面破坏,导致层板组合梁连接强度的降低。

(2) 考虑蒙皮支持刚度的剪切试验表明,腹板破坏载荷比完全刚性边界的分析结果略有提高;最终腹板的纤维破坏和界面的分离在试验观测上基本同时发生,表明在腹板发生初始失效之后,载荷迅速转移到蒙皮-缘条连接界面,使界面拉脱载荷迅速增加。

(3) 有限元仿真结果与试验结果基本一致,屈曲载荷和破坏载荷与试验值的误差在 2.5% 以内,黏聚区模型的引入能够有效地模拟蒙皮与腹板之间的界面破坏。

因此,复合材料层板组合梁在腹板发生初始屈曲后仍具有一定的承载能力,为了进一步减轻结构重量,应该允许梁腹板进入后屈曲。但具体使用的限制载荷应与梁腹板与蒙皮接头的连接强度和疲劳强度协同考虑,以避免过早发生界面的剥离。最优的设计应使得腹板纤维破坏与界面破坏同时发生。

参考文献:

- [1] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011:77-113.
- [2] NEEDLEMAN A. A continuum model for void nucleation by inclusion debonding [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1987, 54:525-531.
- [3] NEEDLEMAN A. An analysis of decohesion along an imperfect interface [J]. *International Journal of Fracture*, 1990, 42:21-40.
- [4] FRANCESCO P, GIUSEPPE M, GUIDO B. A thermodynamically consistent cohesive-frictional interface model for mixed mode delamination [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2016, 153:61-79.
- [5] HASSAN H A, EL-SHABASY A B, LEWANDOWSKI J J. The effect of mixed mode I/II on the

fracture toughness and fracture behavior of nanostructured metal matrix composites [J]. *Materials Science & Engineering A*, 2013, 559:897-901.

- [6] 矫桂琼,高健,邓强. 复合材料的 I 型层间断裂韧性 [J]. *复合材料学报*, 1994, 11(1):113-118.
JIAO Guiqiong, GAO Jian, DENG Qiang. Mode I interlaminar fracture toughness of composite [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 1994, 11(1):113-118.
- [7] 叶强,陈普会. 复合材料黏聚区模型的强度参数预测 [J]. *固体力学学报*, 2012, 33(6):566-573.
YE Qiang, CHNE Puhui. Prediction on the strength parameters of cohesive zone model for simulation composite delamination [J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2012, 33(6):566-573.
- [8] 陈普会,柴亚南. 整体复合材料结构失效分析的黏聚区模型 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(4):442-446.
CHEN Puhui, CHAI Yanan. Cohesive zone model for failure analysis of integrated composite structures [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, 40(4):442-446.
- [9] 盛仪,熊克,卞侃,等. 拉伸状态下碳纤维复合材料 T 型接头的断裂行为 [J]. *复合材料学报*, 2013, 30(6):185-190.
SHENG Yi, XIONG Ke, BIAN Kan, et al. Fracture behavior of carbon fiber T-joints under tensile load [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(6):185-190.
- [10] 朱程燕,熊克,卞侃,等. 碳纤维复合材料 T 型接头的脱黏损伤监测实验 [J]. *复合材料学报*, 2012, 29(6):237-242.
ZHU Chengyan, XIONG Ke, BIAN Kan, et al. Experiment on disband detection on CFRP T-joint [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(6):237-242.
- [11] 赵丽滨,彭雷,张建宇,等. 复合材料 π 接头拉伸力学性能的试验和计算研究 [J]. *复合材料学报*, 2009, 26(2):181-186.
ZHAO Libin, PENG Lei, ZHANG Jianyu, et al. Experimental and numerical research on mechanics performance of composite π joint under tensile loading [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(2):181-186.
- [12] 李晨,许希武,汪海. 缝合复合材料层板面内力学性能试验与分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2005, 37(2):192-197.
LI Chen, XU Xiwu, WANG Hai. Experiment and

- analysis on mechanical properties of stitched laminates [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2005, 37(2):192-197.
- [13] 朱华东, 矫桂琼, 杨宝宁. 缝合复合材料 II 型层间断裂特性研究[J]. *复合材料学报*, 2001, 18(2):85-89.
ZHU Huadong, JIAO Guiqiong, YANG Baoning, et al. Investigation into the effect of stitching in CFRP on mode II delamination toughness [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2001, 18(2):85-89.
- [14] 郑锡涛, 李泽江, 杨帆. Z-pin 增强复合材料层合板断裂韧性试验研究[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(4):180-188.
ZHENG Xitao, LI Zejiang, YANG Fan. Experimental investigation on the fracture toughness of Z-pins reinforced composite laminates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(4):180-188.
- [15] 李梦佳, 陈普会, 孔斌, 等. Z-pin 参数对复合材料 T 型接头拉脱承载能力的影响[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2):571-578.
LI Mengjia, CHEN Puhui, KONG Bin, et al. Effect of Z-pin parameters on pull-off carrying capacity of composite T-joints [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2):571-578.
- [16] 胡博海, 李亚智, 范振兴, 等. 复合材料梁腹板在弯剪复合载荷作用下的屈曲和后屈曲研究[J]. *机械强度*, 2014, 36(6):916-921.
HU Bohai, LI Yazhi, FAN Zhenxing, et al. Buckling and post-buckling of a composite web beam under shearing bending [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2014, 36(6):916-921.

(编辑: 胥橙庭)