

# 拧紧力矩对复合材料层合板与金属板连接强度影响

刘 峰, 王 坤, 周建国, 陈威杨

(中国民用航空飞行学院航空工程学院, 四川广汉, 618307)

**摘要** 完成了不同拧紧力矩下复合材料层合板与金属板单钉连接拉伸静强度实验。建立了三维有限元模型,对层合板失效过程进行了分析。基于实验数据调整了层合板初始刚度,对数值模型进行了修正。修正后数值计算模型的连接强度与实验数据基本吻合。由分析可知,拉伸实验曲线达到强度极限前呈现近似双线性特征,斜率突变处发生了载荷衰减波动。试件接触面经历了初始静摩擦—瞬时动摩擦—静摩擦平衡的动态过程。M6 螺栓拧紧力矩为  $8 \text{ N} \cdot \text{m}$  时,静载拉伸强度最大。连接强度的试验值与计算值误差均在  $6.7\%$  以内。合适的拧紧力矩可获得最佳的连接强度,拧紧力矩过大会导致连接强度降低。

**关键词** 拧紧力矩;复合材料;层合板;连接;强度

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.06.003

**中图分类号** TB33 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)06-0013-06

## Influence of Tightening Torque on the Joint Strength of Composite Laminate and Metal Plate

LIU Feng, WANG Kun, ZHOU Jianguo, CHEN Weiyang

(College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation Flight University of China,  
Guang Han 618307, China)

**Abstract** A three-dimensional finite element model of the joint assembly is built, and the failure evolution process of the composite laminate is analyzed. The numerical analysis model is modified by regulating initial stiffness coefficients of the laminate based on the strength test data. The joint strength of the modified numerical model is fitted well with that of static loading test. It follows that the approximate dual linear characteristics is found in the tensile test curves before the ultimate strength is met, and tensile load attenuation surge happens at the point where the gradient discontinuity occurs. The contact faces of the tensile test specimen encounter a process from initial static friction state, transient slide friction state to final static friction equilibrium state. When there is a M6 bolt with  $8 \text{ N} \cdot \text{m}$  tightening torque, its tensile strength is the maximum, and the relative errors of joint strength between the numerical analysis results and that of the tensile test are all less than  $6.7\%$ . The best joint strength can be obtained to proper tightening torque, whereas excessive tightening torque may lead to strength reduction.

**Key words** tightening torque; composite; laminate; joint; strength

收稿日期: 2020-03-16

基金项目: 中国民用航空飞行学院研究生创新项目(X2018-5)

作者简介: 刘 峰(1977—),四川崇州人,教授,主要从事飞机强度研究。E-mail:532096605@qq.com

**引用格式:** 刘峰,王坤,周建国,等.拧紧力矩对复合材料层合板与金属板连接强度影响[J].空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(6):13-18. LIU Feng, WANG Kun, ZHOU Jianguo, et al. Influence of Tightening Torque on the Joint Strength of Composite Laminate and Metal Plate[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(6): 13-18.

复合材料是一种以特定的物理或化学的方法将多种材料结合而成的材料。在结构设计中复合材料由于其可设计性、强度高和重量轻等特点,成为设计者们的理想材料。目前,随着航空器的发展,大型航空器中的主要承力部件仍使用金属,但正逐渐被复合材料所替代。研究复合材料层合板与金属板结构强度,具有重要的意义。

Shokrich 和 Lessard 等建立了层合板有限元模型,计算了疲劳状态下层合板接头的应力状况,但没有讨论连接问题<sup>[1-2]</sup>;顾亦磊分析了复合材料连接中的搭接方式、螺栓种类和螺栓间距对连接结构的影响,但未考虑渐进损伤过程<sup>[3]</sup>;Faruk Sen 等通过实验讨论了在连接中螺栓孔间隙对连接强度的影响,但未进行数值验证<sup>[4]</sup>;Qin 等利用有限元方法,分析了复合材料连接结构中孔周的应力分布<sup>[5]</sup>;Gray 等通过试验研究了层合板厚度对连接强度的影响<sup>[6]</sup>;NASA 空天飞行器中心提出了 MSFC-STD-486B 标准,要求施加预紧力时应小于螺栓强度的 30%,但未考虑复合材料的强度<sup>[7]</sup>。

当结构受拉力作用时,构件接触面之间粗糙,预紧力导致摩擦力不可忽视,从而影响复合材料层合板与金属板连接的强度。本文采用 T300-3K/934 型碳纤维复合材料,通过实验和数值分析研究了不同拧紧力矩下,复合材料层合板与金属板连接结构极限载荷。建立了连接结构的有限元模型,对受单向拉伸的层合板/金属板单钉连接试件渐进损伤问题进行了数值分析,基于实验数据验证了数值分析模型的正确性。

### 1 拉伸实验

复合材料层合板实验件材料为 T300-3K/934,铺层方案为 $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ]$ 。金属板选用 7075 铝合金,紧固件选用高强度碳钢螺栓。实验件尺寸如图 1 所示(单位为 mm),具体力学性能参数见表 1、表 2。试件分为 6 组,预紧力分别为:2、4、6、8、10、12 N·m,每组 3 个。

使用万测 ETM305D 电子万能试验机进行拉伸实验。采用位移加载控制,速率为 2 mm/min,记录载荷-位移曲线,取 3 组中数据为中间值的一组,如图 2 所示。

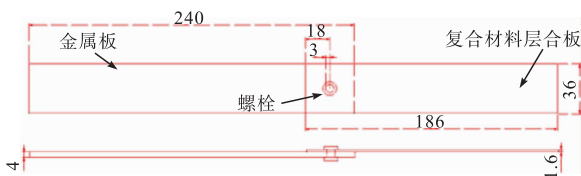


图 1 实验件尺寸

表 1 T300-3K/934 的力学性能参数

| 参数            | 数值     | 参数            | 数值  |
|---------------|--------|---------------|-----|
| $E_{11}$ /MPa | 62 800 | $X_t$ /MPa    | 628 |
| $E_{22}$ /MPa | 62 100 | $X_c$ /MPa    | 655 |
| $E_{33}$ /MPa | 24 100 | $Y_t$ /MPa    | 607 |
| $\mu_{12}$    | 0.29   | $Y_c$ /MPa    | 624 |
| $\mu_{23}$    | 0.29   | $Z_t$ /MPa    | 200 |
| $\mu_{13}$    | 0.29   | $Z_c$ /MPa    | 200 |
| $G_{12}$ /MPa | 4 200  | $S_{12}$ /MPa | 51  |
| $G_{23}$ /MPa | 4 200  | $S_{23}$ /MPa | 51  |
| $G_{31}$ /MPa | 4 200  | $S_{31}$ /MPa | 51  |

注: $E$ 为弹性模量; $\mu$ 为泊松比; $G$ 为剪切模量; $Z_t$ 、 $Z_c$ 为铺层厚度方向拉伸和压缩强度; $S$ 为剪切强度。

表 2 金属板与紧固件的力学性能参数

| 金属板      |       | 紧固件      |       |
|----------|-------|----------|-------|
| $E$ /GPa | $\mu$ | $E$ /GPa | $\mu$ |
| 71.74    | 0.33  | 206      | 0.28  |

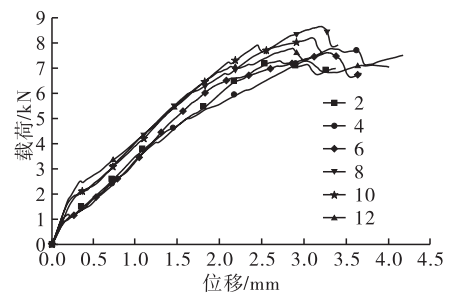


图 2 实验载荷-位移曲线

由图 2 可知,各组曲线在位移 0.25 mm 以下时斜率较大;在位移约 0.25 mm 时,曲线发生波动,斜率减小,基本呈现双线性特征。实验中液压夹头夹持可靠,未与试件发生相对滑动。载荷-位移曲线变化的原因有:①层合板、金属板和紧固件的接触面经历了初始静摩擦-瞬时滑动摩擦-静摩擦平衡的动态过程;②初始静摩擦状态导致连接件压紧区域横截面为实际抗拉截面,拉伸刚度较高,相当于并联弹簧;③初始静摩擦系数大于滑动摩擦系数,因此在位移约 0.25 mm 时发生了载荷的衰减波动,同时也消除了微量装配间隙;④瞬时滑动摩擦过程结束后,连接件接触面处于新的静摩擦平衡状态,摩擦系数较小,碳纤维板和金属板相当于串联弹簧,刚度低于初始静摩擦时的试件刚度;⑤随着载荷增大,层合板中出现不同模式的损伤,导致局部铺层刚度折减,达到极限载荷后材料渐进损伤加速,最终完全失效。

实验中金属件未发生明显塑性变形,连接件强度决定于复材层合板强度,因此后续分析以复材件为主。

### 2 有限元模型

#### 2.1 有限元建模

本文利用 ABAQUS 软件建立相关有限元模

型,编写 UMAT 子程序完成对层合板的渐进失效计算。

复材试件整体采用 C3D8R 单元划分,如图 3 所示。对层合板孔边单元网格划分较密,以保证计算精度。



图 3 复合材料层合板网格

将螺栓和螺母有限元模型简化为图 4 所示构型,可以提高计算效率,整体采用 C3D10 单元。

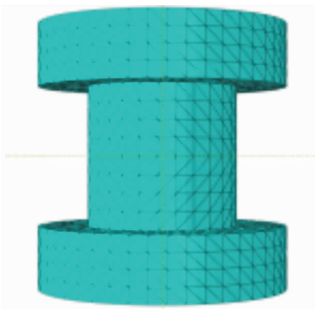


图 4 螺栓有限元简化模型

边界条件如图 5 所示。箭头  $F$  为拉伸方向,边界条件 RF1 固定了金属板一端的全部自由度,RF2 固定了复合材料层合板一端除  $x$  轴方向外的其他自由度。在螺栓、复合材料层合板与金属板之间定义接触约束。为了消除刚体位移,在施加拧紧力矩的分析步中,约束螺栓  $x$  轴方向和  $z$  轴方向的自由度,在拧紧力矩施加完毕后,则放开螺栓全部自由度。

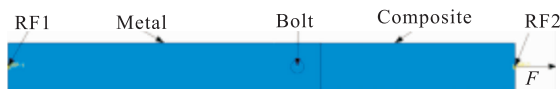


图 5 单钉连接拉伸模型的边界条件

## 2.2 渐进失效算法

如图 6 所示。应力计算、判断失效和刚度折减构成了复合材料结构渐进失效分析方法<sup>[8]</sup>。

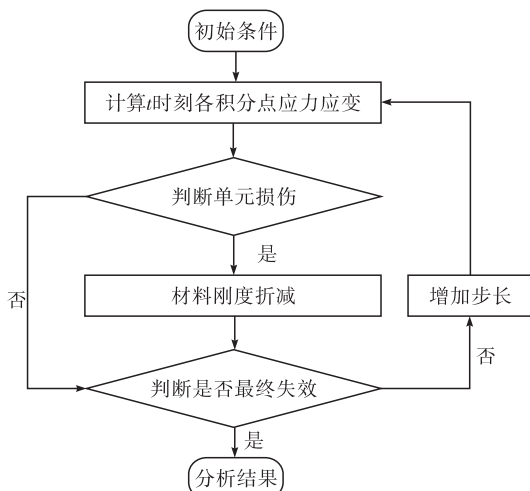


图 6 渐进损伤分析流程

计算各单元应力后,将应力代入准则中计算失效因子,折减满足条件的损伤单元的参数,输出应力,进入下一载荷步计算,当层合板完全失效,计算终止。

## 2.3 Hashin 失效准则

现阶段常用的复合材料失效准则有最大应力和最大应变准则<sup>[9]</sup>、Tsai-Wu 准则<sup>[10]</sup>、Puck 准则<sup>[11]</sup>等。其中 Hashin 准则可以较好的区分材料的不同破坏形式,易于后续的分析计算,因而在工程中被广泛使用<sup>[12]</sup>。表 3 为三维 Hashin 准则的失效判据<sup>[13]</sup>。

表 3 三维 Hashin 失效准则

| 破坏形式                        | 失效判据                                                                                                   |
|-----------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 纤维拉伸破坏( $\sigma_{11} > 0$ ) | $(\frac{\sigma_{11}}{X_t})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 \geq 1$ |
| 纤维压缩破坏( $\sigma_{11} < 0$ ) | $(\frac{\sigma_{11}}{X_c})^2 \geq 1$                                                                   |
| 基体拉伸破坏( $\sigma_{22} > 0$ ) | $(\frac{\sigma_{22}}{Y_t})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$ |
| 基体压缩破坏( $\sigma_{22} < 0$ ) | $(\frac{\sigma_{22}}{Y_c})^2 + (\frac{\sigma_{12}}{S_{12}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$ |
| 拉伸分层破坏( $\sigma_{33} > 0$ ) | $(\frac{\sigma_{33}}{Z_t})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$ |
| 压缩分层破坏( $\sigma_{33} < 0$ ) | $(\frac{\sigma_{33}}{Z_c})^2 + (\frac{\sigma_{13}}{S_{13}})^2 + (\frac{\sigma_{23}}{S_{23}})^2 \geq 1$ |

注: $\sigma_{11}$ 、 $\sigma_{12}$ 、 $\sigma_{13}$ 、 $\sigma_{22}$ 、 $\sigma_{23}$ 、 $\sigma_{33}$ 为材料应力分量。

## 2.4 刚度退化模型

Chang<sup>[14]</sup>等认为当材料中某个单元发生损伤后,对应的刚度系数折减为 0,在分析中若采用该种退化模型,由于材料参数的突然变化,易导致计算不收敛,故本文采用 Camanho<sup>[15]</sup>的材料刚度折减系数。表 4 为本文采用的 Camanho 材料刚度折减系数。实验中的复合材料层合板采用手糊真空加压常温固化工艺制作,材料的力学性能参数具有较大分散性,因此需要根据实验数据通过初始刚度系数调整对计算模型进行修正。

表 4 Camanho 材料刚度折减系数

| 破坏模式 | 刚度退化准则          |                                                 |
|------|-----------------|-------------------------------------------------|
| 纤维拉伸 | $Q_d = 0.07Q_t$ | $Q_t = E_1, u_{12}$                             |
| 纤维压缩 | $Q_d = 0.14Q_t$ | $Q_t = E_2, u_{12}$                             |
| 基体拉伸 | $Q_d = 0.2Q_t$  | $Q_t = E_2, G_{12}, G_{23}, \mu_{12}, \mu_{23}$ |
| 基体压缩 | $Q_d = 0.4Q_t$  | $Q_t = E_2, G_{12}, G_{23}, \mu_{12}, \mu_{23}$ |
| 拉伸分层 | $Q_d = 0.2Q_t$  | $Q_t = E_3, G_{13}, G_{23}, \mu_{12}, \mu_{23}$ |
| 压缩分层 | $Q_d = 0.2Q_t$  | $Q_t = E_3, G_{13}, G_{23}, \mu_{12}, \mu_{23}$ |

注: $Q_t$ 为某一分析的材料力学性能, $Q_d$ 为下一步分析的材料力学性能。

## 2.5 实验与仿真计算对比分析

图 7 为不同拧紧力矩下实验值与仿真值的对比

图。由于在达到极限载荷后,材料的损伤模式较为复杂,因此在将实验值与计算值进行对比时,主要考虑极限峰值载荷。表5给出了不同拧紧力矩下,单钉连接极限载荷实验值与计算值的对比情况,两者之间最大误差不超过6.7%,说明本文分析模型是可靠的。

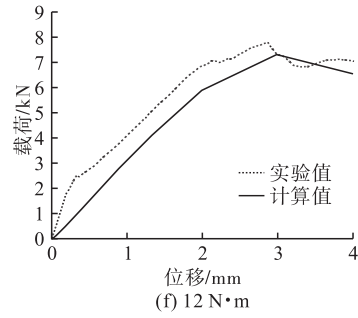
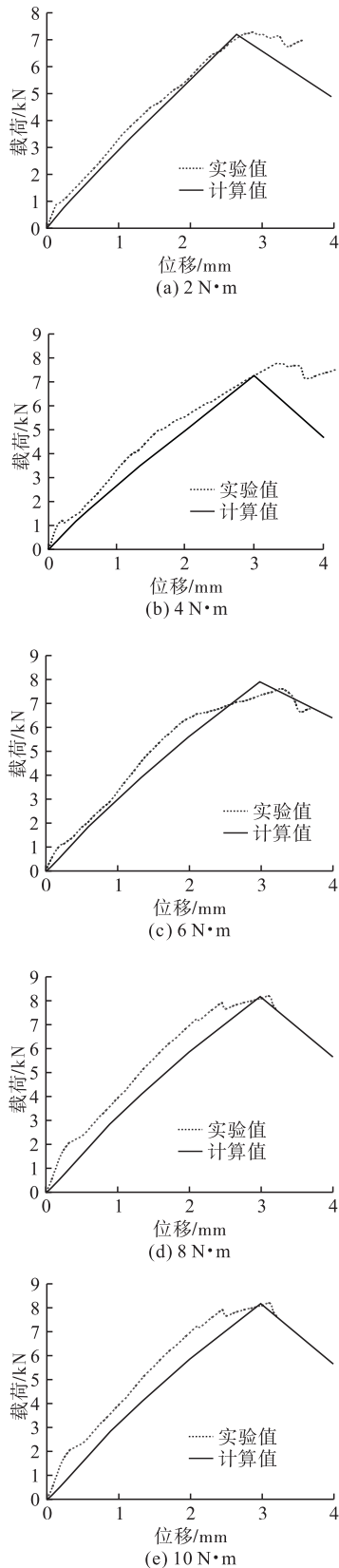


图7 不同拧紧力矩下载荷-位移实验曲线与计算曲线对比

表5 不同拧紧力矩下实验值与计算值对比

| 拧紧力矩/<br>N·m | 极限载荷/N    |           | 误差/% |
|--------------|-----------|-----------|------|
|              | 实验值       | 计算值       |      |
| 2            | 7 292.991 | 7 200.390 | 1.30 |
| 4            | 7 778.497 | 7 264.102 | 6.61 |
| 6            | 7 618.320 | 7 900.877 | 3.70 |
| 8            | 8 656.752 | 8 390.994 | 3.10 |
| 10           | 8 209.773 | 8 175.378 | 0.42 |
| 12           | 7 790.730 | 7 311.255 | 6.15 |

### 3 渐进损伤分析

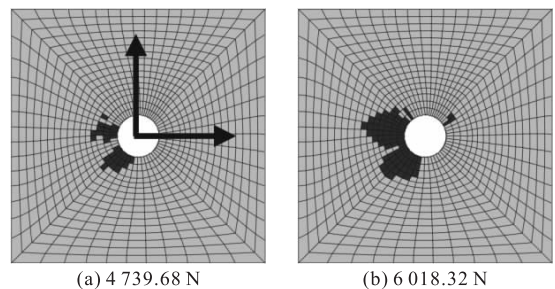
受到现有试验条件限制,本文在进行试验时,未能将拉伸试验后的层合板进行电镜扫描分析,后续若具备条件,并将分析结果与有限元仿真结果进行对比分析,可以得到更为精确的渐进损伤过程。

基于有限元分析结果,对图5所示的连接结构的渐进损伤过程进行分析。由实验可知,发生损伤的区域分布在紧固件周围,故以下分析主要关注紧固件孔周围的损伤情况。本文采用M6螺栓,以最优拧紧力矩为8 N·m时为例进行渐进损伤分析。

如图8所示,图中沿x轴方向为拉伸方向。载荷的增大使得45°铺层在第三象限产生损伤;0°铺层的损伤则位于-x轴方向。

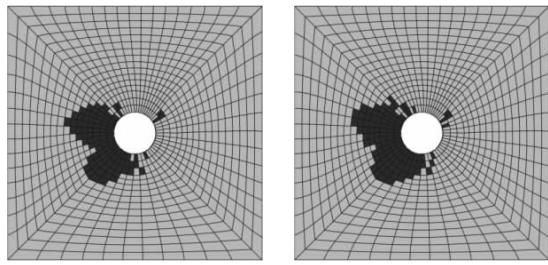
如图9所示,当拉伸载荷为6 018.32 N时,首次出现损伤。极限载荷时45°铺层的损伤位于第四象限;所有0°铺层受 $\sigma_{23}$ 和 $\sigma_{12}$ 2个剪切应力共同作用,如图10所示,其损伤位于紧固件孔周。

如图11所示,基体压缩损伤从4 993.09 N开始出现,随着载荷逐渐增大,各层均出现该损伤模式,且向图中135°方向扩展,直至完全失效。



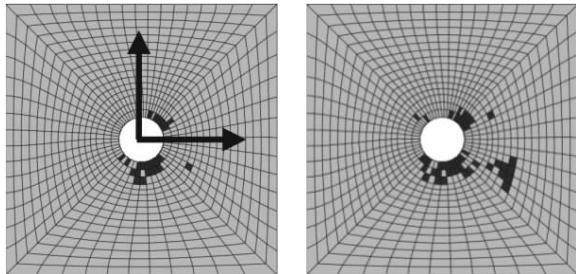
(a) 4 739.68 N

(b) 6 018.32 N

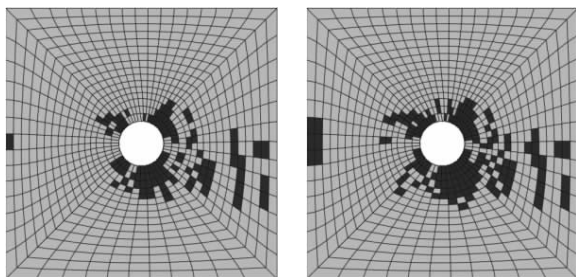


(c) 7 067.88 N (d) 8 391.0 N

图 8 不同载荷下的纤维压缩损伤

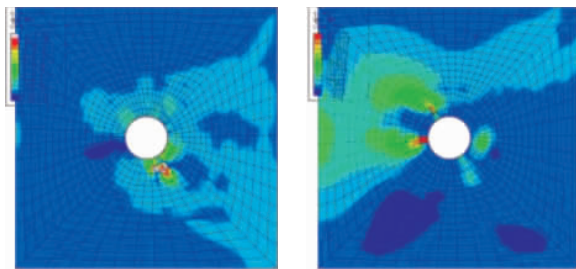


(a) 6 018.32 N (b) 7 067.88 N

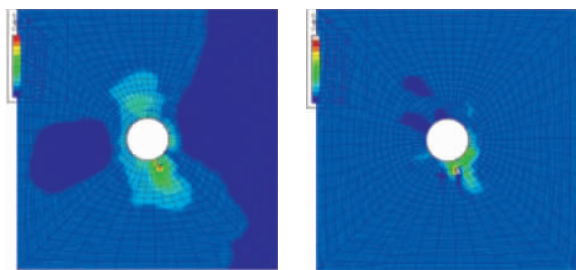


(c) 7 984.32 N (d) 8 391.0 N

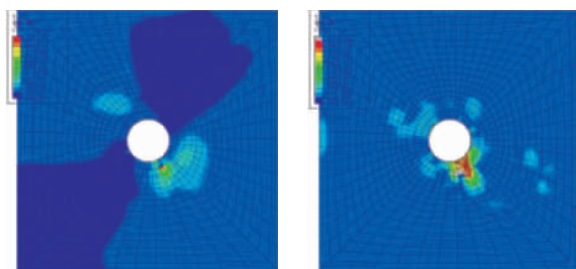
图 9 不同载荷下的基体拉伸损伤



(a)  $\sigma_{11}$  (b)  $\sigma_{12}$

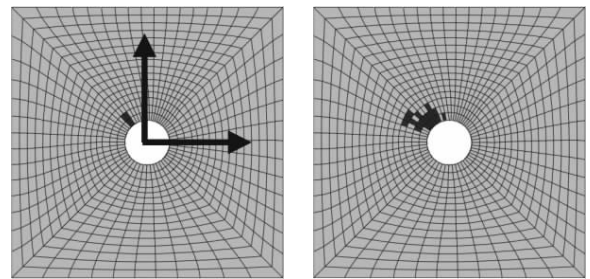


(c)  $\sigma_{13}$  (d)  $\sigma_{22}$

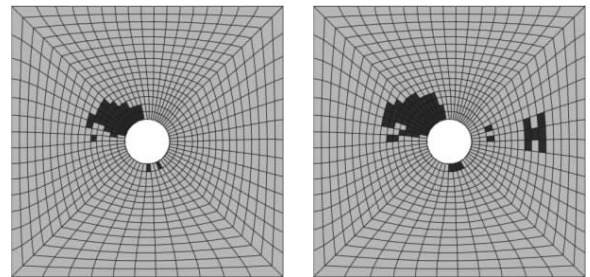


(e)  $\sigma_{23}$  (f)  $\sigma_{33}$

图 10 极限载荷 (8 391.0 N) 下第一铺层应力云图



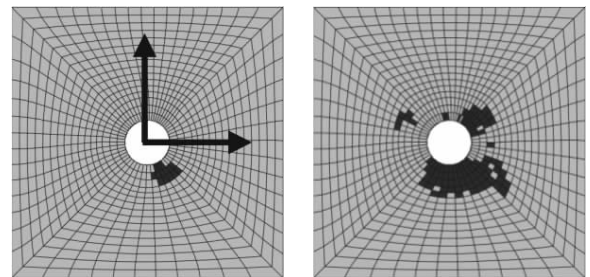
(a) 4 993.09 N (b) 6 018.32 N



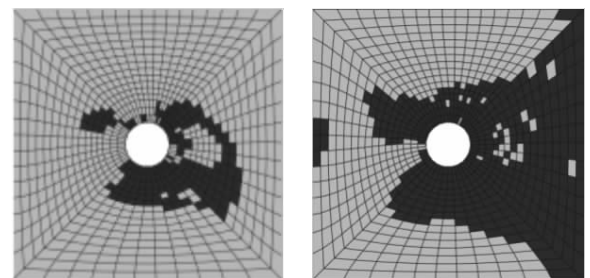
(c) 7 067.88 N (d) 8 391.0 N

图 11 不同载荷下的基体压缩损伤

图 12 为拉伸载荷 4 993.09 N 时,首次出现拉伸分层损伤,极限载荷时,45°铺层损伤位于第二象限,0°铺层损伤位于第一、四象限,且面积较大。



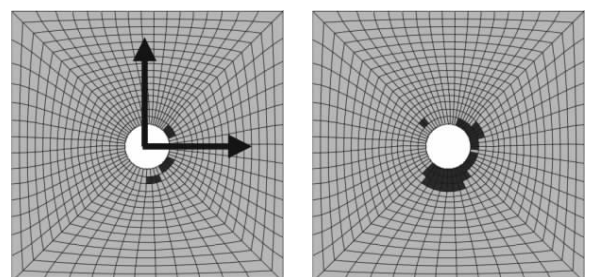
(a) 4 993.09 N (b) 6 018.32 N



(c) 7 067.88 N (d) 8 391.0 N

图 12 不同载荷下的拉伸分层损伤

图 13 为拉伸载荷 2 794.67 N 时,螺栓发生转动。图 14 为变形缩放系数 3.0,螺栓头压向层合板导致压缩分层损伤极限载荷时,45°铺层的压缩分层损伤位于孔周,0°铺层的损伤位于 -x 轴方向。



(a) 2 994.67 N (b) 3 886.60 N

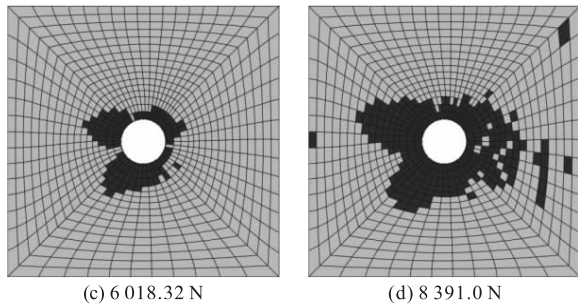


图 13 不同载荷下的压缩分层损伤

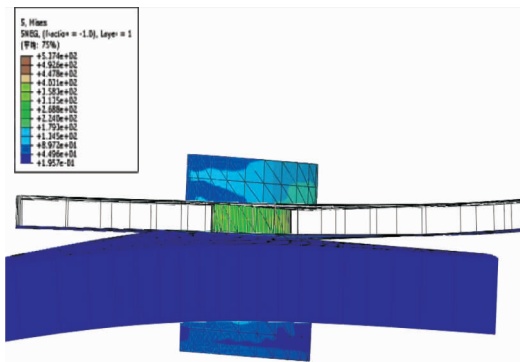


图 14 螺栓转动位移

## 4 结论

1) 复合材料层合板与金属板单钉连接拉伸实验曲线达到强度极限前呈现近似双线性特征,斜率突变处呈现载荷衰减波动。

2) 试件接触面经历了初始静摩擦-瞬时动摩擦-静摩擦平衡的动态过程。

3) 使用 M6 螺栓对复合材料层合板与金属板进行单钉连接,螺栓拧紧力矩为  $8 \text{ N} \cdot \text{m}$  时,静载拉伸强度最大(实验强度为  $8\ 656.75 \text{ N}$ )。

4) 连接强度的计算值与实验值误差均在  $6.7\%$  以内,本文建立的数值分析模型是可靠的。

5) 合适的拧紧力矩可获得最佳的连接强度,拧紧力矩过大会导致连接强度降低。

## 参考文献

- [1] SHOKRIEH M M, LESSARD L B. Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part I: Modeling [J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13):1056-1080.
- [2] SHOKRIEH M M, LESSARD L B. Progressive Fatigue Damage Modeling of Composite Materials, Part

II: Material Characterization and Model Verification [J]. Journal of Composite Materials, 2000, 304 (13): 1081-1116.

- [3] 顾亦磊. 复合材料机械连接强度分析及影响因素研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- [4] FARUK S, MURAT P, ONUR S. Experimental Failure Analysis of Mechanically Fastened Joints with Clearance in Composite Laminates under Preload[J]. Materials and Design, 2007, 29(6):1159-1169.
- [5] QIN T L, ZHAO L B, ZHANG J Y. Fastener Effects on Mechanical Behaviors of Double-lap Composite Joints[J]. Composite Structures, 2013, 100:413-423.
- [6] GRAY P J, O'HIGGINS R M, MCCARTHY C T. Effect of Thickness and Laminate Taper on the Stiffness, Strength and Secondary Bending of Single-lap, Single-bolt Countersunk Composite Joints[J]. Composite Structures, 2014, 107:315-324.
- [7] ZHAO Y, FORD D, RICHARDSON S. Torque Limit for Fasteners in Composites, NASA/MSFC/ED23 [R]. Washington: NASA, 2001.
- [8] 刘通. 复合材料厚板单钉螺栓连接强度研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [9] SUN C T, QUINN B J, TAO J. Comparative Evaluation of Failure Analysis Methods for Composite Laminates[Z]. DOT/FAA/AR-951109.
- [10] TSAI S W, WU E M. A General Theory of Strength for Anisotropic Materials[J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5(1):58-80.
- [11] PUCK A, SCHÜRMAN H. Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(12/13):1633-1662.
- [12] TANG P Y. Development of a Progressive Failure Model for Strength of Laminated Composite Structure [J]. DTIC, 1990, 33:521-529.
- [13] HASHIN Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites[J]. J of Applied Mechanics, 1980, 47: 329-334.
- [14] CHANG F K, SCOTT R A, SPRINGER G S. Strength of Mechanically Fastened Composite Joints[J]. Journal of Composite Materials, 1982, 16(6):470-494.
- [15] 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.

(编辑:姚树峰)