

文章编号: 1000-8055(2008)03-0557-06

单向带/平纹布混杂铺层层合板极限强度研究

彭超义, 肖加余, 曾竟成, 江大志
(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 单向带/平纹布混杂铺层方式常用于复杂复合材料结构的制备,对其极限强度进行研究具有重要的工程应用价值。把三维有限元方法和优化设计思想结合起来,建立了一种复合材料极限强度分析方法,该方法可基于通用有限元分析软件 ANSYS 实现。为验证该方法的有效性,实验制备了单向带/平纹布混杂铺层层合板进行了拉伸和压缩实验。结果表明该方法用于混杂铺层层合板极限强度预测,最大偏差在 15% 以内,满足工程应用要求。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 平纹布; 单向带; 复合材料; 混杂铺层; 极限强度; 有限元
中图分类号: TB332 **文献标识码:** A

Investigation on the ultimate strength of unidirectional tapes and plain cloth hybrid laminates

PENG Chao-yi, XIAO Jia-yu, ZENG Jing-cheng, JIANG Da-zhi
(College of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Unidirectional tapes/plain-cloth hybrid laminates are widely applied in fabricating complex composite structures. A theoretical analysis approach was established in the present paper to predict the ultimate strength of the tapes/plain-cloth reinforced composites based on three dimensional finite element analysis and optimum design method. The tension and compression experiments on the tapes/plain-cloth laminates were done to verify the effectiveness of the theoretical method put forward in this paper. The deviation of the ultimate strength between the theoretically predicted results and the experimental results are within 15 %.

Key words: aerospace propulsion system; plain cloth; unidirectional tape; composite; hybrid lamination; ultimate strength; finite element

对复合材料极限强度进行研究以提高复合材料的使用效率,是满足航空航天工程对结构减重苛刻要求的一条重要途径。复合材料的破坏和强度问题一直是复合材料领域研究的热点,关于单向纤维增强复合材料层合板的强度问题研究已经

比较充分;关于平纹布织物层合板的强度也做了不少研究,但主要是实验研究^[1-2]。而复合材料在实际工程应用中,常采用单向带和织物混杂铺层的方式来制备,以适应工艺、结构或者复杂服役条件要求。目前,对这种混杂铺层复合材料极限强度

收稿日期: 2007-03-27; 修订日期: 2007-10-28

基金项目: 国家 863 高技术项目(2004AA724052)

作者简介: 彭超义(1977-),男,湖南永兴人,讲师,博士,主要从事复合材料结构设计及成型工艺研究。

的研究报道并不多见。

本文基于大型通用有限元分析软件 ANSYS 建立了一种单向带/平纹布混杂铺层层合板极限强度的工程分析方法,该方法以实验测得的单向带和平纹布的正轴工程常数作为分析的必要前提,选择适当的强度准则作为铺层失效判据,并选用合理的刚度退化法则对已经失效的铺层进行处理,可以比较准确地预测工程上单向带/平纹布混杂铺层层合板的失效强度。本文通过实验验证了该方法的有效性。

1 理论分析方法

1.1 用于层合板分析的三维有限单元

本文采用三维有限元方法对混杂铺层层合板的极限强度进行理论分析,有限元模型在大型通用有限元分析软件 ANSYS 中建立,所采用的复合材料层合单元为 ANSYS 单元库中的 Solid46 单元。如图 1 所示, SOLID46 单元是一种 8 节点六面体三维层合单元,每个节点 (I, J, K, L, M, N, O, P) 有 3 个自由度。该单元可以用来建立叠层壳或实体的有限元模型,每个单元允许最多为 250 层的等厚度铺层,同样允许 125 层的厚度在单元面内呈双线性变化的不等厚铺层。该单元可以用若干个单元叠加的方式来对多于 250 层的复合材料建立模型,并允许厚度方向的变形斜率可以不连续,而且用户也可以输入自定义的本构矩阵。

在本文中,所定义的 Solid46 单元由若干单向带铺层和平纹布铺层叠加而成,设铺层总数为 m ,则单元刚度矩阵 $[K]^e$ 为

$$[K]^e = \sum_{i=1}^m [K]_i \tag{1}$$

其中, $[K]_i$ 为单元中第 i 层(单向带铺层或者平纹布铺层)在单元坐标系下的刚度。

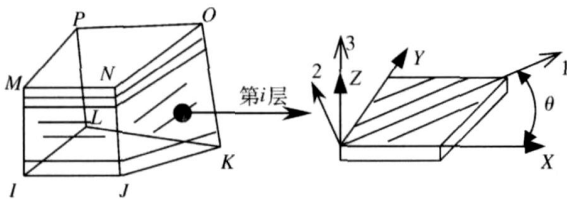


图 1 Solid46 层合单元示意图

Fig. 1 Illustration of the Solid46 laminated element

1.2 复合材料强度准则

由于复合材料层合板具有各向异性特点,其

结构分析一般都非常复杂。对复杂铺层层合板进行结构分析或者设计,就是要通过比较容易测得的单向板的工程常数和强度数据,来估算复合材料结构的破坏强度。复合材料强度准则是应力(应变)和强度的数学函数,它们描述了复杂载荷状态下复合材料结构破坏的条件。目前,复合材料强度准则有数十种之多,但大多数强度准则只得到有限的实验数据的验证和支持,并且有其特定的使用条件要求^[3-7]。本文采用这些强度准则中应用最广泛的 Tsai - wu 失效准则作为复合材料铺层破坏的判据。对复合材料层合板而言,考虑三维应力作用, Tsai-wu 失效准则为

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad (i, j = 1, 2, \cdots, 6) \tag{1}$$

式中, F_i 和 F_{ij} 为应力相互作用系数, σ_i 和 σ_j 为应力分量,详见文献[8]。

当某一层发生破坏以后,在宏观上可认为此单层的材料常数发生了退化。不同的破坏方式对应不同的退化原则。由于本文实验用到的复合材料为碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP),所以采用碳纤维复合材料常用刚度退化法则^[9-10]

若纤维断裂,则

$$\begin{cases} E_2' = 0.2 E_2 \\ E_3' = 0.2 E_3 \\ \mu' = 0.2 \mu \quad (\text{包括 } \mu_{12}, \mu_{13}, \mu_{23}) \\ G' = 0.22 G \quad (\text{包括 } G_{12}, G_{13}, G_{23}) \\ F_{12}' = 0.15 F_{12} \end{cases} \tag{2}$$

若基体开裂,则

$$\begin{cases} E' = 0.01 E \quad (\text{包括 } E_1, E_2, E_3) \\ \mu' = 0.01 \mu \quad (\text{包括 } \mu_{12}, \mu_{13}, \mu_{23}) \\ G' = 0.01 G \quad (\text{包括 } G_{12}, G_{13}, G_{23}) \\ F_{12}' = 0.01 F_{12} \end{cases} \tag{3}$$

为了判断是哪个铺层首先破坏,引入强度比 R 为^[11]

$$R = \frac{\sigma_{(a)}}{\sigma} \tag{4}$$

其中, $\sigma_{(a)}$ 为复合材料的许用应力分量, σ 为复合材料的实际应力分量。强度比表示材料的安全裕度,在同一载荷条件下,具有最小强度比的铺层将先于其它铺层破坏。

1.3 极限强度求解过程

根据优化设计方法的思想,层合板单层失效强度求解的数学模型可写为

$$\left. \begin{aligned} \min f(X) &= 1/P \\ \text{subjected to } g(X) &\leq 1 \\ X &= P \quad P \leq P \leq P \end{aligned} \right\} \quad \overline{g(X) = 1 + \alpha} \tag{5}$$

式中, P 是层合板所载荷大小, $g(X)$ 表达式为复合材料强度准则(本文采用 Tsai-wu 准则).

假设层合板受力状态如图 2 所示. 在由状态变量确定的设计空间内, 为使 P 值最大, 可令目标函数 $f(x) = 1/P$, 则当目标函数收敛时所对应的 P 值为该单层破坏所对应的层合板的失效强度. 由于层合板通常是由不同方向的铺层构成, 在外载荷作用下一一般是逐层失效的, 每一层失效所对应的强度是不同的, 而且对于复杂三维应力状态下的层合板结构, 极限强度对应的破坏层可能是第一层, 也可能是最后一层, 还可能是中间某个层, 很难确定哪一层失效强度是整个层合板的极限强度, 因此, 需要计算全部单层的失效强度, 取其中最大者作为层合板的极限强度.

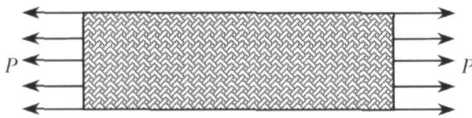


图 2 层合板受力示意图

Fig. 2 Illustration for the loads on the laminate

具体求解过程为:

(1) 建立复合材料层合板结构的有限元模型, 给层合板赋一适当大小的初始载荷 P_0 , 通过有限元方法对每个单元各个铺层的正轴应力进行分析.

(2) 把通过有限元方法计算的各单层的正轴应力代入式(4) 计算各个铺层的强度比, 构成强度比数组 $R = [R_1, R_2, \dots, R_n]$ (下标 $1 \sim n$ 为铺层序号, 注意确保在 P_0 的作用下层合板各单层均未发生破坏), 找出最小强度比 $R_{\min}$, 则 $R_{\min}$ 所对应的铺层将先于其它铺层破坏.

(3) 逐步增加载荷, 根据式(5), 计算 $R_{\min}$ 对应铺层的 $g(P)$ 值, 直到 $g(P)$ 值等于 1 时输出层合板的载荷值, 从而可计算该层失效所对应的层合板强度. 这个过程通过优化设计方法实现.

(4) 按照刚度退化法则式(2) 或式(3), 对失效单层进行刚度退化处理, 重新求得层合板在某个(某些)单层失效后新的刚度.

(5) 重复上述步骤, 直到各个单层的失效强度都求解结束, 则层合板极限强度为各单层失效强度中最大者.

1.4 层合板拉伸和压缩试样有限元模型

拉伸试样和压缩试样的有限元模型如图 3 (a) 和 (b) 所示, 拉伸试样尺寸为 $100 \text{ mm} \times 25 \text{ mm} \times 3 \text{ mm}$ (与拉伸试样夹持铝片之间有效拉

伸段一致); 压缩试样尺寸为: $30 \text{ mm} \times 20 \text{ mm} \times 7 \text{ mm}$ (置于两平行压板之间进行压缩). 为使有限元模型的边界条件与实验试样的边界条件一致, 拉伸试样一个端面上的节点采用固支约束, 另一个端面上的节点在 Y 和 Z 方向上的位移为零, 拉伸作用力均匀作用在该端面的节点上; 压缩试样一个端面上的节点沿压缩载荷方向的位移限制为零, 另一个端面上的节点均匀施加压缩载荷作用. 铺层方式与实验试样完全一致. 初始载荷 P_0 设为 50 MPa .

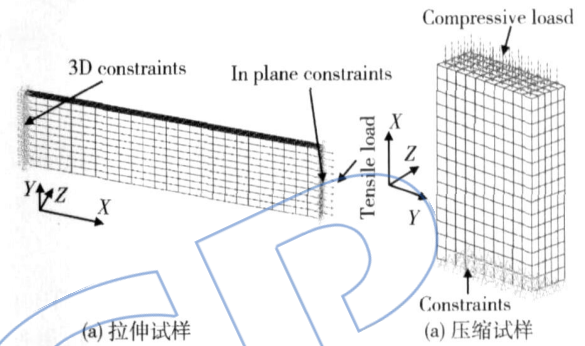


图 3 拉伸和压缩试样有限元网格划分和边界条件

Fig. 3 FE-meshing and boundary conditions for the tensile and compressive specimen

2 试样制备与试验方法

所用原材料主要有: E-51 环氧树脂; 三氟化硼单乙胺固化剂; 碳纤维有 T300 (1 K) 平纹布, T300 (3 K) 平纹布, T700 无纬带 (12 K).

试验设备主要为: 万能力学试验机, 型号为 WDW-100 (长春试验机厂).

用手糊刷胶的办法制备 T300 平纹布和 T700 无纬带的预浸料, 根据模具尺寸裁剪预浸料并按照铺层方案进行铺层. 固化程序为: 90°C 固化 40 min (加一个大气压), 120°C 固化 90 min (加至 5 个大气压), 160°C 保压固化 3 h . 最后模具于空气中冷却至室温开模取出碳纤维复合材料板, 加工成试样所需的形状和尺寸.

拉伸试样尺寸如图 4(a) 所示, 压缩试样尺寸如图 4(b) 所示. 根据 GB3856-83, 拉伸试样的夹持端用胶粘剂粘接铝片加强, 拉伸试样尺寸为 $250 \text{ mm} \times 25 \text{ mm} \times 3 \text{ mm}$, 铝片尺寸为 $75 \text{ mm} \times 25 \text{ mm} \times 3 \text{ mm}$; 根据 GB3354-82, 压缩试样两端用铣床铣平后磨光, 压缩试样尺寸为 $30 \text{ mm} \times 20 \text{ mm} \times 7 \text{ mm}$.

拉伸试样的铺层顺序为: $[T300 (1 K) / T300 (3 K)_3 / T700_3 / T300 (3 K)_3 / T300 (1 K)]$. 压缩试

样的铺层顺序为: [T300 (1K)/ T300 (3K)₅/ T700/ T300 (3K)₆/ T700/ T300 (3K)₆/ T700/ T300(3K)₅/ T300 (1K)]. 其中, T300 (1K) 表示 1K 的 T300 平纹布铺层,其单层厚度为 0.15 mm; T300(3K) 表示 3K 的 T300 平纹布铺层,其单层厚度为 0.25 mm; T700 表示 12K 的 T700 无纬带铺层,其单层厚度为 0.4 mm.

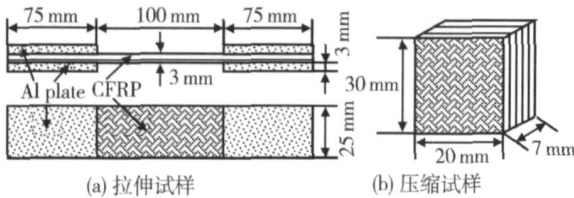


图 4 拉伸和压缩试样尺寸示意图

Fig. 4 Illustration of tensile and compressive specimens

3 结果讨论

有限元分析要用到的材料性能参数由 T300 平纹布和 T700 无纬带分别制备的薄板试样根据 GB3856-83 和 GB3354-82 经过拉伸和压缩试验所得(剪切工程常数 G_{12} 和 G_{13} 通过查阅文献[3]中相近材料的参数而得),见表 1 和表 2.

表 1 T300 平纹布/ E51 的基本性能

Table 1 Material properties of T300(plain cloth)/ E51 laminate

工程常数	数值	强度	数值/ MPa
$E_1 = E_2$	46.0 GPa	$X_t = Y_t$	504
E_3	8.9 GPa	$X_c = Y_c$	524
G_{12}	3.5 GPa	Z_t	40
$G_{23} = G_{13}$	4.8 GPa	Z_c	180
ν_{12}	0.06	$S_{xz} = S_{yz}$	65
$\nu_{23} = \nu_{13}$	0.29	S_{xy}	48

表 3 T700/ E51 单向板的材料性能

Table 2 Material properties of T700/ E51 unidirectional laminate

工程常数	数值	强度	数值/ MPa
E_1	120 GPa	X_t	1 550
$E_2 = E_3$	10.3 GPa	X_c	990
$G_{12} = G_{13}$	5.1 GPa	$Y_t = Z_t$	38
G_{23}	4.7 GPa	$Y_c = Z_c$	180
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.32	S_{yz}	74
ν_{23}	0.35	$S_{xz} = S_{xy}$	81

3.1 拉伸试样实验结果讨论

拉伸实验步骤按照 GB3354-82 进行,所测得的典型拉伸试样破坏的应力 - 应变曲线如图 5 所示,拉伸试样的失效强度见表 3.

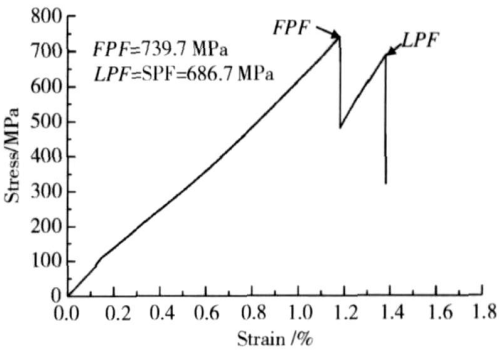


图 5 拉伸试验典型应力-应变曲线

Fig. 5 Typical stress-strain curve of the tensile test

表 3 拉伸试样测试强度

Table 3 Experimental strength of the tensile specimens

拉伸强度	试样编号					$\bar{X}$
	1 #	2 #	3 #	4 #	5 #	
F_{PF}/MPa	753.1	710.8	739.7	772.6	703.2	735.9
L_{PF}/MPa	698.3	661.7	686.7	706.5	653.4	681.3

表中, $\bar{X}$ 表示 5 个试样测试的平均值. 在拉伸试样加载试验过程中,可以观察到首先是拉伸试样表层的 T300 平纹布层发生破坏,然后才是中间的 T700 无纬带层被拉断. 试样发生的两次脆断破坏所对应的强度为图 5 所示的 F_{PF} 强度和 L_{PF} 强度, L_{PF} 强度要略低于 F_{PF} 强度,也就是 T300 平纹布层破坏以后,试样还能继续承载,但是强度有所下降.

图 6 为拉伸试样加载试验过程中的典型宏观破坏形貌:(a) 试样在拉伸过程中发生第一次脆断时,立刻停止加载,由力学试验机上取下试样,观察发现 T300 平纹布层出现很明显的横向断裂裂纹;(b) 小心地移去已经断裂的 T300 平纹布层,观察发现 T700 无纬带层没有出现损伤痕迹;(c) 用相同铺层的其它试样重复拉伸试验过程,在首层失效发生以后继续加载直至试样断裂,观察 T700 无纬带层的断裂形貌.

试样断裂形貌和应力-应变曲线都表明,虽然拉伸试样由多个平纹布铺层和无纬带铺层组成,但是, T300 平纹布层在同一瞬间断裂并对应着相同的断裂强度,在 T300 平纹布层断裂以后, T700

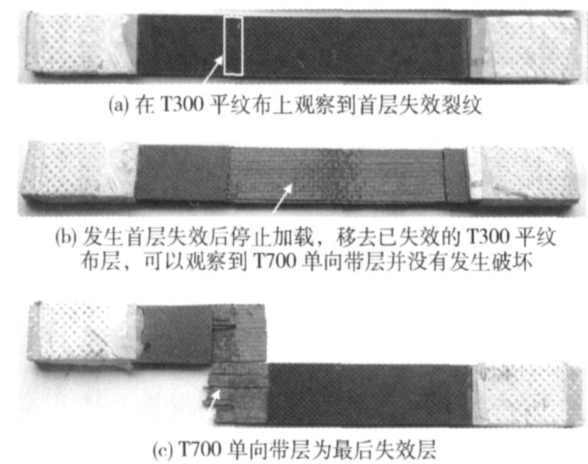


图 6 拉伸试样典型宏观破坏形貌

Fig. 6 Typical macro fracture appearance of the tensile specimens

无纬带铺层亦发生类似的断裂,只是所对应的层合板的断裂强度有所下降.

对拉伸试样的破坏过程进行数值模拟是非常困难的,但是可以通过对铺层的失效强度进行计算来分析试样破坏过程的几个关键步骤.

首先需要判断是 T700 无纬带层最先失效还是 T300 平纹布层最先失效.在初始载荷 P_0 作用下,计算各层的强度比,发现 T700 无纬带层的强度比大于 T300 平纹布层的强度比,这表明 T300 平纹布层为 FPF 层;并且, T300 平纹布层强度比的数值基本相等,这意味着所有 T300 平纹布层将同时失效,而 T700 无纬带层强度比的数值基本相等,则意味着所有 T700 无纬带层将在 T300 平纹布层失效之后同时失效.图 5 的拉伸试验曲线和图 6 的拉伸试样破坏形貌可以有效验证上述分析是符合实际情况的.

然后计算 FPF 强度和 LPF 强度如表 4 所示,可见, FPF 强度计算结果比实验结果偏高 9.2%, LPF 强度的计算结果比实验结果偏高 10.7%,计算精度也是令人满意的.

综上所述,以上理论分析过程与拉伸试验过程的几个关键现象是非常吻合的.

表 4 拉伸试样 FPF 强度和 LPF 强度的计算值与实验值

Table 4 Comparison of calculated and experimental FPF and LPF strength of the tensile specimens

失效强度	计算值/MPa	实验值/MPa	偏差/%
FPF	739.7	807.8	9.2
LPF	753.9	681.3	10.7

3.2 压缩试样实验结果讨论

压缩实验步骤按照 GB1448-83 进行,所测得的典型压缩试样破坏的应力 - 应变曲线如图 7 所示,压缩试样的失效强度见表 5.

表 5 压缩试样测试强度

Table 5 Experimental strength of the specimens in compression

压缩强度	试样编号					$\bar{X}$
	1 #	2 #	3 #	4 #	5 #	
FPF/MPa	701.2	734.3	695.8	742.1	687.9	712.3
LPF/MPa	501.6	555.6	487.3	561.2	486.1	518.4

表中, $\bar{X}$ 表示 5 个试样测试的平均值.

压缩试样典型应力 - 应变曲线如图 7 所示,可见,在压缩试样加载试验过程中,载荷首先有一个陡然下降的变化,然后是载荷大小基本上维持不变,一段时间之后载荷又迅速下降,试样也基本上破坏,此时试样依然能够承受很小的载荷.由压缩试样典型破坏宏观形貌图 8 可见,压缩试样的典型破坏模式是从试样受压端的中间部分开始(不一定是中心位置),裂纹以一定的角度(大多为 45°)向两边斜着向下扩展,部分试样的裂纹同时沿着压缩载荷方向竖直向下扩展,斜向下扩展的裂纹使试样呈剪切破坏模式.

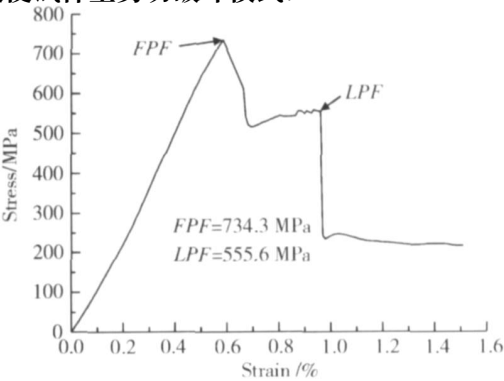


图 7 压缩试验典型应力-应变曲线

Fig. 7 Typical stress-strain curve of the compressive experiment

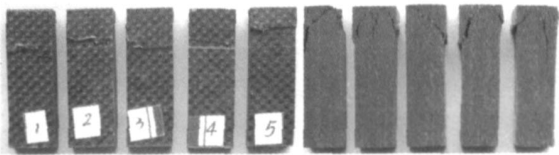


图 8 压缩试样典型破坏形貌

Fig. 8 Typical fracture appearance of the compressive Specimen

同拉伸试验过程一样,对压缩试样的破坏过程进行数值模拟也是非常困难的,但仍然可以通过对铺层的失效强度进行计算来分析试样破坏过程的几个关键步骤.

在初始载荷条件下,与拉伸试样一样,所有 T700 无纬带铺层的强度比数值相同,这意味着 T700 无纬带层将同时失效;所有 T300 平纹布铺层的强度比数值相同,这意味着 T300 平纹布层将同时失效.与拉伸试样不同的是,T700 无纬带铺层的强度比小于 T300 平纹布铺层的强度比,这表明,在压缩状态下,FPF 层为 T700 无纬带层.上述分析与压缩试样实验过程是吻合的.

计算压缩试样的 FPF 强度(T700 层全部失效强度)和 LPF(T300 层全部失效),计算结果与实验结果如表 6 所示.可见,FPF 强度的计算结果与实验结果的偏差为 5.3%,LPF 强度的计算结果与实验结果的偏差为 14.5%,计算精度也是令人满意的.

综上所述,以上理论分析过程与压缩试验过程的几个关键现象也是非常一致的.

表 6 压缩试样 FPF 强度和 LPF 强度的
计算值与实验值

Table 6 Comparison of calculated and experimental FPF and LPF strength of the compressive specimens			
失效强度	计算/MPa	实验值/MPa	偏差/%
FPF	750.4	712.3	5.3
LPF	443.0	518.4	14.5

4 结 论

本文基于三维有限元分析和优化设计方法建立了一种单向带/平纹布混杂铺层层合板极限强度的分析方法,并实验制备了 T300 平纹布与 T700 无纬带混杂铺层层合板进行拉伸和压缩试验,试验结果对理论分析结果进行了验证.

本文建立的复合材料极限强度求解方法,可基于通用有限元分析软件 ANSYS 来实现,有望用于传统解析方法难以解决的复杂复合材料结构的极限强度求解.进一步要做的工作就是将本文方法应用到受力状态较为复杂或者结构较为复杂

的复合材料构件的极限强度分析上去,以拓展该方法在工程上的应用范围.

参考文献:

[1] 蒋邦海,张若棋.一种碳纤维织物增强复合材料的层间冲击拉伸力学性能实验研究[J].复合材料学报,2005,22(5):107-112.

J IANG Banghai, ZHANG Ruoqi. Experimental study on the interlaminar tensile properties for a kind of carbon fiber woven reinforced composite under impact loading [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(5): 107-112.

[2] Saunders R A, Lekakou C, Bader M G. Compression and microstructure of fibre plain woven cloths in the processing of polymer composites [J]. Composites Part A, 1998, 29A: 443-454.

[3] European Space Research and Technology Centre. Composites design handbook for space structure application [M]. Holland: ESA Publication Division, 1988.

[4] Hinton M J, Kaddour A S, Soden P D. A further assessment for composite laminates: comparison with experimental evidence [J]. Composites Science and Technology, 2004, 64:549-588.

[5] Hinton M J, Kaddour A S, Soden P D. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates judged against experimental evidence [J]. Composites Science and Technology, 2002, 62:1711-1724.

[6] HUANG Zhengming. A bridging model prediction of the ultimate strength of composite laminates subjected to biaxial loads[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64:395-448.

[7] Kolakowski Z. On some aspects of the modified Tsai - Wu criterion in thin-walled composite structures [J]. Thin-walled Structures, 2003, 41:357-374.

[8] Tsai S W, Hahn H T. Introduction to composite materials [M]. Westport, CT, USA: Technomic Publishing Co., Inc., 1980:280.

[9] Liu K S, Tsai S W. A progressive quadratic failure criterion for a laminate [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58:1023-1032.

[10] 王向阳,陈建桥.基于最终失效强度的层合板结构的鲁棒优化分析[J].机械强度,2004,(6):675-679.

WANG Xiangyang, CHEN Jianqiao. Robust design of laminated composite plates based on the last-ply failure criterion [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(6):675-679.

[11] 王兴业.复合材料力学分析与设计[M].长沙:国防科技大学出版社,1999.