

L 型复合材料机械连接接头承载能力与失效行为研究

郑 权, 陈 佳, 韩 涵, 吕榕新
(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘 要: L 型复合材料连接结构已应用于运载火箭结构的端框设计, 但目前对于该结构的承载能力和破坏模式缺乏研究。将典型的 L 型连接端框简化为无弧度的平直 L 型接头片段, 通过单向对拉试验, 对 6 mm 和 8 mm 两种厚度 L 型机械连接接头的承载能力和破坏模式进行了研究。由承载能力试验结果表明: L 型接头在拉力作用下呈现出明显的 A、B、C 三个阶段, 其中 A 阶段的拉力最大值可作为该类接头结构的极限承载能力。采用有限元方法分析接头的破坏模式, 仿真与试验结果的误差为 2.5%, 取得了较好的一致性。由数值分析表明: 拉力作用下 L 型接头的承载能力主要取决于螺栓压紧区附近和直角拐角区域的层间强度和基体强度; 在原铺层信息基础上增加 0° 层数和降低 90° 层数, 对接头承载能力提升效果不明显。研究结果可为 L 型复合材料连接结构的设计提供参考。

关键词: L 型接头; 机械连接; 碳纤维复合材料; 承载能力; 破坏模式; 层间强度; 拉伸试验; 有限元方法

中图分类号: TB332

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.05.020

Carrying Capacity and Failure Behavior of Mechanically Fastened L-Joints in Fiber-Reinforced Composites

ZHENG Quan, CHEN Jia, HAN Han, LYU Rongxin

(Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The composite L-type structures have been used in the design of launch vehicle end frame structures, but relevant researches on carrying capacity and failure behavior are still lacking. The representative end frame structures are simplified as L-joints without the arc in this paper. The tests on mechanically fastened composite L-joints with thicknesses of 6 mm and 8 mm under the uniaxial tensile loading are conducted. Carrying capacity and failure behavior of the L-joints in different thicknesses are analyzed. It is shown that there are three phases in load-displacement curves of the L-joints under tensile loads, and the peak load of A-phase can be taken as the limit carrying capacity. Numerical simulation is carried out, and simulation results accord well with experiment results. According to the simulation results, the damage zone focuses on the bolt pressing area and the corner, and the peak load value of A-phase depends on interlaminar strength and matrix strength in the damage zone. The carrying capacity of L-joints increases slowly when raising 0° lay count ratio or reducing 90° lay count ratio. The research results can be used as a reference for the design of composite L-joints.

Keywords: L-joints; mechanically fastened; carbon fiber reinforced plastic; carrying capacity; damage mode; interlaminar strength; static tensile test; finite element method(FEM)

0 引言

碳纤维增强树脂基复合材料的层合板结构具有高强度、高刚度等优点, 已广泛应用于航天运载领域^[1-2]。连接设计是复合材料结构设计的关键环节, 但设计人员一般将重点放在主体结构上, 对其前

后连接端框或法兰的承载能力和破坏模式考虑较少。目前国内运载领域的复合材料舱体一般采用 L 型接头结构形式的前后连接端框, 整体结构纤维连续性好、成型工艺简单, 但其在受拉力状态下的损伤破坏过程尚不清楚。

针对复合材料机械连接形式在受拉力状态下的承载能力和破坏模式,国内外已开展了大量试验研究和理论分析^[3-5]。在试验研究方面,美国 NASA 相关机构^[6-7]早在 20 世纪 80 年代就对各类机械连接接头进行了试验,积累了大量数据;在理论分析方面,考虑到复合材料本身行为的复杂性及螺栓连接位置的接触非线性,目前研究集中在理想状态下的孔边应力分析,以及利用孔边应力对简单形式接头的拉伸强度的预测。随着有限元计算方法的发展和商用有限元软件的日益成熟,国内外学者对复合材料连接接头的研究目前采用有限元计算分析,并结合试验进行对比,如:徐红炉等^[8-9]采用不同的失效准则,考虑了接触关系,对螺栓连接复合材料层合板结构的强度进行了分析;朱元林等^[10-13]针对单排多钉、单排单钉、多排多钉等复合材料连接方式,开展了数值仿真和试验。

现有研究主要针对平板搭接结构形式,该结构受力以剪力和螺栓孔内面挤压为主。L 型机械连接接头具有特殊的结构形式,其在拉力作用下,受附加弯矩的影响较大,在剪切、挤压同时作用下,螺栓孔处的应力状态复杂。在复杂应力状态下,L 型复合材料接头具有纤维断裂、基体破坏、层间开裂等破坏形式,给 L 型接头拉伸承载能力及失效行为的预测带来较大困难。本文根据 L 型复合材料机械连接接头的结构特点,设计了相关试验,结合细观破坏的仿真方法,研究该类结构的承载能力和失效行为,根据仿真结果探讨了不同角度铺层层数对其承载能力的影响。

1 试验对象及试验方法

运载领域复合材料舱体常用的端框为环形,端框等厚区的法兰处布置若干螺栓孔。根据典型端框结构的对称性及尺寸,把端框结构简化为无弧度的平直 L 型接头片段试件。

试件厚度分为 6 mm 和 8 mm 两种,每种厚度的试件有 4 组,每组试件由 2 个相同的 L 型接头对称布置,通过螺栓与垫片连接组成。6 mm 和 8 mm 厚度试件的铺层采用 T700/AG80 复合材料,角度分别为 $[\pm 45/0/\pm 45/0/0/90/\pm 45/0/0/\pm 45/90/0/\pm 45/90/0/\pm 45/90/0]$ 和 $[\pm 45/0/\pm 45/0/0/\pm 45/90/0/0/\pm 45/0/0/\pm 45/90/0/\pm 45/90/0/\pm 45/90/0]$,单层预浸料的厚度均为 0.125 mm。

试件的具体几何尺寸如图 1 所示,尺寸及数量见表 1。

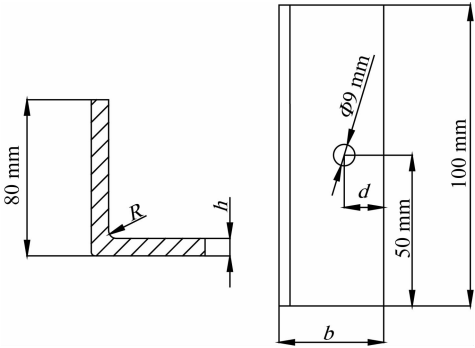


图 1 试件几何尺寸

Fig. 1 Specimen geometry

表 1 试件尺寸及数量

Tab. 1 Specimen size and number

类别	厚度 <i>h</i> /mm	宽度 <i>b</i> /mm	距离 <i>d</i> /mm	圆角半径 <i>R</i> /mm	试件 数量/个
1	6	62	25	5	8
2	8	40	12	5	8

T700/AG80 复合材料力学性能见表 2。表中: E_1 、 E_2 分别为纤维、基体方向的弹性模量; G_{12} 、 μ_{12} 分别为面内剪切模量和泊松比; X_t 、 X_c 分别为纤维方向的拉、压强度; Y_t 、 Y_c 分别为基体方向的拉、压强度; S_{12} 为面内剪切强度。

表 2 T700/AG80 单向层合板力学性能

Tab. 2 Mechanical performance of T700/AG80

E_1 / GPa	E_2 / GPa	G_{12} / GPa	μ_{12} / GPa	X_t / GPa	X_c / MPa	Y_t / MPa	Y_c / MPa	S_{12} / MPa
130	10	4.35	0.27	1 800	700	28	100	50

拉伸破坏试验设备为 SANS 万能电子拉压试验机。2 种厚度试件的连接和夹持方式一致,试件对称连接,试验时一端夹持固定,另一端单向加载。在室温、准静态拉伸载荷下试验采用位移控制,拉伸加载速率为 1 mm/min。2 种试件的装夹安装情况如图 2 所示。

2 试验结果

6、8 mm 厚度的试件加载全程拉力-位移曲线如图 3 所示。由图可见:2 种试件的曲线变化趋势基本一致,呈现出明显的 A、B、C 三个阶段。在 A 阶段,拉力随位移增大迅速增加至最大值;在 B 阶段,

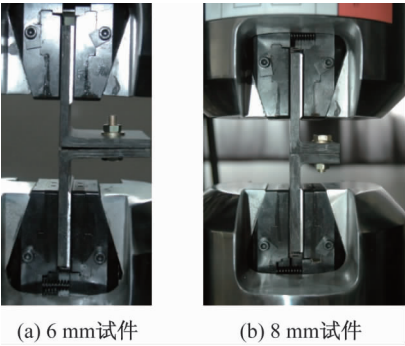


图 2 试件的装夹安装图

Fig. 2 Experimental installation of specimen

拉力随着位移增大迅速降低,之后拉力波动相对较小并持续较长的位移段;在 C 阶段,拉力再一次大幅增加,达到新的最大值后,试件断裂破坏,拉力回零。试件在 B、C 阶段时的外观状态照片如图 3 所示。在 A 阶段,试件仅偶尔发出响声,外观无明显变化,因此未给出相应照片;在 B 阶段,试件发出密集且持续不断的响声,8 mm 厚度试件外观出现了较为明显的分层现象,6 mm 厚度试件出现了较为明显的拉伸变形,外观无明显分层;在 C 阶段,2 种试件的拐角处已被拉直,纤维出现明显的断裂现象。由试验结果可知,运载飞行器的端框部件,B、C 阶段已不满足使用要求,具有工程应用价值的承载能力为 A 阶段的拉力峰值。

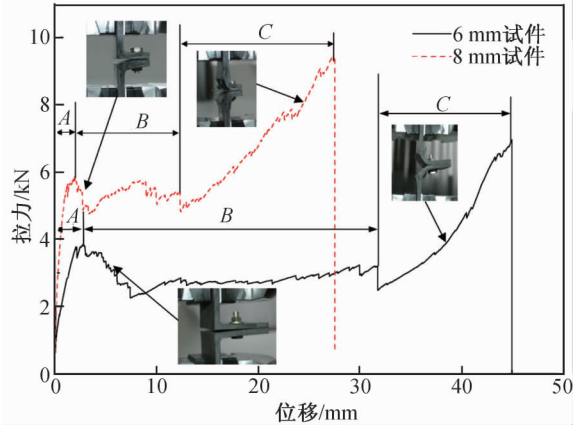


图 3 加载全程拉力-位移曲线

Fig. 3 Load-displacement curves of specimen

2 种试件在 A 阶段的拉力-位移曲线如图 4 所示。由图可见,试件拉力在 A 阶段出现了小幅波动,说明 A 阶段加载过程中结构已损伤。2 种试件在 A 阶段的拉力峰值见表 3。由表可见:6 mm 厚度接头在 A 阶段的承载能力平均值为 3.85 kN,离散

系数为 3.7%;8 mm 厚度接头在 A 阶段的承载能力平均值为 5.62 kN,离散系数为 4.5%。受工艺限制,试件在成形时 2 个翻边略呈锐角,在安装中产生了一定的初始刚度,因此拉力在 1 kN 范围内结构的刚度较大,变形较小。随着拉力进一步增大,结构刚度变化趋于正常。

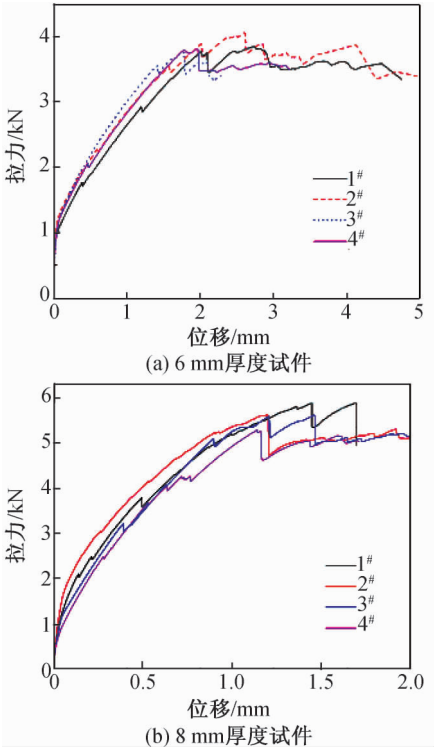


图 4 2 种试件 A 阶段拉力-位移曲线

Fig. 4 Load-displacement curves of two kinds of specimen at A-phase

表 3 6 mm 和 8 mm 厚度试件的 A 阶段拉力峰值

Tab. 3 Peak load value of A-phase(6 mm and 8 mm in thicknesses)

类型	拉力峰值/kN				平均值/ kN	离散系数/ %
	1# 试件	2# 试件	3# 试件	4# 试件		
6 mm 试件	3.77	4.06	3.76	3.81	3.85	3.7
8 mm 试件	5.91	5.66	5.59	5.30	5.62	4.5

3 数值模拟分析

3.1 有限元模型

由试验结果可得,2 种厚度试件的破坏形式基本一致,不失一般性,仅对 8 mm 厚度的试件进行模拟分析。根据试验方案,试件关于 XY 平面对称,因此取单个试件进行建模;单个试件关于 XZ 平面对

称,因此建立 1/2 对称试件模型。数值模型的单元类型为 SC8R 和 COH3D8,共 157 376 个节点、147 281 个单元。试件有限元模型及计算时采用的边界条件如图 5 所示。

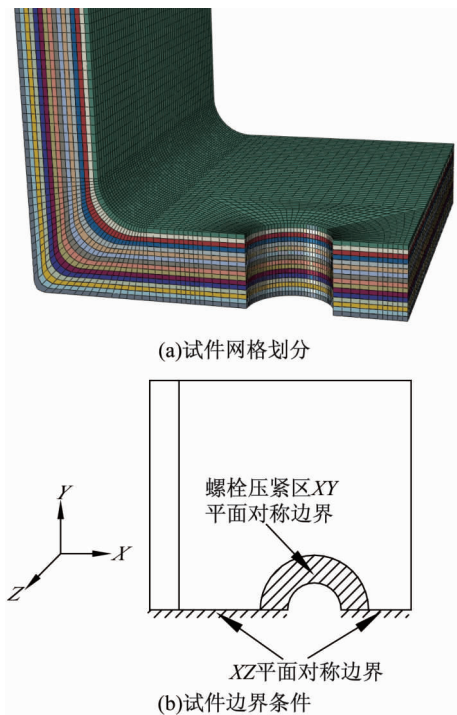


图 5 试件有限元模型网格划分及边界条件

Fig. 5 Finite element model and boundary condition of specimen

3.2 失效准则及刚度退化

采用 Hashin-Rotem 准则^[14]判断复合材料层内失效,采用二次名义应力准则^[15]判断层间失效。

纤维失效时的失效模式为

$$\begin{cases} \frac{\sigma_{11}}{X_t} \geq 1, & \sigma_{11} \geq 0 \\ \frac{\sigma_{11}}{X_c} \geq 1, & \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad (1)$$

基体失效时的失效模式为

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1, & \sigma_{22} \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1, & \sigma_{22} < 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: σ_{11} 、 σ_{22} 、 σ_{12} 分别为纤维方向、基体方向、面内剪切的应力。

层间开裂使用二次名义应力准则,其表达式为

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

式中: t_n 、 t_s 、 t_t 为界面层法向和剪向应力; t_n^0 、 t_s^0 、 t_t^0 为

界面层法向和切向临界应力。当 $t_n > 0$ 时, $\langle t_n \rangle = t_n$; 当 $t_n \leq 0$ 时, $\langle t_n \rangle = 0$ 。

在计算过程中,通过降低材料积分点的刚度来实现层内复合材料损伤的扩展。本文参考 TAN 等^[16]提出的方法,在基体和纤维发生破坏时,把相应积分点的刚度值退化为 0。层间的 COHESIVE 单元刚度退化采用双线性形式,判断界面层完全失效采用混合破坏(Benzeggagh-Kenane)准则,其表达式为

$$G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left(\frac{G_s}{G_T}\right)^\eta = G^C \quad (4)$$

式中: $G_s = G_s + G_t$; $G_T = G_n + G_s$; $G_C = G_n + G_s + G_t$; G_n 、 G_s 、 G_t 分别为 I、II、III 型断裂能量释放率; G_n^C 、 G_s^C 、 G_t^C 分别为 I、II、III 型断裂临界能量释放率; η 为界面层材料参数。

粘聚单元的主要参数为: 剪切强度 $S = 22.1$ MPa; 剥离强度 $T = 8.6$ MPa; 临界能量释放率 $G_n^C = 0.3$ N/mm, $G_s^C = G_t^C = 0.665$ N/mm。

3.3 结果与讨论

8 mm 厚度接头在 A 阶段进行试验和仿真得到的拉力-位移曲线如图 6 所示。分层破坏形式的试验和仿真对比如图 7 所示。由于 3[#] 试件的拉力-位移曲线的斜率和 A 阶段峰值均靠近各试件的曲线斜率和峰值的平均值,本文将 3[#] 试件的拉力-位移曲线作为数值模拟进行对比。由试验结果可得: 8 mm 厚度的 4 组试件在 A 阶段的拉力峰值平均值为 5.62 kN,数值计算结果为 5.76 kN,两者误差为 2.5%,结果吻合较好,证实了仿真计算模型的正确性。

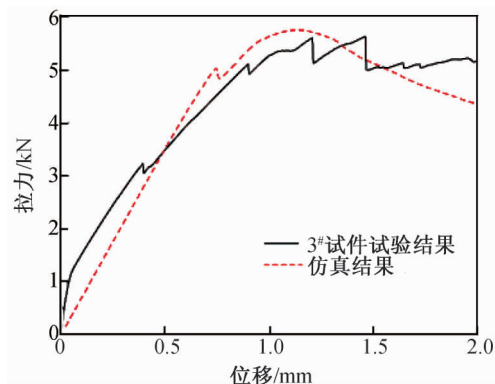


图 6 试验和仿真的拉力-位移曲线对比(厚度为 8 mm)

Fig. 6 Comparison of load-displacement curves between experiment and computation (8 mm in thickness)

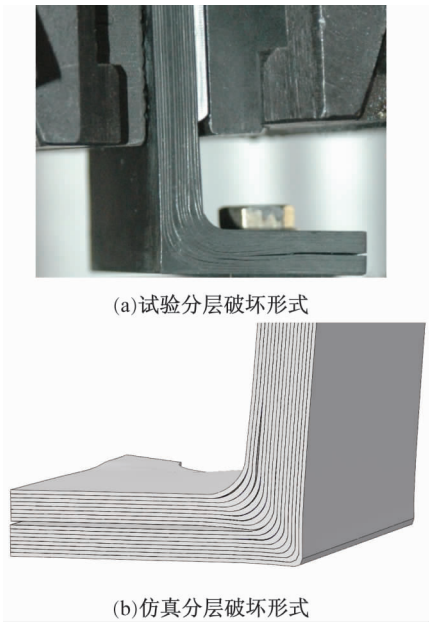


图 7 3[#] 试件破坏形式的仿真-试验对比 (厚度为 8 mm)
Fig.7 Comparison of damage mode between experiment and computation of 3[#] specimen (8 mm in thickness)

图 8 给出了纤维破坏、基体破坏和分层破坏过程,以进一步分析接头的损伤破坏过程。由图可知: 8 mm 厚度的接头纤维损伤基本集中在螺栓压紧区附近,且沿着螺栓压紧区由内向外扩展,A 阶段内纤维损伤区域很小;基体损伤位于螺栓压紧区附近和试件的直角拐角处,损伤分别沿着螺栓压紧区的内侧向外侧和直角拐角处由内向外侧方向扩展,基体损伤起始拉力较小,损伤面积较大;分层破坏的扩展路径与基体基本类似。L 型连接接头在 A 阶段出现拉力波动由基体损伤和分层破坏导致。A 阶段的拉力峰值取决于螺栓压紧区附近和直角拐角区域的层间强度及基体强度。

为研究铺层角度对接头承载能力的影响,在原有铺层层数的基础上,分别增加 0°和 90°铺层的层数比例到 30%、40%、50%时,计算 A 阶段的承载能力。图 9 为 0°和 90°铺层在不同层数时的拉力-位移曲线及承载能力。由图可知,随着 0°和 90°层数的增加,其曲线的变化趋势基本一致,对刚度的影响较小。对比不同铺层层数时的承载能力可知:随着 0°层数的增加,承载能力逐渐增大,但增加的幅度较小,0°层数占总层数 50%时比 30%承载能力增加 3%;随着 90°层数的增加,承载能力逐渐减小,但减小的幅度也较小,90°层数占总层数 50%时比 30%承载能力减小 8.6%。结果表明:在原铺层信息的

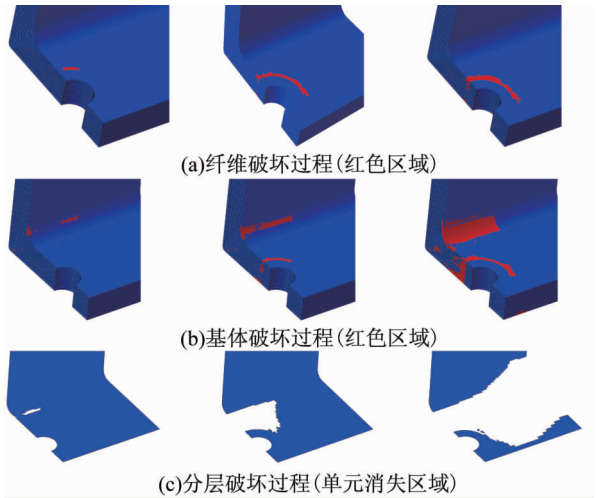


图 8 8 mm 厚度 L 型连接接头的破坏过程
Fig.8 Damage process of L-joints with the thickness of 8 mm

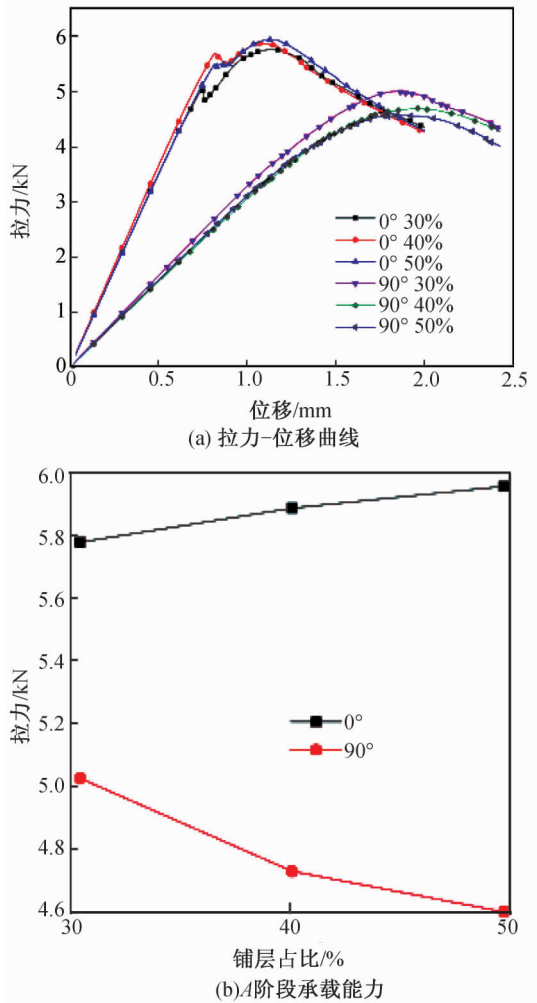


图 9 不同角度铺层比例的拉力-位移曲线和承载能力
Fig.9 Load-displacement curves and carrying capacity of different lay count ratios

基础上,单纯改变层数比例对提高接头承载能力的作用有限,应改善螺栓孔附近应力状态,提高层间强度,以增大承载能力。

4 结 束 语

本文通过试验和仿真,探讨了复杂应力下 L 型复合材料机械连接接头的破坏过程及行为。仿真结果与试验结果吻合较好,解决了该类结构在工程上的仿真难题;通过对比不同角度铺层比例时的承载能力,为设计类似结构提供依据。目前针对接头的研究多集中在受剪力状态下,本文提供的试验和仿真模型边界处理方法适用于受弯矩为主的接头形式。为进一步提高 L 型接头的承载能力,后续可对增加垫圈、角盒等局部加强方式的接头进行仿真计算。

参考文献

- [1] 梁吉鹏, 马斌捷. 复合材料层合结构层间应力分析综述[J]. 强度与环境, 2013, 40(2): 33-42.
- [2] WANG Y, TONG M B, ZHU S H. Three dimensional continuum damage mechanics model of progressive failure analysis in fiber-reinforced composite laminates [C]//The 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, US. 2009: 1-8.
- [3] 陈鹏飞, 赵美英. 基于单层特征线曲线法的复合材料机械连接接头强度分析[J]. 强度与环境, 2008, 35(4): 45-50.
- [4] 李成, 郑艳萍. 不同孔口形状对含孔复合材料板孔边应力状态影响的研究[J]. 工程力学, 2007, 24(10): 19-24.
- [5] KADGAONKER V G, RAO D K N. General solution for moments around holes in symmetric laminates[J]. Composite Structures, 2000, 49(1): 41-45.
- [6] WILSON D W, BYRON R P. An experimental investigation of AS4/2220-3 graphite epoxy woven fabric composite bolted joints[R]. NASA Langley Research Center, NASA Grant NAG-1-281, 1986.
- [7] BUNIN B L. Critical joints in large composite primary aircraft structures. Volume 1 technical summary [R]. NASA Langley Research Center, NASA CR-3914, 1985.
- [8] 徐红炉, 王富生, 岳珠峰. 失效准则和非线性对复合材料层合板螺栓连接失效强度的影响[J]. 强度与环境, 2008, 35(3): 35-42.
- [9] 杨雷, 燕瑛, 闫伟. 复合材料端框渐进损伤分析方法与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7): 931-935.
- [10] 朱元林, 崔海涛, 温卫东. 复合材料单排多钉连接三维累积损伤强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 497-502.
- [11] 张爽, 王栋, 酆正能. 复合材料层合板多钉连接结构累积损伤过程可视化仿真模拟[J]. 复合材料学报, 2006, 23(3): 135-140.
- [12] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 复合材料单钉接头三维逐渐损伤破坏分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(3): 168-174.
- [13] 姜云鹏, 岳珠峰. 复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J]. 复合材料学报, 2005, 22(4): 177-182.
- [14] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber-reinforced composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7(5): 448-464.
- [15] 黎增山, 关志东, 何为. 复合材料层板开孔拉伸损伤分析[J]. 复合材料学报, 2012, 29(1): 169-175.
- [16] TAN S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25: 556-577.

(本文编辑:应振华)