

文章编号:1674-8190(2014)04-534-07

考虑分层损伤的复合材料螺栓连接 强度预测与损伤分析

郭子昂, 万小鹏, 李波

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 针对传统复合材料损伤分析方法未考虑界面层的损伤问题, 基于三维累积损伤分析方法和内聚力模型方法, 建立一套能够综合考虑面内损伤和层间损伤的复合材料螺栓连接数值分析模型。通过对两种典型复合材料单钉接头进行强度分析, 表明该计算方法比传统有限元方法具有更高的精度。基于该模型, 对接头层合板的分层扩展以及拧紧力矩对接头强度和分层扩展的影响进行研究。结果表明: 分层扩展方向和层合板断裂方向是一致的; 拧紧力矩对连接强度有明显提高作用, 并且对孔边分层扩展有抑制作用。

关键词: 层合板接头; 内聚力模型; 分层损伤; 强度分析; 拧紧力矩

中图分类号: V229; TB33

文献标识码: A

Strength Prediction and Damage Analysis of Bolted Composite Joints Based on a Delamination Damage Model

Guo Ziang, Wan Xiaopeng, Li Bo

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Countered at the traditional damage analysis of composite without considering the interlaminar failure, based on the three-dimensional progressive damage analysis and cohesive zone model method, a new progressive damage model capable of numerically simulating the behavior of bolted composite joints comprehensively considering composite layer and interlaminar failure is developed. Through the strength analysis of two typical composite single fastener joints, it shows that the results by new model better agree with the experiments than by the traditional FEM progressive damage model. By this model, a study of the delamination propagation of the composite joints and the effect of tightening torque on the strength of composite joints and delamination propagation is performed. It is found that the direction of delamination propagation is the same with the orientation of fracture. The tightening torque increases the strength of composite joints obviously and can suppress the delamination propagation at hole in composite joint.

Key words: laminates joints; cohesive zone model; delamination damage; strength analysis; tightening torque

0 引言

在复合材料结构设计中, 机械连接以其工艺简单、连接可靠、传递载荷大等特点被广泛使用。但是由于复合材料的各向异性和非匀质等不同于金

属的特殊性质, 使得其机械连接结构损伤比较复杂, 其强度预测和损伤分析一直是研究的重点方向。针对复合材料的强度分析, 一些学者采用基于二维有限元模型的累积损伤方法^[1-2], 该方法计算简便但无法考虑层间的分层损伤。而事实上, 复合材料的分层损伤是层合板的基本失效形式, 直接影响层合板的强度预测。P. P. Camanho 等^[3]采用三维模型, 在厚度方向上每层划分单一单元, 逐层进行应力分析, 在 Hashin 准则基础上引入了分层判

收稿日期: 2013-12-09; 修回日期: 2014-03-06

通信作者: 李波, libo050009@163.com

据进行失效分析。但由于未考虑界面层,其计算分层时采用的是层内单元的正应力与剪应力,而实际产生分层的原因则是层间应力。近年来,越来越多的学者运用内聚力模型法^[4-6]模拟界面层。该方法克服了以上方法的缺陷,充分考虑了界面层的模量、强度和韧性等材料参数,更符合分层原理,预测分层产生和扩展的同时还可以进行强度分析。

为了更贴近实际损伤情况,本文同时考虑面内损伤与层间分层损伤,采用累积损伤分析方法与内聚力模型法对接头层合板的损伤扩展和强度预测进行模拟。

1 复合材料累积损伤分析与内聚力模型方法

本文将层合板的失效模式分为面内失效与层间失效,在此基础上采用累积损伤法,针对面内和层间失效采用不同的失效法则和损伤演化方法。

1.1 面内与层间失效模型

复合材料面内失效理论已经比较成熟,失效模式包括五种:纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效、基体压缩失效、纤维基体剪切失效。各种失效模式使用修正的 Hashin 准则进行判断,如表 1 所示。

表 1 修正的 Hashin 准则
Table 1 The modified Hashin criterion

| 失效模式 | 失效判据 |
|---------|---|
| 纤维拉伸失效 | $\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1$ |
| 纤维压缩失效 | $\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1$ |
| 基体拉伸失效 | $\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$ |
| 基体压缩失效 | $\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1$ |
| 基纤维剪切失效 | $\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1$ |

相应的退化方法采用 P. P. Camanho 等^[3]的方法,退化系数为:当纤维发生拉伸破坏,将 E_1 退化为初始值的 0.07 倍;当纤维发生压缩破坏,将 E_1 退化为初始值的 0.14 倍;当基体发生拉伸破坏,将 E_2, G_{12}, G_{23} 退化为初始值的 0.2 倍;当基体发生压缩破坏,将 E_2, G_{12}, G_{23} 退化为初始值的 0.4

倍;当发生基纤维剪切破坏时,将 $G_{12}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{23}$ 退化到 0。

而对于层间失效,通过在潜在分层区域插入界面单元来模拟分层损伤的产生和扩展。界面层采用零厚度的内聚力单元模拟,在 ABAQUS 中其对应的单元类型为 COH3D8^[7],采用的本构模型为双线性本构模型^[8]。该内聚力模型的内聚力-张开位移关系如图 1 所示,表现为:在加载过程中,随着外载荷的增加,单元内聚力和被粘界面之间的相对位移逐渐增大;当应力满足应力强度准则时,损伤发生界面刚度开始退化;持续的加载导致界面刚度衰减到 0,界面单元的断裂能被耗尽,此时界面单元被“删除”,从而模拟复合材料层合板层间分层的产生和扩展。

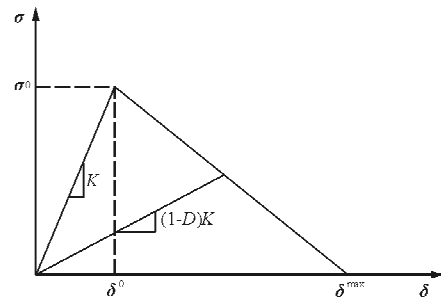


图 1 双线性内聚力本构模型

Fig. 1 Bi-linear constitutive equation of cohesive

界面层的失效模式以断裂理论为依据,分为 I、II、III 型断裂,即张开型、滑开型、撕开型以及它们的混合模式。在复合材料结构中,分层损伤通常在 I / II 型混合模式下发生。在混合失效模式下,不能通过简单的对比界面应力与相应的强度值来判断界面是否发生分层损伤破坏。

界面层模型初始损伤判断采用二次应力准则,形式为

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

式中: t_n^0, t_s^0, t_t^0 分别为界面层的抗拉与抗剪强度; $\langle \rangle$ 为 MacAuley 符号,表示 $t_n > 0$ 时, $\langle t_n \rangle = t_n$, $t_n \leq 0$ 时, $\langle t_n \rangle = 0$,即认为拉伸可产生损伤,压缩不会产生损伤。

由基于能量的 Power-Law 准则判断何时发生分层:

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^7 + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^7 + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^7 = 1 \quad (2)$$

式中: G_I, G_{II}, G_{III} 为三种断裂模式的能量释放率;

G_{Ic} 、 G_{IIc} 、 G_{IIIc} 为三种断裂模式的断裂韧度;参数 η 为权重系数,通常取值为 2。

复合材料的分层损伤主要是 I / II 型断裂,因此本文在数值模拟中,忽略 III 型损伤的影响。

当材料达到初始损伤后,需要减小界面材料的刚度。计算中界面材料的刚度降低表现为随着位移的增大界面层内的应力不断降低,用损伤变量 D 来表示:

$$\begin{cases} K_{nn} = (1 - D)K_{nn}^0 \\ K_{ss} = (1 - D)K_{ss}^0 \\ K_{tt} = (1 - D)K_{tt}^0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: K_i^0 ($i = n, s, t$) 为界面单元初始刚度系数。

$$D = \begin{cases} 0 & (\delta < \delta^0) \\ \frac{\delta^{\max}(\delta - \delta^0)}{\delta(\delta^{\max} - \delta^0)} & (\delta^0 \leq \delta \leq \delta^{\max}) \\ 1 & (\delta > \delta^{\max}) \end{cases} \quad (4)$$

式中: δ 为界面单元位移; δ^0 为界面材料出现初始损伤时的位移; δ^{\max} 为界面材料最终失效时的位移。它们可以由二次失效准则和 Power-Law 准则推导出来。

界面层的刚度确定原则是不能影响层合板本身的弹性性能,因此界面层刚度越大越好, G. Alfano^[6] 推荐的胶层刚度系数的公式如式(5)所示,在三个方向上 K 均取此值。

$$K = \frac{\alpha E_3}{t} \quad (5)$$

1.2 有限元模型

采用内聚力单元法的一个缺点是在潜在分层区域必须采用非常精细的网格划分以保证单元的长厚比。A. Turon 等^[9] 研究认为单元长宽在 0.5 mm 左右时就能使计算较为精确,据此建立较精细的三维螺栓连接模型,如图 2 所示。

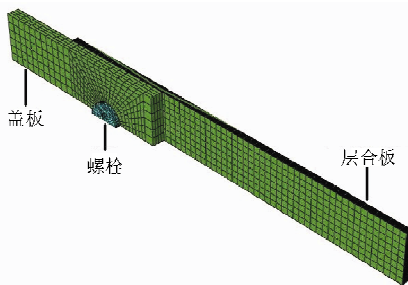


图 2 三维螺栓连接有限元模型

Fig. 2 Finite element model of 3D bolt connection

模型的边界条件为固定搭接板自由端的全部自由度,对称面添加对称约束,在层合板、搭接板、螺栓之间添加接触约束。当拉伸载荷过大时,各接触面会产生明显滑移,因此接触采用有限滑移的面面接触模型。

1.3 强度和损伤扩展分析流程

利用 ABAQUS 有限元分析软件对复合材料连接的强度和损伤扩展进行分析。层合板的面内损伤应用 ABAQUS 用户材料子程序 UMAT 进行失效判断和刚度退化;界面层采用 cohesive 单元模拟分层的起始和扩展;层合板的剩余强度通过查看计算过程的载荷一位移曲线得出,即认为载荷一位移曲线的最高点为层合板的极限载荷。分析流程图如图 3 所示。

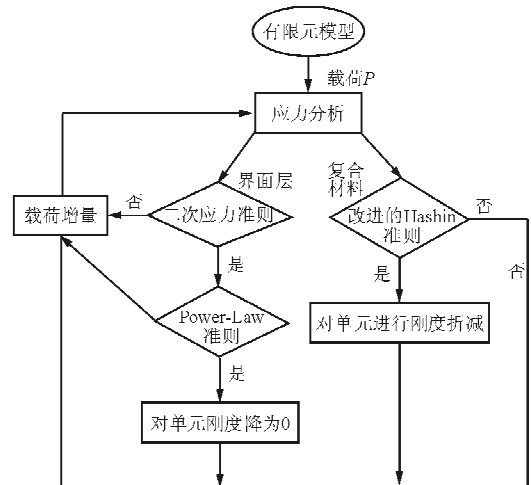


图 3 损伤分析流程

Fig. 3 Flow chart of damage analysis

1.4 层间应力的验证

层间应力是导致分层的主要原因,故其计算精确度影响着分层计算的精确度。Jose Sancho 等^[10] 研究了单向拉伸条件下层合板自由边界处的层间应力。为了验证模型的精确度,采用本文方法对文献[8]中的算例进行层间应力的计算。算例层合板长为 120 mm,宽为 30 mm,厚为 1 mm,铺层为 $[0/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]$,算得层合板对称界面 ($90^\circ/90^\circ$) 处的正应力和 ($45^\circ/-45^\circ$) 界面处的剪应力分别如图 4~图 5 所示, y 为到自由边界的距离。

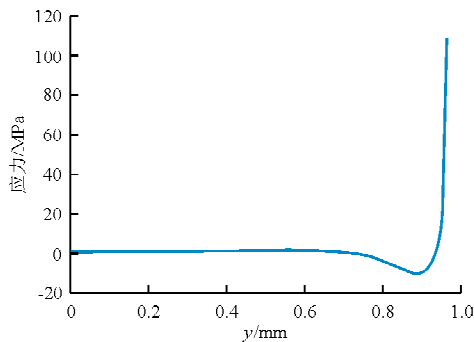


图 4 90°/90°界面处的层间正应力

Fig. 4 σ_z distribution at interface 90°/90°

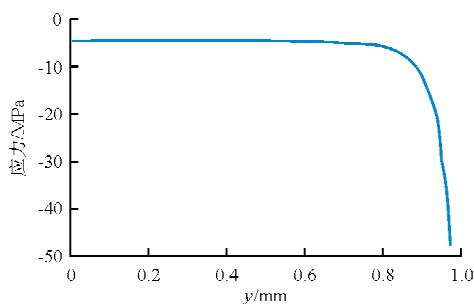


图 5 45°/-45°界面处的层间剪应力

Fig. 5 τ_{xy} distribution at interface 45°/-45°

利用本文方法得到的层间应力分布图和原文献中图的曲线走向一致,其中正应力和剪应力的峰值分别为 108 MPa 和 47 MPa,与原文献结果 113 MPa 和 45 MPa 非常接近,峰值的位置也均在离自由边界约 1 mm 处。因此可认为,本文模型可以准确地模拟层间应力和分层效应。

2 复合材料单钉接头强度分析

本文有限元验证所选定的算例模型引自王丹勇的试验^[11],研究对象为复合材料单钉双剪接头,层合板材料为 T300/BMP316,是横观各向同性材料,其材料参数如表 2 所示。

表 2 T300/BMP316 材料参数

Table 2 Properties of T300/BMP316 composites

| 参数 | 数值 | 参数 | 数值 |
|---------------|----------|----------------------------------|---------|
| E_1 /GPa | 128.8 | Y_t /MPa | 64 |
| E_2 /GPa | 8.94 | Y_c /MPa | 185 |
| E_3 /GPa | 8.94 | S_{12} /MPa | 102 |
| G_{12} /GPa | 5.66 | S_{23} /MPa | 30 |
| G_{23} /GPa | 3.03 | G_{Ic} /(J·mm ⁻¹) | 0.28 |
| ν_{12} | 0.32 | G_{IIc} /(J·mm ⁻¹) | 1.002 |
| X_t /MPa | 1 298.2 | K /(N·mm ⁻³) | 447 000 |
| X_c /MPa | 1 040.74 | | |

界面元材料参数引自文献^[12],界面层的抗拉强度 t_n 的值即为 S_{23} ,抗剪强度 t_s 和 t_t 的值即为 S_{12} , K 的值由式(5)计算得到。

搭接板和螺栓的材料常数为:弹性模量为 206 GPa,泊松比为 0.3。选取两种试件,它们的螺栓孔直径均为 6.35 mm,端径比(E/D)分别为 3 和 2,宽径比(W/D)分别为 3 和 5(对其编号分别为 303 和 205,第一个数字意为 E/D ,第三个数字意为 W/D),其铺层均为 $[45^\circ/-45^\circ/90^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$,单层厚度均为 0.125 mm。

为了验证本文方法,同时采用以下方法对两种接头进行对比研究:

(1) 不考虑界面层的三维分析方法^[8],即采用考虑分层的 Hashin 准则;

(2) 基于二维模型的累积损伤方法^[11]。

计算结果如表 3 所示。

表 3 层压板接头强度计算结果比较

Table 3 Comparison of calculation results for laminate joint strength

| 试件 编号 | 方法 | | 试验 均值 | 误差/% | | | |
|----------|-------|-------|----------|-------|--------|------|------|
| | 本文 | 方法 1 | | 方法 2 | 单位:MPa | | |
| | | | | | 本文 | 方法 1 | 方法 2 |
| 303 | 229.5 | 233.7 | 239.8 | 221.9 | 3.4 | 5.3 | 8.1 |
| 205 | 128.0 | 113.4 | 140.4 | 121.8 | 5.0 | -7.0 | 15.3 |

从表 3 可以看出:不考虑分层损伤模式的强度计算结果明显偏大;而采用考虑分层的 Hashin 准则,其计算结果有时偏小,有时偏大,这是因为该方法对分层效应的计算不正确,在计算分层损伤时,其采用的是层内单元的剪应力与正应力,而不是层间的剪应力与正应力;而本文所用模型因为完全区分开面内损伤与分层损伤,能够反映分层损伤机理,正确计算分层损伤,分析结果与试验结果误差较小。

3 拧紧力矩对强度的影响

本文对两种接头施加拧紧力矩进行连接强度预测,拧紧力矩的添加采用截面法。两种试件均加载 8 N·m 的拧紧力矩^[11],其强度计算结果如表 4 所示。

表4 施加拧紧力矩的层合板强度计算结果比较

Table 4 Comparison of the analytical predictions with tightening torque

| 试件序号 | 试验值/MPa | 计算值/MPa | 误差/% |
|------|---------|---------|------|
| 303 | 248.2 | 259.5 | 4.5 |
| 205 | 133.8 | 140.9 | 5.3 |

从表3~表4可以看出,与无拧紧力矩的结果相比,两种试件的连接强度均提高了10%以上。表明一定的拧紧力矩对复合材料的连接强度具有明显的增强作用。这是由于拧紧力矩使垫圈对复合材料板产生法向侧压,导致层合板长轴方向的伸长,阻止和延缓了局部的开裂和分层。

表4的计算结果与试验结果相比,最大误差仅为5.3%,进一步证明本文所用计算方法的有效性。

4 接头层合板分层扩展分析

4.1 无拧紧力矩的层合板分层扩展

本文模拟的303层合板在最终失效时各层间分层损伤如图6所示。

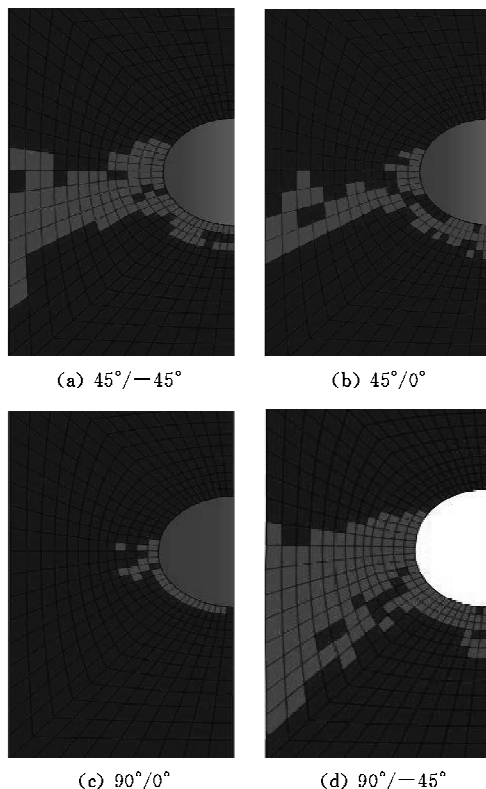


图6 最终失效时各层间分层损伤
Fig. 6 Illustrations of the delamination at several interfaces(joints 303)

从图6可以看出:基本上每个层间都产生了分层,然而每个层间的分层扩展并不相同,90°/-45°分层最为严重,其次是上下层含±45°的层间,0°/90°层间分层最小;此外,分层基本上都是沿着层压板断裂的方向扩展的。

接头层合板90°/-45°层间的分层扩展情况如图7所示。

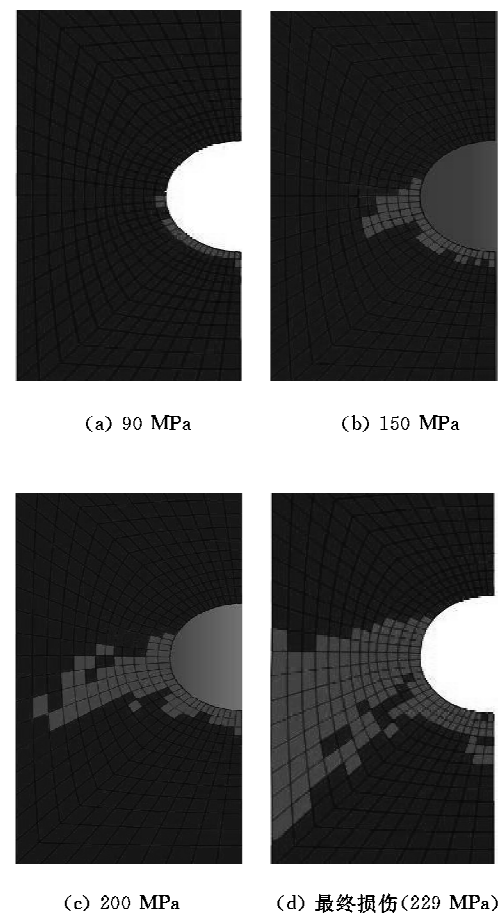


图7 90°/-45°分层损伤扩展过程
Fig. 7 Illustrations of the delamination of at 90°/-45° interface under several stresses(joints 303)

从图7可以看出:当载荷为90 MPa时,钉孔受压区开始出现分层损伤;载荷增大到150 MPa时,板宽方向的损伤扩展速度已经超过了挤压区;载荷继续增大到200 MPa时,板宽方向的分层继续扩展;当载荷达到229 MPa时,分层损伤扩展到板宽,层合板最终破坏;同时,分层扩展最快的方向与板宽方向约呈30°,这应该是受-45°层基体破裂的影响。

4.2 有拧紧力矩的层合板分层扩展分析

有拧紧力矩时接头层合板最终失效时各层间的分层情况如图 8 所示,90°/-45°层间的分层扩展情况如图 9 所示。

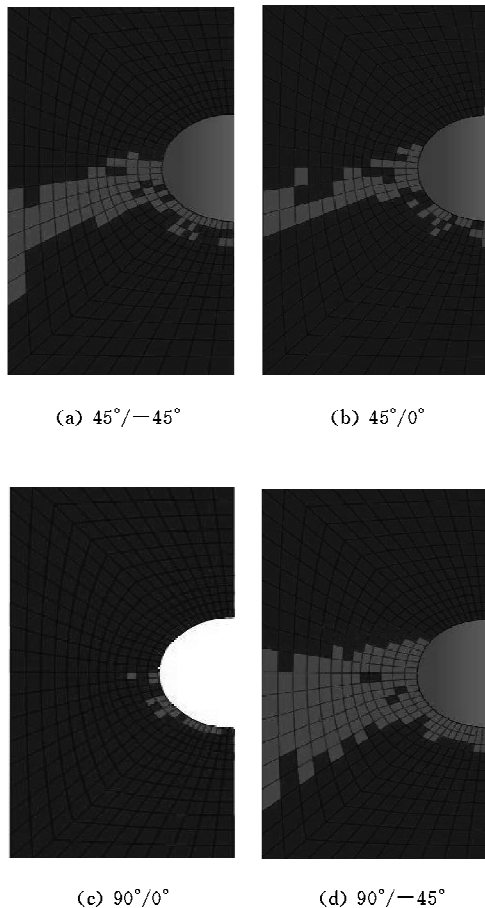
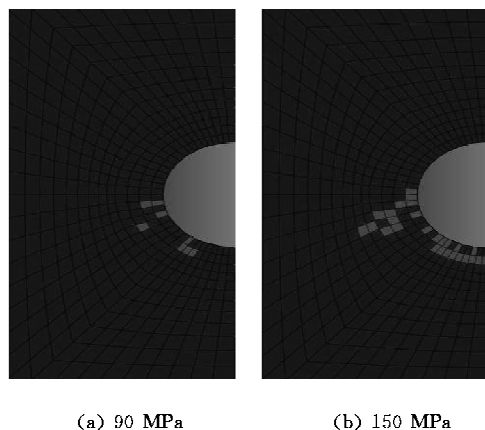
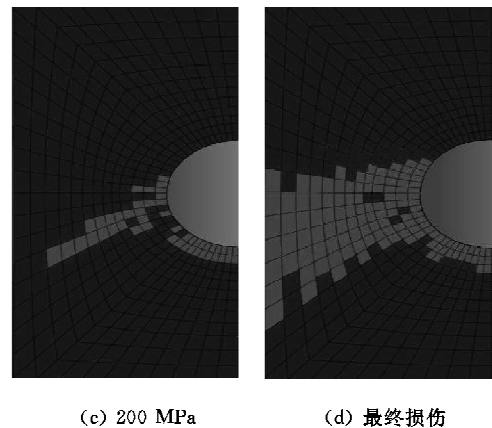


图 8 最终失效时各层间分层损伤
Fig. 8 Illustrations of the delamination at several interfaces(joints 303)



(a) 90 MPa (b) 150 MPa



(c) 200 MPa (d) 最终损伤

图 9 90°/-45°分层损伤扩展过程
Fig. 9 Illustrations of the delamination of at 90°/-45° interface under several stresses(joints 303)

从图 8~图 9 可以看出:有拧紧力矩层合板损伤扩展过程与无拧紧力矩情况类似,只是扩展速度相对缓慢;最终破坏损伤区域对比结果表明,有拧紧力矩层合板损伤区域明显减小。这是由于拧紧力矩使垫圈对复合材料层合板产生法向侧压,拉伸产生分层,压缩不产生分层,故法向侧压阻止和延缓了孔边局部开裂和分层,孔边分层扩展减慢进而影响到孔外侧区域分层的扩展。

5 结 论

(1) 提出一套综合考虑面内损伤和层间损伤的复合材料螺栓连接结构的三维渐进损伤模型,较准确地预测了不同结构尺寸层合板接头的静强度。与传统的层合板接头强度预测方法相比,本文方法提高了预测的精度,证明综合考虑面内损伤和层间损伤是有必要的。分层损伤作为层合板的一大失效形式,会影响最终强度的预测。

(2) 通过分析,发现层合板孔边的分层扩展方向和层合板破坏方向一致。

(3) 通过对无拧紧力和有拧紧力的接头进行对比分析,发现螺栓拧紧力矩提供了复合材料孔附近的侧向约束,阻止和延缓了局部开裂和分层,因此对复合材料连接接头的强度具有明显的增强作用。

参考文献

[1] Tan S C, Perez J. Progressive failure of laminated composites with a hole under compressive loading[J]. Journal of

- Reinforced Plastics and Composites, 1993, 12(10): 1043-1057.
- [2] Seng C Tan. A progressive failure model for composite laminates containing openings[J]. Journal of Composite Materials, 1991(25): 556-577.
- [3] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [4] Wagner W, Balzani C. Simulation of delamination in stringer stiffened fiber-reinforced composite shells[J]. Computers and Structures, 2008, 86(9): 930-939.
- [5] Turon A, Camanho P P, Costa J, et al. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading[J]. Mechanics of Materials, 2006, 38: 1072-1089.
- [6] 张璐. 含分层缺陷复合材料层合板分层扩展行为与数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
Zhang Lu. Numerical analysis and experimental study on propagation behavior of laminated composite plates with embedded delamination[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [7] Abaqus analysis user's manual[M]. version 6. 8. USA: ABAQUS, Inc., 2008.
- [8] Alfano G. On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(6): 723-730.
- [9] Turon A, Davila C G, Camanho P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74(10): 1665-1682.
- [10] Jose Sancho, Antonio Miravete. Design of composite structures including delamination studies[J]. Composite Structures, 2006, 76(4): 283-290.
- [11] 王丹勇. 层合板接头损伤失效与疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
Wang Danyong. Research on prediction of damage failure and fatigue life for composite bolted joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [12] 赵渠森. 先进复合材料手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2003.
Zhao Qusen. Advanced composite manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2003. (in Chinese)

作者简介:

郭子昂(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:复合材料结构连接设计与分析。

万小朋(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞机结构设计与分析、复合材料结构设计与分析、复合材料结构损伤诊断技术等。

李波(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料飞机结构设计与分析。

(编辑:马文静)

(上接第533页)

- [8] 史献林,余莉,施红. 系留气球升空过程的动态模拟[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 609-613.
Shi Xianlin, Yu Li, Shi Hong. Dynamic simulation of ascending tethered balloon[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 609-613. (in Chinese)
- [9] Vorachek J J, Burbick W, Doyle G R. Investigation of dynamic behavior of tethered balloon systems[C]. AFCRI-72-0113, 1972.
- [10] 张向强,顾逸东,姜鲁华. 系留气球时域响应分析[J]. 北京: 北京航空航天大学学报, 2006, 32(9): 1015-1018.
Zhang Xiangqiang, Gu Yidong, Jiang Luhua. Time-domain response analysis of a tethered aerostat[J]. Beijing: Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(9), 1015-1018. (in Chinese)
- [11] 贾重任. 系留气球纵向稳定性分析[J]. 飞机设计, 2006(9): 20-24.
Jia Zhongren. Analysis of longitudinal stability for tethered aerostat[J]. Aircraft Design, 2006(9): 20-24. (in Chinese)
- [12] 杨雯,高秉亚,刘兴兵. 高海拔地区环境特性对系留气球系统的影响[J]. 现代雷达, 2010, 32(1): 7-9.
Yang Wen, Gao Bingya, Liu Xingbing. Effect of environment of high altitude region on tethered aerostat system[J]. Modern Radar, 2010, 32(1): 7-9. (in Chinese)
- [13] Wilcox Brian H, Schneider Evan G, Vaughan David A, et al. Low-cost propellant launch to LEO from a tethered balloon-economic and thermal analysis[C]. Aerospace Conference, 2010 IEEE.

作者简介:

罗战虎(1982—),男,工程师。主要研究方向:浮空器及水面飞行器总体气动设计、飞行力学。

(编辑:赵毓梅)