

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.03.011

复合材料格栅结构筋条纤维形态与拉伸性能

黄泽栋, 王 坤, 蔡登安, 周光明

(南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

摘要: 复合材料格栅结构已大量应用于航空航天飞行器中, 探究其力学性能具有重要的工程研究价值。为提高复合材料格栅结构的承载效率, 提出一种基于“断筋”处理的纤维形态改善方法, 通过有限元分析与试验验证的手段, 研究了不同断筋比例对复合材料格栅结构节点处纤维形态和拉伸性能的影响。利用建立的有限元模型分析了断筋处理的复合材料格栅结构拉伸失效机理, 仿真与试验结果误差均小于 10%。结果表明: 在成型过程中适当进行断筋处理, 能够显著降低节点处纤维弯曲角度, 提高拉伸性能。相较于不进行断筋处理, 断筋比例为 30% 时, 拉伸极限载荷提高了 24.4%。

关键词: 复合材料格栅结构; 断筋处理; 纤维形态; 有限元分析; 渐进损伤

中图分类号: V46; V258^{+.3} 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2024)03-0478-08

Fibre Distribution and Tensile Properties of Composite Grid Structure Stiffeners

HUANG Zedong, WANG Kun, CAI Deng'an, ZHOU Guangming

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

Abstract: Composite grid structures have been widely used in aerospace craft, therefore exploring their mechanical property has significant engineering research value. In order to improve the load carrying efficiency of composite grid structures, a method for improving the fiber morphology based on “broken rib reinforcement” is proposed. Through finite element analysis and test verification, the influence of different proportion of broken ribs on the fiber morphology and the tensile performance of composite grid structure ribs is studied. The established finite element model is used to analyze the tensile failure mechanism of composite grid structures treated with “broken rib reinforcement”. The error between the simulation results and the test results is less than 10%, indicating good consistency. The results indicate that proper treatment of broken ribs during the forming process of composite grid structures can significantly reduce the fiber bending angle at the joint and enhance the tensile performance. Compared with not undergoing broken rib treatment, the tensile ultimate load increases by 24.4% when the proportion of broken rib reinforcement ratios is 30%.

Key words: composite material grid structure; broken rib reinforcement; fiber distribution; finite element analysis; progressive damage

复合材料是由两种或两种以上具有不同性质材料组合而成的性能优越的材料, 具有比强度和比刚度高、可设计性显著、抗疲劳性优越、材料与结构

具有同一性和阻尼减震性能好等优点^[1]。随着现代航空航天器质量不断增大, 传统复合材料结构已经无法满足愈发严峻的性能和减重要求^[2]。复合

收稿日期: 2023-11-21; 修订日期: 2023-12-30

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: 黄泽栋, 王坤, 蔡登安, 等. 复合材料格栅结构筋条纤维形态与拉伸性能[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 478-485. HUANG Zedong, WANG Kun, CAI Deng'an, et al. Fibre distribution and tensile properties of composite grid structure stiffeners[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 478-485.

材料格栅结构是一种典型的复合材料整体化结构,符合现代航空航天器的减重要求。格栅结构作为一种广泛应用于航空航天飞行器上新型的结构形式,研究其力学性能、损伤和失效模式,在理论研究和工程实际应用上都是十分必要的。

目前,国内外复合材料格栅结构的研究大多都集中在不同载荷作用下格栅结构的承载性能,以及根据强度理论建立格栅结构的参数和力学性能的关系。Zhang等^[3]系统研究了不同格栅结构的变形和破坏机理,并提出分析模型预报了这些壳体的轴向刚度、临界弹性屈曲载荷和有效屈服强度。Rahimi等^[4]分析了由三角形格栅螺旋圆周肋板增强的复合材料格栅结构在轴向压缩时的屈曲行为。Shi等^[5]用等效刚度模型分析了格栅加筋碳纤维薄壳结构横向弯曲时临界局部和整体屈曲载荷,并用试验和有限元结果对该模型进行了验证。黄飞生等^[6]利用Abaqus建立了基于USDFLD和Hashin强度准则的复合材料损伤计算模型,研究了复合材料加筋层合板在静压痕力作用下的纤维失效行为。吴菁等^[7]基于纵向和横向拉伸变形,利用变形协调和卡氏定理推导出了复合材料加筋层合板面内刚度的解析表达式并与拉伸试验结果进行了对比,结果表明:解析解、数值解及实验值非常接近,验证了等效面内刚度解析解的正确性,为复合材料加筋板强度设计提供了一种新的思路。

在复合材料格栅结构的理论研究方面,刘毅等^[8]针对任意铺层的复合材料加筋结构,通过将复合材料加筋结构简化为受弹簧约束的层合板,利用伽辽金法得到了加筋结构受压缩、剪切和压剪载荷下的屈曲/后屈曲的解析解。叶强等^[9]在七点弯曲试验研究的基础上,采用有限元分析并结合经典层压板理论,推导出了蒙皮和筋条之间的弯矩和剪力公式,给出了复合材料加筋板典型部位的失效包线和失效表征方法。

复合材料格栅结构参数对结构的力学性能必然存在影响,建立结构参数对力学性能的影响规律对复合材料格栅结构设计优化以及工程应用也有着重大的研究意义。Kidane等^[10]将网格加筋复合材料圆柱的解析模型与试验进行了比较,并对加筋方向和加筋间距进行了参数化研究。Jadhav等^[11]利用有限元方法研究了网格加筋复合材料板的肋材性能,包括肋材宽度、肋材厚度和肋材节点之间的中心距。而文献[10-12]结果表明,在考虑设计和材料变量时,先进复合材料格栅加筋(Advanced composite grid stiffened, AGS)结构的屈曲载荷没

有普遍趋势。赵聪等^[13]通过自动铺丝工艺提出“剪断-续铺”方法,研究了不同非连续层含量和不同非连续层位置对复合材料格栅结构弯曲载荷承载能力和力学行为的影响。戴征征等^[14]通过有限元分析与试验对比研究了含预填块复合材料帽型加筋板弯曲承载能力和失效机制,研究表明:增加筋条铺层层数和短切纤维块长度可有效提高结构承载能力。吴启凡等^[15]研究了不设蒙皮的纯格栅板、设单面蒙皮的格栅加筋板和设双面蒙皮的格栅夹层板在三点弯和四点弯加载试验下,受弯承载能力以及破坏形态,并研究了蒙皮厚度、格肋高度、格肋厚度和格肋间距等因素对格栅板受弯性能的影响规律。复合材料格栅结构中相交的网格筋条会在交叉节点处产生材料堆积,引起厚度的变化,从而导致纤维面外屈曲的产生。现有研究表明,纤维屈曲的存在会导致复合材料性能显著下降。这也是复合材料格栅结构在拉伸/压缩载荷工况作用下,起始损伤和最终失效位置往往集中于格栅交叉节点区域的原因^[16]。然而,现有通过组合模具工艺,无法避免格栅节点处纤维的堆积。

本文利用真空辅助树脂传递成形(Vacuum assisted resin transfer molding, VARTM)工艺,针对复合材料格栅结构中网格筋条交叉节点处产生材料堆积,引起厚度的变化,导致纤维屈曲的产生,从而导致复合材料性能下降的特点,提出一种“断筋”处理的复合材料格栅结构筋条处理工艺,即在网格筋条节点处,剪断一部分横向筋条,在节点后再重新铺设,未剪断的横向筋条仍正常在节点处与纵向筋条交错铺设。降低复合材料格栅结构筋条交叉节点处材料堆积和纤维弯曲程度,进而减小对复合材料性能的影响。通过试验与仿真手段研究断筋处理工艺对格栅筋条在拉伸载荷作用下失效行为的影响。

1 复合材料格栅筋条制备

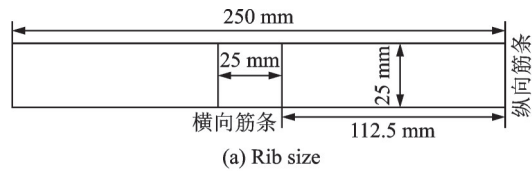
选用双向玻璃纤维平纹布制备试验件,力学参数如表1所示^[17]。其中筋条试验件尺寸见图1。试验件长250 mm,宽25 mm;横向筋条长25 mm,宽25 mm,横向筋条插入引起的厚度变化区位于试验件中间。以WSR618(E-51)环氧树脂为基体,力学参数如表2所示^[17];胺类固化剂选用苯二甲胺环氧固化剂;采用由邻苯二甲酸二丁酯为增塑剂。采用真空辅助树脂传递成形工艺对玻璃纤维布进行注胶,并在真空保压状态下常温固化8 h后,切割打磨完成试验件的制备。真空辅助树脂传递成形工艺

表1 玻璃/环氧平纹织物复合材料力学性能^[17]

Table 1 Mechanical properties of glass fiber/epoxy plain fabric composites^[17]

E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
19.03	19.03	5.63	3.42	2	2	0.11	0.32	0.32
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	Z_T/MPa	Z_C/MPa	S_{12}/MPa	S_{13}/MPa	S_{23}/MPa
188.72	74.85	188.72	74.85	15.15	42.6	69.76	15.53	15.53

注： E_1, E_2, E_3 表示主方向弹性模量； G_{12}, G_{13}, G_{23} 表示主平面内剪切模量； $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$ 表示主平面泊松比； X_T, X_C 分别表示经向纤维的拉伸和压缩强度； Y_T, Y_C 分别表示纬向纤维的拉伸和压缩强度； Z_T, Z_C 分别表示层合板层间拉压强度； S_{12}, S_{13}, S_{23} 表示剪切强度。



(a) Rib size
 (b) Physical specimen
 图1 筋条试件示意图
 Fig.1 Rib specimen

表2 E-51环氧树脂的性能参数^[17]

Table 2 Mechanical parameter of E-51 epoxy resin^[17]

弹性模量 E/GPa	泊松比 ν	压缩强度 σ_s/MPa	剪切强度 S/MPa
3.5	0.35	241	89.6

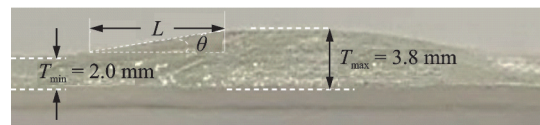
由传统树脂传递成型 (Resin transfer molding, RTM) 工艺衍生而来的一种工艺技术。该工艺过程主要是利用真空泵等设备将纤维预成形体所在的模具内部抽真空,使树脂在真空负压的作用下注射进入模具,实现对纤维预成形体的浸润过程,并最终在模具内部固化成形,得到所需的复合材料制品^[18]。

2 纤维形态表征

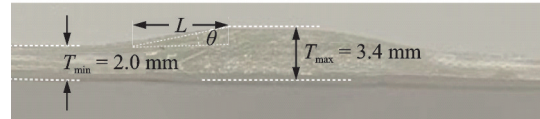
节点处筋条/节点的厚度差对节点处纤维形态影响较大,由于不同断筋比例导致节点厚度不同,进而导致筋条纤维弯曲程度不同。断筋比例是指复合材料格栅结构筋条交叉节点处,横向筋条进入纵向筋条之前沿厚度方向按比例连续剪断部分横向筋条,剪断的横向筋条数量与所有横向筋条数量之间的比值。AGS-0即断筋比例为0%,横纵筋条交叉铺设不进行断筋处理;AGS-30即断筋比例为30%,横向筋条剪断30%,剩余的横向筋条再与纵向筋条交叉铺设。同理,AGS-50即断筋比例为50%,横向筋条剪断50%,剩余的横向筋条再与纵向筋条交叉铺设。图2为断筋比例50%时断筋处理后横纵筋条分布的示意图。不同断筋比例筋条形态如图3所示,不同断筋比例纤维形态几何尺寸如表3所示。



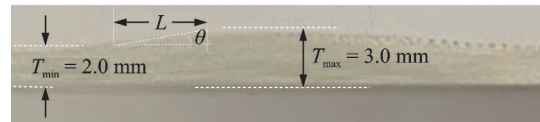
图2 断筋处理工艺示意图
 Fig.2 Broken rib treatment process



(a) AGS-0



(b) AGS-30



(c) AGS-50

图3 不同断筋比例筋条纤维形态表征

Fig.3 Fiber morphology of ribs with different broken rib reinforcement ratios

表3 不同断筋比例纤维形态几何尺寸

Table 3 Schematic of fibers with different broken rib reinforcement ratios

名称	T_{min}/mm	T_{max}/mm	$\theta/(\text{°})$	L/mm
AGS-0	2.0	3.8	20.56	4.8
AGS-30	2.0	3.4	18.03	4.3
AGS-50	2.0	3.0	14.74	3.8

根据测得的几何参数,对该模型的建模进行如下假设:(1)过渡区纤维采用直线化处理;(2)忽略横纵筋条之间的微小树脂富集区;显然,节点纤维倾斜角度与筋条/节点厚度差相关。随着断筋比例增大,筋条/节点厚度差减小,节点纤维倾斜角度减小,纤维弯曲程度得以减小。

3 断筋比例对拉伸性能的影响

参照 ASTM D3039/D3039M 试验方法,利用 MTS370.25 万用试验机,对上述不同类型格栅筋条进行拉伸测试。试件应变具体测量点位如图4所示。所得极限载荷和极限位移如表4所示。



图 4 试件应变具体测量点位示意图
Fig.4 Specific measurement points for strain

表 4 不同断筋比例试件极限载荷以及极限位移

Table 4 Ultimate load and ultimate displacement with different proportions of broken ribs

试验序号	极限载荷/kN	极限位移/mm
AGS-0-1	18.29	4.27
AGS-0-2	19.33	4.61
AGS-0-3	19.97	4.57
AGS-0-4	19.59	4.69
AGS-0-5	19.69	4.67
AGS-0-6	18.02	3.91
AGS-30-1	24.85	6.11
AGS-30-2	24.19	6.28
AGS-30-3	23.67	5.57
AGS-30-4	22.47	5.51
AGS-30-5	23.09	5.67
AGS-30-6	22.95	5.91
AGS-50-1	23.17	5.85
AGS-50-2	22.84	5.64
AGS-50-3	20.98	5.19
AGS-50-4	22.56	5.47
AGS-50-5	23.11	5.77
AGS-50-6	23.29	5.83

对不同断筋比例试样进行拉伸试验,所得载荷位移曲线如图 5 所示。由图 5 可知,3 种试样的载荷位移曲线呈线性,达到载荷最大值后瞬间破坏,呈现出典型脆性失效行为。一方面,随着断筋比例的增加,筋条/节点之间的厚度差逐渐减小,筋条-节点过渡区纤维倾斜角度减小;另一方面,按照不同断筋比例断筋处理后底部纵向筋条未发生弯曲的纤维层数增加,必然引起结构力学行为的改变。两种影响的共同作用下,当断筋比例为 30% 时,筋条的极限拉伸载荷比不进行“断筋”处理时提高了 24.4%。

不同断筋比例拉伸载荷破坏模式如图 6 所示。AGS-0 纤维首先在筋条-节点过渡区发生断裂如图 6 所示,且第一层与筋条整体发生分层,而其余纵向铺层纤维继续承载后均在筋条-节点过渡区断裂,如图 6(a)所示。AGS-30 试件底部因横向筋条“断筋”处理后有一部分横向筋条未进入筋条交叉节点,因此纵向筋条能够形成平铺的纵向纤维在试

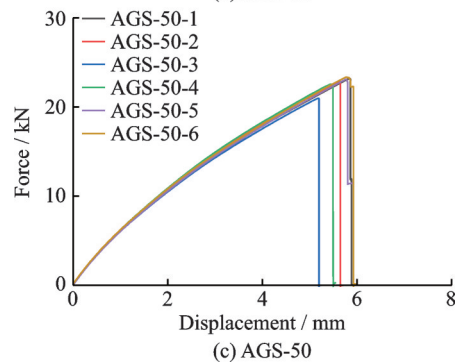
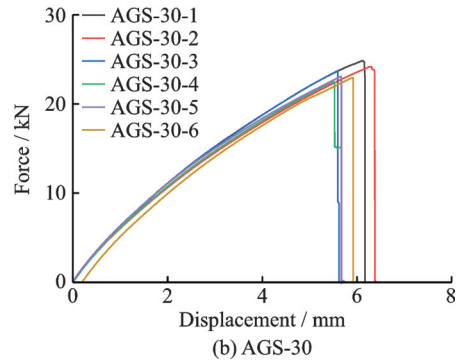
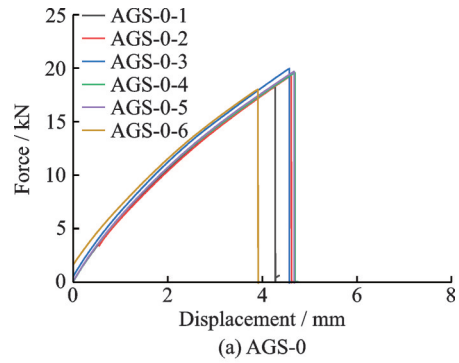


图 5 不同断筋比例极限载荷-位移试验数据

Fig.5 Ultimate load-displacement data with different broken rib reinforcement ratios

件中间断裂,而因横向筋条插入导致厚度变化的节点部分纤维与 AGS-0 的纤维断裂形式类似,在筋条-节点过渡区同时断裂,如图 6(b)所示。AGS-50 由于“断筋”处理后形成平铺的纵向纤维增多,纤维破坏形式不同于前两种。由图 6(c)可知,平直纤维先在筋条中间断裂,平铺部分的纵向纤维与变厚度节点部分纤维发生了分层,而后变厚度节点部分纤维在筋条-节点过渡区断裂。

主要研究试件由于横向筋条插入引起的厚度变化区应力情况,故选取试件位于节点加厚区突起处的 4#测点以及节点加厚区背面的 8#测点(见图 4)进行拉伸应变分析,从图 7 可以看出不同断筋比例试件的 4#以及 8#测点的应变-载荷曲线符合度较高。从图 7(a)可以看出,AGS-0 各组试验 4#测点在 16 kN 附近分离,而 8#测点稍迟,于 18 kN 附近过载。这与 AGS-0 拉伸试验时节点加厚区背面第一

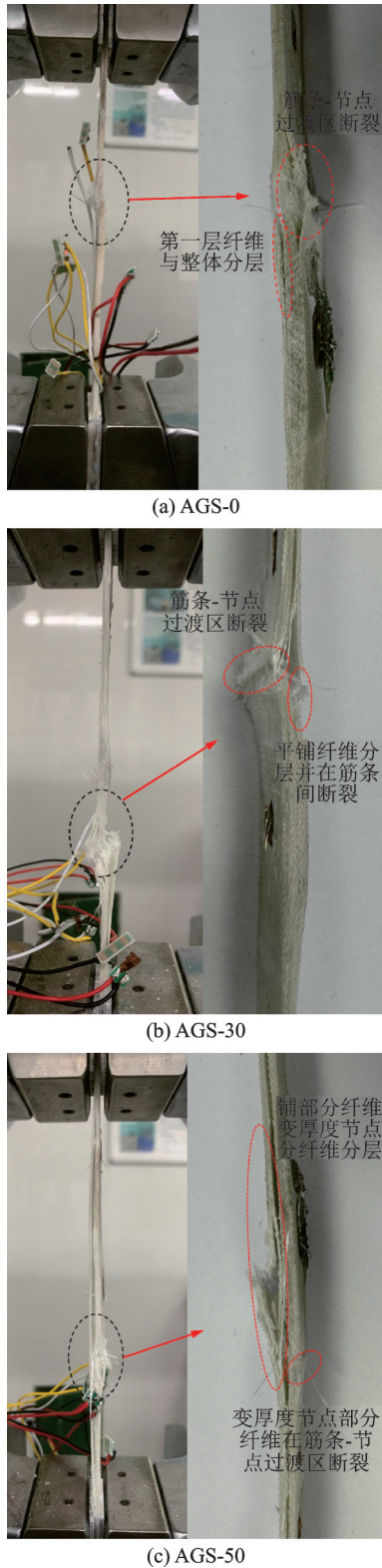


图6 不同断筋比例筋条破坏模式

Fig.6 Test failure modes with different broken rib reinforcement ratios

层纤维首先发生分层进而破坏,其余纵向铺层纤维继续承载后均在筋条-节点过渡区断裂的现象相符。AGS-30由于减小了加厚区纤维弯曲角度,优化了传力路径因而能够承受的极限载荷也大于AGS-0。AGS-30各组实验应变-载荷曲线相较于于

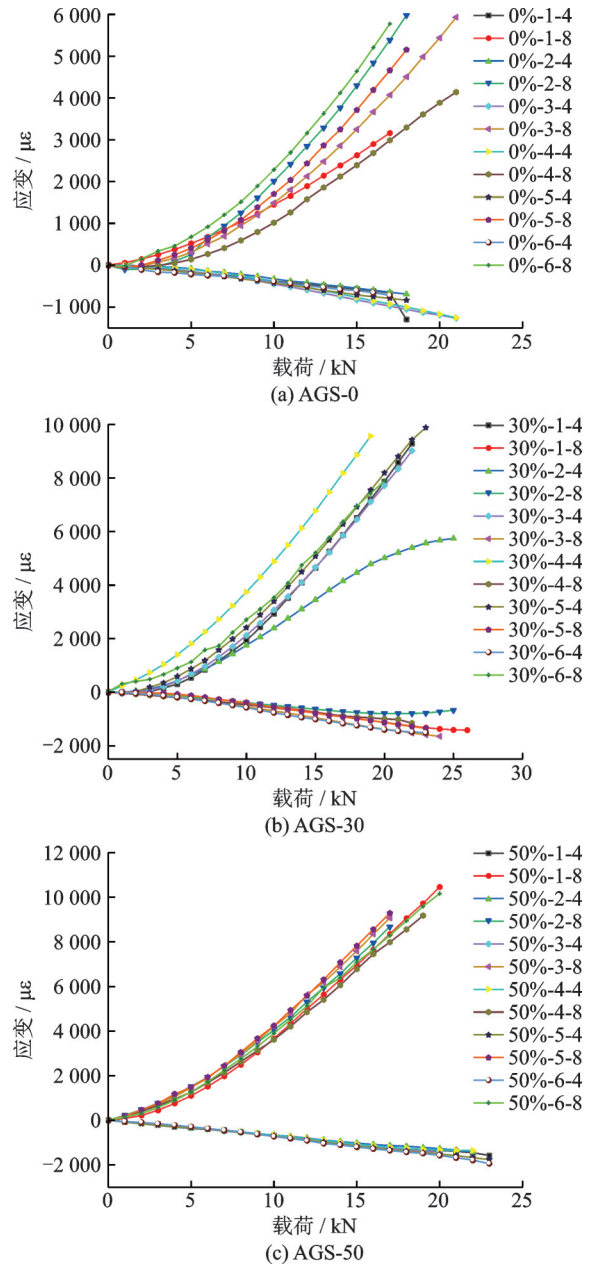


图7 不同断筋比例应变-载荷试验数据

Fig.7 Strain-load data with different broken rib reinforcement ratios

AGS-0,其应变发生过载和分离的载荷以及应变值更大。由图7(b)可知,AGS-30各组试验4[#]测点以及8[#]测点均在24 kN附近过载,分析拉伸试验现象可知,AGS-30底部平铺的纵向纤维与横向筋条插入而导致厚度变化的节点部分纤维同时发生断裂,与应变-载荷曲线表现相符。分析图7(c)后发现,AGS-50各组试验应变-载荷曲线与AGS-0相反,8[#]测点在20 kN处过载,而4[#]测点迟于8[#]测点,在23 kN附近过载,最大应变与极限载荷大于AGS-0而小于AGS-30。同理,结合试验现象分析发现,平直纤维先在筋条中间断裂,因此8[#]测点应变先出现过载。平铺部分的纵向纤维与变厚度节点部分

纤维发生了分层,而后变厚度节点部分纤维在筋条-节点过渡区断裂,4#测点因此略晚于8#测点过载。

4 断筋处理后拉伸失效行为

4.1 有限元仿真模型

结合实际筋条试样几何尺寸和筋条/节点过渡区几何参数,建立包含“断筋”处理的纤维屈曲三维复合材料格栅筋条有限元仿真模型(图8)。模型中,试验件两端夹持段视为刚体,一端施加固定约束,另一端施加水平方向8 mm的位移载荷。铺层单元类型为SC8R连续壳单元。

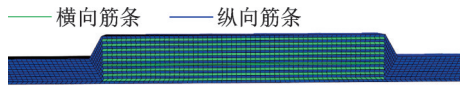


图8 筋条拉伸有限元模型

Fig.8 Finite element model of rib

采用Hashin失效准则^[13]对复合材料的失效行为进行预测。该失效准则中,复合材料失效模式包括纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效、基体压缩失效,各失效模式对应的失效力计算公式如下

纤维方向拉伸失效($\sigma_{11} \geq 0$)

$$F_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S_L} \right)^2 \quad (1)$$

纤维方向压缩失效($\sigma_{11} < 0$)

$$F_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 \quad (2)$$

基体方向拉伸失效($\sigma_{22} \geq 0$)

$$F_{mt} = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L} \right)^2 \quad (3)$$

基体方向压缩失效($\sigma_{22} < 0$)

$$F_{mc} = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_T} \right)^2 - 1 \right] \sigma_{22} Y_C + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L} \right)^2 \quad (4)$$

式中: X_T 、 X_C 分别表示平行于纤维方向上的最终失效拉伸和压缩应力; Y_T 、 Y_C 分别表示垂直于纤维方向上的最终失效拉伸和压缩应力; S_L 、 S_T 分别表示纤维纵向和横向的剪切失效力; α 为剪切应力对纤维拉伸行为的影响因子,此处取 $\alpha = 1^{[19-20]}$; σ_{11} 、 σ_{22} 、 τ_{12} 分别为各个方向上的应力分量。满足上述任何一个失效条件,则判定材料失效。

4.2 试验仿真对比

仿真和试验所得筋条拉伸载荷位移曲线与极限拉伸载荷的对比如图9所示。为了提高建模效率和有限元计算速度,在进行有限元建模时,将复合材料格栅结构筋条-节点过渡区内曲线状态的纤维

进行了直线化处理,同时忽略了横向铺层与纵向铺层之间的微小树脂富集区。上述原因造成了仿真结果和试验结果之间的偏差。经过对比仿真与试验的极限拉伸载荷结果(图9)可知:仿真所得极限拉伸载荷与试验结果偏差均小于10%,证明了该有限元仿真模型的可靠性。

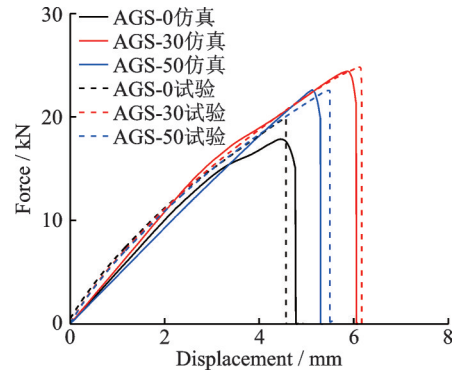


图9 载荷-位移曲线仿真结果与试验结果对比

Fig.9 Comparison between simulation results and test results of load-displacement curves

对不同断筋比例筋条拉伸载荷作用下的失效行为进行研究,结果如图10所示。对于不同断筋比例的筋条,在拉伸载荷作用下,筋条纤维失效行为并不一致。AGS-0纵向筋条底部第二层纤维受到拉应力作用首先发生失效,随着拉伸载荷的逐渐增大,纤维拉伸失效行为逐渐沿筋条厚度方向向上延伸,最终筋条节点内部纵向纤维全部失效;而纵向筋条节点区域第一层纤维先受压应力作用,特别是纵向筋条第一层纤维在筋条-节点过渡区受到压应力作用首先发生压缩纤维失效,随后纤维压缩失效行为扩散至整个纵向筋条第一层节点区域;当纵向筋条第一层纤维失效后,纵向筋条第十层开始发生纤维压缩失效,随着拉伸载荷的增大,纵向筋条第十层纤维失效区域逐渐增大,最终完全失效。仿真失效行为与试验对比如图10(a)所示。

AGS-30纵向筋条底部第一层筋条-节点过渡区处纤维先受到拉应力作用发生纤维拉伸失效,随着拉伸载荷逐渐增大,纤维拉伸失效从纵向筋条底部第一层延伸至筋条底部第三层,随着拉伸载荷的继续增大,纵向筋条纤维失效区域呈逐层向上延伸以及同层失效区域扩大的趋势,最终纵向筋条除第十层外均在筋条-节点过渡区发生拉伸失效。而纵向筋条第十层纤维呈现受压应力失效的力学行为。仿真失效行为与试验对比如图10(b)所示。

AGS-50不同于断筋比例为0%和30%,纵向筋条纤维拉伸失效行为首先发生在筋条-节点过渡区第五至第七层,而后迅速扩散至整个筋条-节点

过渡区所有纵向筋条。随着拉伸载荷的继续增大,纤维拉伸失效区域逐渐往左侧纵向筋条延伸,最终筋条-节点底部未发生屈曲的纤维完全失效,靠近节点区域的纵向筋条平铺区域完全失效。而纤维压缩失效行为略晚于拉伸失效起始,压缩失效行为发生在纵向筋条-节点过渡区与纵向筋条顶层纤维。仿真失效行为与试验对比如图10(c)所示。

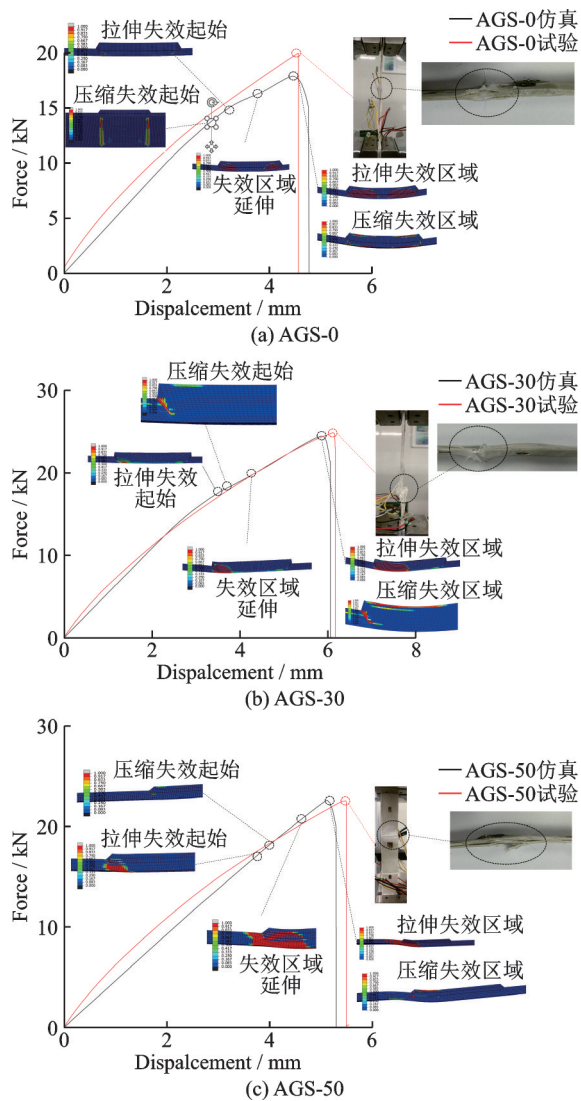


图10 不同断筋比例筋条失效模式仿真试验对比

Fig.10 Failure mode simulation tests with different broken rib reinforcement ratios

5 结 论

本文针对复合材料格栅结构筋条进行试验与有限元分析,比较了不同断筋比例试验件的极限拉伸载荷及失效模式。并基于复合材料渐进损伤理论建立了引入“断筋”处理拉伸载荷作用下的有限元模型,通过将仿真结果与试验结果进行对比验证了该模型的有效性以及一致性,得到以下结论:

(1) 基于真空导流成形工艺,在复合材料格栅

结构筋条节点处进行“断筋”处理,即在节点处剪断部分横向筋条,保证纵向筋条完整性。实现了降低复合材料格栅结构节点处纤维屈曲程度和结构拉伸性能的提升。

(2) 对以真空导流成形工艺成形的复合材料格栅结构筋条试验件进行了拉伸破坏试验,试验结果表明:引入“断筋”处理后,复合材料格栅结构承受拉伸载荷破坏时,呈现典型复合材料脆性断裂的特点,且适当地引入“断筋”处理,选取合适的断筋比例能够有效提高复合材料格栅结构筋条的拉伸性能。当断筋比例为30%时,筋条的极限拉伸载荷比不进行“断筋”处理时提高了24.4%。

(3) 建立了引入“断筋”处理后复合材料格栅结构筋条的有限元分析模型,并对承受拉伸载荷复合材料格栅结构筋条的失效行为进行了分析,仿真所得极限拉伸载荷与试验结果偏差均小于10%,并对各试样失效模式与试验破坏形式进行了对比分析。

参考文献:

- [1] 王世勋, 石玉红, 张希, 等. 复合材料格栅结构研究进展与应用[J]. 宇航材料工艺, 2017, 47(1): 5-12.
WANG Shixun, SHI Yuhong, ZHANG Xi, et al. Application and research progress of composite lattice grid structure[J]. Aerospace Materials & Technology, 2017, 47(1): 5-12.
- [2] 赖长亮, 刘闯, 王俊彪. 先进复合材料格栅制造工艺研究进展[J]. 机械科学与技术, 2014(12): 925-1930.
LAI Changliang, LIU Chuang, WANG Junbiao. On the manufacturing technologies of advanced composite grid structure[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014(12): 925-1930.
- [3] ZHANG Y, XUE Z, CHEN L, et al. Deformation and failure mechanisms of lattice cylindrical shells under axial loading[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2009, 51(3): 213-221.
- [4] RAHIMI G H, ZANDI M, RASOULI S F. Analysis of the effect of stiffener profile on buckling strength in composite isogrid stiffened shell under axial loading [J]. Aerospace Science & Technology, 2013, 24(1): 198-203.
- [5] SHI Shanshan, SUN Zhi, REN Mingfa, et al. Buckling resistance of grid-stiffened carbon-fiber thin-shell structures[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 888-896.
- [6] 黄飞生, 周仕刚, 宫占锋, 等. 复合材料加筋层合板准静态压痕实验研究及数值分析[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(11): 42-46.

- HUANG Feisheng, ZHOU Shigang, GONG Zhanfeng, et al. The test and full-range numerical analysis of composite stiffened laminates under static indentation force[J]. *Composites Science and Engineering*, 2015(11): 42-46.
- [7] 吴菁, 章向明, 朱子旭, 等. 复合材料船体帽型加筋板面内刚度[J]. *海军工程大学学报*, 2023, 35(4): 1-6, 28.
- WU Jing, ZHANG Xiangming, ZHU Zixu, et al. In-plane stiffness of composite hat-stiffened panel[J]. *Journal of Naval University of Engineering*, 2023, 35(4): 1-6, 28.
- [8] 刘毅, 聂坤, 戴瑛. 任意铺层复合材料加筋板屈曲/后屈曲行为的解析解[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(1): 1-10.
- LIU Yi, NIE Kun, DAI Ying. Analytical solution for buckling and postbuckling behavior of stiffened arbitrary laminated composite panels[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(1): 1-10.
- [9] 叶强, 夏翔, 肖闪闪, 等. 复合材料整体加筋板的七点弯曲试验与数值分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(4): 470-474.
- YE Qiang, XIA Xiang, XIAO Shanshan, et al. Numerical and experimental analysis on seven-point bending test of integrated composite panels[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(4): 470-474.
- [10] KIDANE S, LI G, HELMS J, et al. Buckling load analysis of grid stiffened composite cylinders[J]. *Composite: Part B: Engineering*, 2003, 34(1): 1-9.
- [11] JADHAV P, MANTENA P R. Parametric optimization of grid-stiffened composite panels for maximizing their performance under transverse loading[J]. *Composite Structures*, 2007, 77(3): 353-363.
- [12] WODESENBET E, KIDANE S, PANG S S. Optimization for buckling loads of grid stiffened composite panels[J]. *Composite Structures*, 2003, 60(2): 159-169.
- [13] 赵聪, 肖军, 周来水, 等. 铺丝成形复合材料格栅筋条的纤维形态与弯曲性能评价[J]. *中国机械工程*, 2021, 32(23): 2823-2831.
- ZHAO Cong, XIAO Jun, ZHOU Laishui, et al. Fibre distribution and bending performance of composite grid stiffeners manufactured[J]. *China Mechanical Engineering*, 2021, 32(23): 2823-2831.
- [14] 戴征征, 余章杰, 张琪, 等. 含预填块复合材料帽型单筋板弯曲性能研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2022, 54(1): 103-113.
- DAI Zhengzheng, YU Zhangjie, ZHANG Qi, et al. Bending property of composite hat-stiffened panel with pre-filled blocks[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(1): 103-113.
- [15] 吴启凡, 方海, 高峰, 等. 复合材料格栅板受弯性能试验研究与数值分析[J]. *复合材料科学与工程*, 2020(1): 12-20.
- WU Qifan, FANG Hai, GAO Feng, et al. Experimental testing and numerical simulation on flexural behavior of composite grid panels[J]. *Composites Science and Engineering*, 2020(1): 12-20.
- [16] SATAKA K, Ben G. Fabrication method and compressive properties of CFRP ISO grid cylindrical shells [J]. *Advanced Composite Materials*, 2012, 21(5/6): 445-457.
- [17] 季秋足, 崔为运, 蔡登安, 等. 穿孔泡沫夹层复合材料低速冲击性能试验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(1): 35-43.
- JI Qiuzu, CUI Weiyun, CAI Deng'an, et al. Experimental investigation on low-velocity impact behavior of perforated foam core sandwich composites[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(1): 35-43.
- [18] 赵安安, 杨文凯, 于飞, 等. 大型高性能复合材料构件 RTM 工艺进展[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(1): 39-47.
- ZHAO An'an, YANG Wenkai, YU Fei, et al. RTM process for large-scale and high-performance composite components[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2020, 52(1): 39-47.
- [19] PALANIVELU S, PAEPEGEM W V, DE-GRIECK J, et al. Parametric study of crushing parameters and failure patterns of pultruded composite tubes using cohesive elements and seam: Part II—Multiple delaminations and initial geometric imperfections[J]. *Polymer Testing*, 2010, 29(7): 803-814.
- [20] BARBERO E J. Finite element analysis of composite materials with abaqus[M]. New York: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2013.

(编辑:夏道家)