

# 高温下开孔复合材料层合板压缩试验及有限元分析

## Compressive Experiment and Finite Element Analysis of Open Hole Composites Laminate at High Temperature

西北工业大学工程力学系 欧阳林辉 霍世慧  
长安大学 汪帮耀

**[摘要]** 在高温环境下对开孔复合材料层合板进行压缩性能试验及其损伤的有限元分析,将得到的压缩强度进行比较,两者相差 3.1%,在误差允许的范围内。同时由有限元损伤分析,得到了各铺层角的具体失效损伤图。结果表明,复合材料层合板开孔压缩有限元损伤分析,能够很好地得到复合材料层合板在压缩过程中的损伤扩展和最终破坏,并最终预测复合材料层合板压缩失效模式和压缩强度。

**关键词:** 复合材料层合板 高温环境 开孔压缩 损伤分析 失效模式

**[ABSTRACT]** Compressive properties of the open hole composites laminate is experimentally tested at high temperature and finite element damage analysis of the laminates is completed, two different compressive strength is worked out by compressive experiment and finite element analysis, the difference is 3.1% between their compressive strength by comparison and is within the scope of permitted error. Special failure damage figure of every layer angle is worked out by finite element damage analysis. The result shows damage progression and final damage of the laminates are fine by compressive finite element damage analysis, and the analysis could predict the compressive failure model and compressive strength finally.

**Keywords:** Composites laminate High temperature condition Open-hole compress Damage analysis Failure mode

复合材料在 20 世纪 60 年代中期间世,70 年代初即开始应用于飞机结构。由于它具有高比强度、高比模量和耐腐蚀性<sup>[1]</sup>等优良特性,在航空航天领域得到越来越广泛的应用<sup>[2]</sup>。

针对复合材料层合板开孔结构,国内外学者已经做了一些研究。F.Pierron<sup>[3]</sup>研究了开孔复合材料层合板受张拉载荷情况下实验结果的损伤分析。Joung Hwan Lee<sup>[4]</sup>通过试验研究了开孔复合材料层合板的受压失效行为。C.SOUTIS<sup>[5]</sup>分析了开孔复合材料层合板在两轴

向载荷下的孔边应力分布。P. BERBINAU C<sup>[6]</sup>对开孔复合材料层合板在多轴向拉-压载荷下的应力和失效进行了分析。曹海建<sup>[7]</sup>利用有限元软件 ANSYS,对三维整体空复合材料结构模型的压缩力学性能进行了分析。汪源龙<sup>[8]</sup>对碳纤维(CCF300)/双马树脂(GW-300)复合材料层合板进行了高温环境下的拉伸和压缩性能试验,研究其在不同温度环境下基本力学性能的变化。黎增山<sup>[9]</sup>进行了开孔复合材料层合板拉伸的损伤分析。但是,以上学者均没有考虑在高温下,对开孔的复合材料层合板进行压缩性能试验和有限元损伤分析。由于高温环境下,复合材料层合板的力学性能相对于常温下会发生很大的变化,本文针对某新型复合材料层合板进行了高温压缩性能试验,并同时进行了有限元损伤分析。

## 1 试验

### 1.1 试件与加载

参考试验标准: HB6741-93 碳纤维复合材料层合板开孔压缩试验方法,在试验温度为 70℃,相对湿度为 95% 的环境下进行复合材料层合板开孔压缩试验。

试件几何尺寸: 长为 254.55mm, 宽为 34.18mm, 厚为 4.4mm, 孔径为 4.94mm。采用铺层形式为  $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ]_s$ , 本组试件数为 5 个。

试验机为 CSS-88100 电子万能试验机, 试验加载速度 1mm/min, 环境箱为重庆五环试验仪器有限公司 MT7006L 和重庆五环试验仪器有限公司 MH7006, 环境箱使用范围为(-70~+150)℃。试验机量程为 0~100kN。

通过公式(1)计算开孔压缩强度:

$$\sigma_t = \frac{F}{bt} \quad (1)$$

式中,  $\sigma_t$  为开孔压缩强度(MPa);  $F$  为开孔压缩破坏载荷(N);  $b$  为试件宽度(mm);  $t$  为试件厚度(mm)。

### 1.2 试验结果与分析

图 1 为试件断裂后的断口图, 此时加在试件上载荷达到 48.6kN。由图 1 可以看出, 试件已经破坏, 48.6kN



图1 试件受压后操作图  
Fig.1 Specimens after compression injury

为试件最大承受载荷,根据公式(1)可以计算出试件的压缩强度为 314.5MPa。试件的破坏处部位均在中部孔的两侧,沿孔向两侧成一定角度延伸,可见此处应力最大。

图2为载荷-位移图,由图2可以看出,载荷位移显示线性关系,当载荷达到 48.6kN 时,复合材料层合板失效破坏,载荷位移曲线陡然下降,试件承载能力迅速降低,说明层合板已破坏。

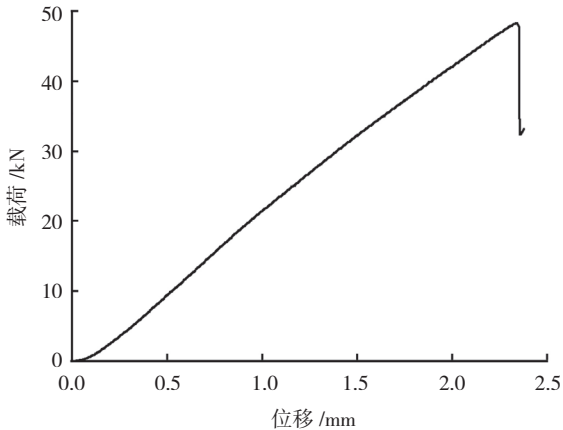


图2 载荷-位移图  
Fig.2 Load-displacement diagram

## 2 有限元分析

### 2.1 有限元模型

根据 1.1 节试件的尺寸和加载情况建立有限元模型,如图 3 所示。

铺层方式与试验试件一致,由于试件对称,所以在

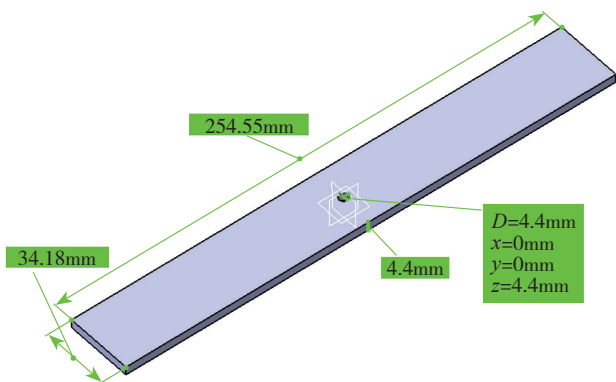


图3 试件模型图  
Fig.3 Specimen model diagram

建计算模型时只需要建 1/8 的模型,然后对其进行网格划分,图 4 给出试件 1/8 模型图网格图。

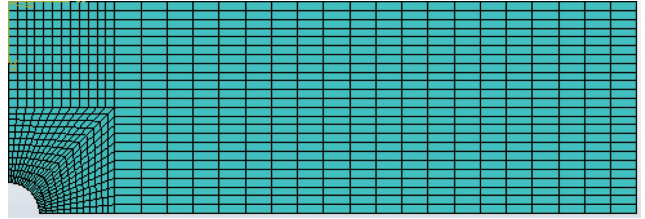


图4 试件1/8模型的网格图  
Fig.4 Specimens of 1/8 model grid

### 2.2 结果分析

图 5 为运用 ABQNAS 有限元分析软件得到的试件有限元模型的应力-位移曲线。从图中可以看出,当应力达到 317.6MPa 时,位移陡然下降,说明模型失效破坏,承载能力迅速降低。表 1 是有限元分析结果与试验结果的对比,两者相差 3.1%,在误差允许的范围。

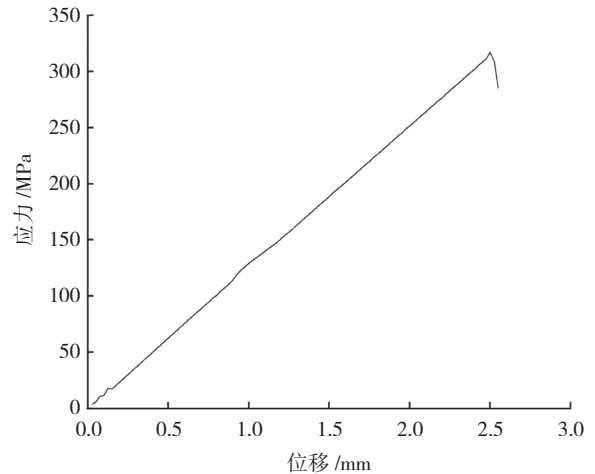


图5 应力-位移曲线  
Fig.5 Stress and displacement curve

表1 层合板试验和有限元结果对比表

试验结果 /MPa	有限元模拟结果 /MPa	误差 /%
314.0	317.6	3.1

### 2.3 有限元损伤分析

采用哈氏失效准则开展有限元损伤分析,式(2)~式(4)分别给出失效判据。

(1) 基体受压失效准则:

$$e_m^2 = \left( \frac{\sigma_y^{(i)}}{Y_t} \right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{(i)})^2 / G_{xy} + 3\alpha(\sigma_{xy}^{(i)})^4}{2S_c^2 / G_{xy} + 3\alpha S_c^4} (\sigma_y^{(i)} > 0) \quad (2)$$

$$e_m^2 = \left( \frac{\sigma_y^{(i)}}{Y_c} \right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{(i)})^2 / G_{xy} + 3\alpha(\sigma_{xy}^{(i)})^4}{2S_c^2 / G_{xy} + 3\alpha S_c^4} (\sigma_y^{(i)} < 0) \quad (3)$$

(2) 纤维-基体剪切失效准则:

$$e_{fs}^2 = \left( \frac{\sigma_x^{\theta}}{X_c} \right)^2 + \frac{2(\sigma_{xy}^{\theta})^2 / G_{xy} + 3\alpha(\sigma_{xy}^{\theta})^4}{2S_c^2 / G_{xy} + 3\alpha S_c^4} \quad (4)$$

式中,  $X_c$  为纤维屈服强度;  $Y_c$  为基体压缩强度,  $Y_t$  为横向拉伸强度;  $S_c$  为单层剪切强度;  $G_{xy}$  剪切模量;  $\sigma_x$ 、 $\sigma_{xy}$  为单层平面内应力; 因子  $\alpha$  表示非线性系数。

失效准则通过 ABAQUS 用户自定义场变量子程序 USDFLD 实现, 失效参数  $e_m$ 、 $e_{fs} > 1$  时, 场变量 FV1=1、FV2=1, 材料在损伤之后无法恢复。对于模拟结果, 相同铺层角度各取一层。

图 6 是基体受压损伤分层图, 其中 6 (a) 是第一层, 铺层方向为 45°; 6 (b) 是第二层, 铺层方向为 0°; 6 (c) 是第三层, 铺层方向为 -45°; 6 (d) 是第四层, 铺层方向

为 90°。FV1 作为基体受压损伤的场变量。从图 7 中可以看出, 这四层的基体损伤都发生在中间孔的两侧, 并沿孔向两侧成一定角度延伸。

图 7 是纤-基剪切损伤分层图, 其中 7 (a) 是第一层, 铺层方向为 45°; 7 (b) 是第二层, 铺层方向为 0°; 7 (c) 是第三层, 铺层方向为 -45°; 7 (d) 是第四层, 铺层方向为 90°。FV2 作为纤-基剪切损伤的场变量。从图中可以看出, 这四层的纤-基剪切损伤都发生在中间孔的两侧, 并沿孔向两侧成一定角度延伸。

图 8 是应力分层云图, 其中 8 (a) 是第一层, 铺层方向为 45°; 8 (b) 是第二层, 铺层方向为 0°; 8 (c) 是第三层, 铺层方向为 -45°; 8 (d) 是第四层, 铺层方向为 90°。从图 8 中可以看出, 这四层的圆孔处出现应力集中, 说明在圆孔处应力最大。

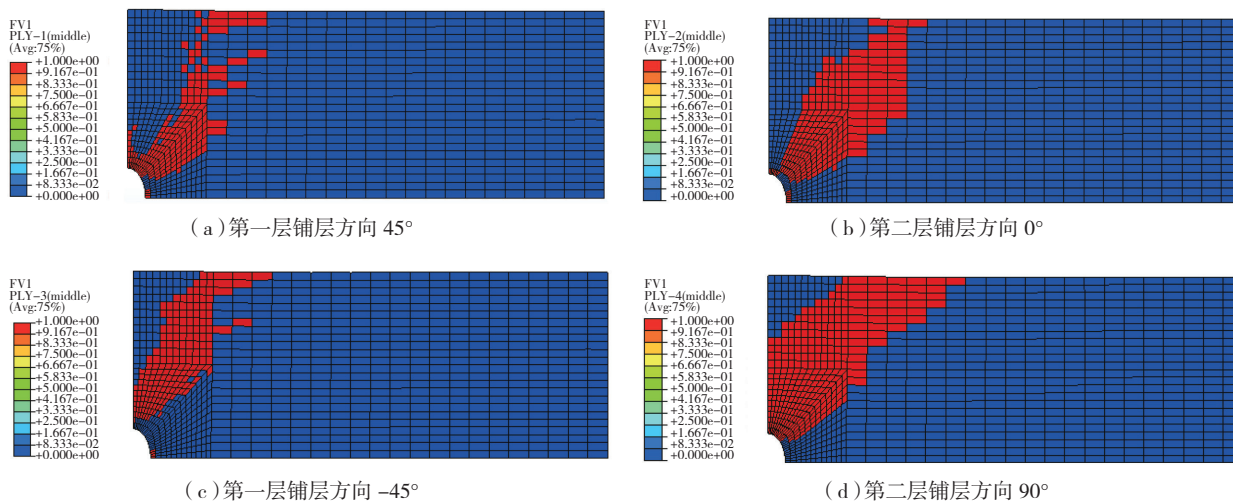


图6 基体受压损伤分层图

Fig.6 Matrix compression injury of hierarchical maps

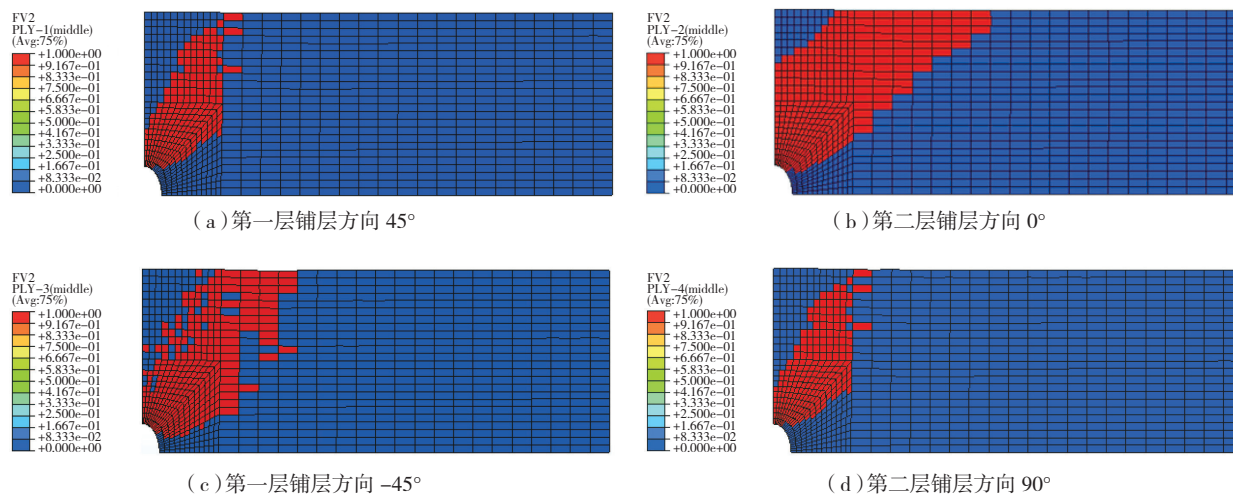


图7 纤-基剪切损伤分层图

Fig.7 Base shear damage hierarchical maps

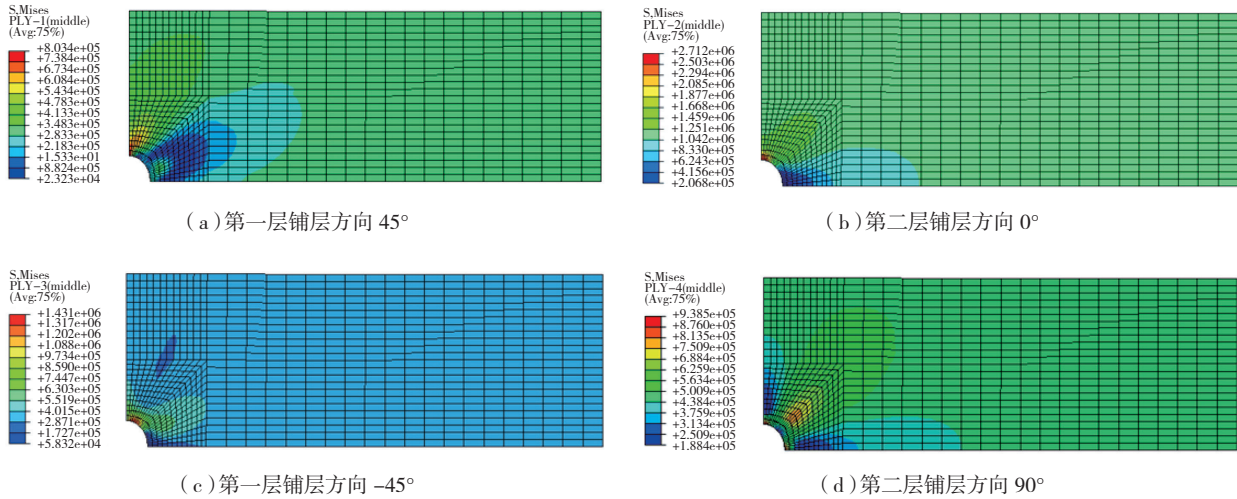


图8 应力分层云图  
Fig.8 Stress stratified cloud

### 3 结论

本文对某新型复合材料层合板的压缩试验和有限元分析,得出以下结论:

(1)对试件进行压缩性能试验和有限元损伤分析,由试验获得的压缩强度为 314.5MPa,由有限元损伤分析获得的压缩强度为 317.6MPa,误差为 3.1%,可以看出,完全在误差允许的范围。

(2)由有限元损伤分析获得各铺层的失效损伤图。从图可以看出,各铺层的损伤都是发生在中间孔的两侧,并沿孔向两侧成一定角度延伸。

(3)有限元分析模型能够准确地预测复合材料层合板开孔压缩破坏强度,并能够准确预测复合材料层合板开孔压缩过程中的损伤扩展和最终破坏模式,对复合材料层合板试验有很好的预测作用。

#### 参考文献

[1] Ramadan A, Esmacel, Farid Taheri. Delamination detection in laminated composite beams using the empirical mode decomposition energy damage index. *Composite Structure*, 2012(1):1-9.

[2] Ayanci C, Carey J. 2D braided composites: A review for stiffness critical application. *Composite Structure*, 2008, 85(1): 43-58.

[3] Pierron F, Green B, Wisnom M R, et al. Full-field assessment of damage process of laminated composite open-hole tensile specimens. Part II: Experimental Results. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2007, 38(11): 2321-2332.

[4] LEE J H. Uniaxial Compressive Behaviour of Carbon Fibre-Epoxy Laminates-Part 2: Notched. EU-Korea conference on science and Technology, 2010, 135: 175-189.

[5] Soutis C, Filiou C. Stress Distributions around Holes in Composite Laminate Subjected to Biaxial Loading. *Applied Composite Materials*, 1998(5): 365-378.

[6] Berbinau P, Filiou C, Soutis C. Stress and failure analysis of composite laminates with an inclusion under multiaxial compression-tension loading. *Applied Composite Materials*, 2001(8):307-326.

[7] 曹海建,钱坤,魏取福,等. 三维整体中空复合材料压缩性能的有限元分析. *复合材料学报*, 2011, 28(1):230-234.

[8] 汪源龙,程小全,范舟,等. 国产 CCF300 双马树脂层合板高温拉伸与压缩性能试验研究. *复合材料学报*, 2011, 28(3):180-184.

[9] 黎增山,关志东,何为,等. 复合材料层板开孔拉伸损伤分析. *复合材料学报*, 2012, 29 (1):169-175.

(责编 三丰)

(上接第 70 页)

隶属度分别为 0.378 和 0.380,其实这时候并不能草率的确定后者性能就比前者好,为综合考虑各种等级因素带来的影响可以采用等级赋值法进行评价比较,由于篇幅所限本文没有对此展开讨论。

#### 参考文献

[1] 朱宝鏊,朱荣昌,熊笑非. 作战飞机效能评估. 2版. 北京: 航空工业出版社, 2006.

[2] 许树柏. 层次分析法原理: 实用决策方法. 天津: 天津大学出版社, 1988.

[3] 梁保松,曹殿立. 模糊数学及其应用. 北京: 科学出版社, 2007.

[4] 董彦非,王礼沅. 基于空战模式和 AHP 法的空战效能评估模型. *系统工程与电子技术*, 2006, 28(6):885-888.

[5] 王礼沅,张恒喜. 基于粗糙集的空战效能多指标综合评估模型. *航空学报*, 2008, 29(4):880-885.

[6] 徐浩军,周莉. 基于区间 AHP 法与粗糙集的飞机空战效能评估. *空军工程大学学报*, 2010, 11(5):16-20.

[7] 黄太平. 飞机性能工程. 北京: 科学出版社, 2005.

[8] 李佩乾,译. 简氏飞机鉴赏指南. 北京: 人民邮电出版社, 2009.

(责编 亦非)