

变刚度纤维曲线铺放复合材料层合板的有限元建模和拉伸特性分析

牛雪娟 杨涛 杜宇 戴维蓉

(天津工业大学机械工程学院,天津 300387)

文 摘 通过对变刚度铺放路径进行数学建模,得到变刚度复合材料层合板的拓扑构型,对复合材料层合板内每个离散单元的每个铺层进行纤维角度和铺层厚度的独立设计。然后将拓扑构型数据导入有限元分析软件 GENESIS 中,实现层合板铺层信息的可视化显示和拉伸性能的分析,得出层合板的弹塑性本构关系。通过仿真数据与实验测试数据进行对比,得出在所构建的变刚度复合材料层合板模型上进行拉伸实验仿真的准确度可达 95%。该方法不仅可以可视化地展现出铺放过程中发生重叠的位置、整个复合材料层合板的厚度分布以及每层上铺放角的分布,还可对其在弹塑性范围内的拉伸性能进行精确仿真。

关键词 纤维曲线铺放,变刚度复合材料,有限元建模,拉伸特性分析

中图分类号: V438

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.04.003

Finite Element Modeling and Tensile Properties Analysis of Curvilinear Fiber-Placed Variable-Stiffness Composite Laminates

NIU Xuejuan YANG Tao DU Yu DAI Weirong

(School of Mechanical Engineering, Tianjin Polytechnic University, Tianjin 300387)

Abstract Through the mathematical modeling of the variable-stiffness tow path, the topological structure of the variable-stiffness laminate is modeled. The fiber-angle and the layer-thickness of each lamina on each discrete unit can be designed independently. Then the topological structure is translated into GENESIS, in which the internal structure of the laminate is visualized, and the tensile properties of each lamina are analyzed. By comparing of the simulated results and the experimental data, the accuracy of the variable stiffness laminate tensile model is 95%. This method visibly reveals the location of the overlapped units, the distribution of the thickness and the distribution of fiber angle on each ply. It also accurately simulates the tensile properties of the laminate within the plastic range.

Key words Fiber placement, Variable-stiffness composite, Finite element modeling, Tensile properties analysis

0 引言

为了充分发挥复合材料的优势和潜力,变刚度纤维曲线铺放已成为一个新的研究方向。用曲线轨迹来铺放层合板最早由 Hyer 等人^[1]提出来提高开孔复合材料的结构性能。随后 Gürdal 和 Olmedo^[2]提出了复合材料变刚度的概念,利用连续的曲线轨迹来铺

放变刚度复合材料层合板。他们假设纤维铺放角度沿着参考几何轴线性变化,从而形成曲线纤维路径。Jegley 等人^[3-4]通过实验对比证明了层合板在承受压缩和剪切载荷的作用下,曲线纤维比直线纤维铺放的层合板的失效能提高 60%。国内,秦永利等人^[5-6]对纤维曲线铺放的变刚度复合材料层合板的研究进

收稿日期:2013-11-20

基金项目:天津市应用基础与前沿技术研究计划重点项目(11JCZDJC23000),天津市科技支撑计划重点项目(10ZCKFGX03900)

作者简介:牛雪娟,1978 年出生,博士,主要从事复合材料成型技术与装备研究。E-mail:niuxuejuan@tjpu.edu.cn

通讯作者:杨涛,1970 年出生,教授。E-mail:yangtao@tjpu.edu.cn

展进行了具体的介绍,马永前等人^[7]用 ABAQUS 有限元软件对纤维曲线铺放的复合材料层合板进行了建模计算,验证其面内受力情况下,屈曲荷载显著提高,幅度达 14% 左右,但并未有相应的实验验证。

先进复合材料领域的商业软件,如采用美国 VISTAGY 公司的 FiberSIM 软件^[8-9]能够快速可视化铺层形状和纤维方向,但不能对每个单元格进行单独的铺放角度定义。通用的有限元分析软件,如 Ansys、NASTRAN^[10] 和 Abaqus/CAE^[11-12],都有专门的复合材料设计模块,对于每个铺层,可选择铺层应用的区域、使用的材料、铺层的铺设角度和厚度等,但都是以铺层为单位,铺层内的所有单元的铺设角度和厚度都是一样的。而对于变刚度曲线铺放最常见的就是相邻纤维带间的重叠现象和间隙现象的发生^[13-14],直接利用这些软件进行建模很不方便。

本文介绍通过变刚度曲线铺放层合板的拓扑建模的方法,然后将生成的拓扑构型移入有限元分析和优化软件 GENESIS/Design Studio^[15]中,对变刚度复合材料层合板每层上每个单元的厚度和铺放角度进行可视化显示,并通过在模型上施加强制位移和指定约束,得出板内每层上每个单元的应力和应变的大小,从而展现层合板整体的拉伸应力和应变的分布。最后将仿真结果与实验数据对比,验证所提变刚度复合材料层合板建模和分析方法的准确性与可靠性。

1 变刚度纤维曲线铺放轨迹设计

1.1 纤维曲线的参考路径的定义

变刚度复合材料层合板中每一层纤维的角度是连续变化的,利用连续的曲线纤维来设计变刚度复合材料层合板。规划基准铺放路径采用 Gürdal 等人^[16-17]提出的角度线性变化方式的变刚度建模方法,如图 1 所示。

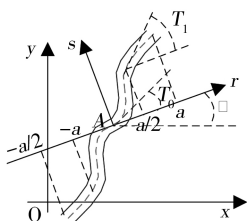


图 1 纤维曲线铺放参考路径的定义

Fig. 1 Definition of curvilinear

图 1 表达的纤维方向角度 θ 可以写成参考几何轴 r 的函数,如式(1)所示。由式(1)可知, rs 坐标系下,轨迹曲线上一点的纵坐标值 s 可以表达为横坐标值 r 的一元函数,即 $s(r)$ 。

$$\theta(r) = \begin{cases} \frac{2}{a}(T_1 - T_0)r + T_0 - 2(T_0 - T_1), & -a \leq r \leq -\frac{a}{2} \\ \frac{2}{a}(T_0 - T_1)r + T_0, & -\frac{a}{2} \leq r \leq 0 \\ \frac{2}{a}(T_1 - T_0)r + T_0, & 0 \leq r \leq \frac{a}{2} \\ \frac{2}{a}(T_0 - T_1)r + T_0 - 2(T_0 - T_1), & \frac{a}{2} \leq r \leq a \end{cases} \quad (1)$$

φ 为曲线铺放的纤维参考坐标轴 r 和 x 轴方向的夹角。 T_0 为曲线铺放的纤维在 $r=0$ 处和 r 轴方向的夹角; T_1 为曲线铺放的纤维在 $r=a/2$ 处和 r 轴方向的夹角。按照这种曲线铺放的复合材料铺层表示方法为 $\varphi < T_0 | T_1 >$ 。如果该层的相邻层为 $\varphi < -T_0 | -T_1 >$,则这两个铺层可以合并起来表示为 $\varphi \pm < T_0 | T_1 >$ 。

rs 坐标系与 xy 坐标系的坐标变换如下所示:

$${}^0_r T = \begin{bmatrix} \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 & x_A \\ \sin\varphi & \cos\varphi & 0 & y_A \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

曲线上一点在 rs 坐标系下的坐标为 ${}^r p = [r \quad s(r) \quad 0 \quad 1]^T$,则在 xy 坐标系下的坐标 ${}^0 p$ 可表达为:

$${}^0 p = [x \quad y \quad 0 \quad 1]^T = {}^0_r T ({}^r p) \quad (3)$$

式中:

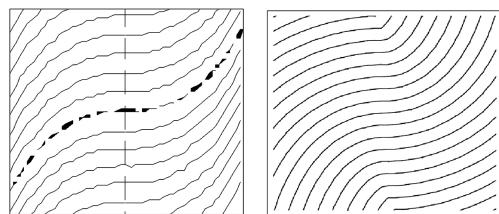
$$\begin{aligned} x &= r \cdot \cos\varphi - s(r) \cdot \sin\varphi + x_A \\ y &= r \cdot \sin\varphi + s(r) \cdot \cos\varphi + y_A \\ \beta &= \varphi + \theta(r) \end{aligned} \quad (4)$$

这里 β 为纤维的铺放方向与 x 轴的夹角。

利用式(1)和(4)可以将铺放头在 xy 坐标系下的位置和铺放方向表达为变量 r 的一元函数。

1.2 参考路径的整体等距平移与平行等距重构

根据参考路径生成其余路径轨迹的方法有两种:整体等距平移法和平行等距重构法。如图 2(a)所示整体等距平移,虚线所示的轨迹为参考轨迹,其他的轨迹线均是通过沿 s 轴正反向做等距平移复制而成。图 2(b)为平行等距重构。



(a) 整体等距平移 (b) 平行等距重构

图 2 $0 < \theta < 175^\circ$ 铺层的两种轨迹生成方法

Fig. 2 $0 < \theta < 175^\circ$ laminate created shifted fiber method and parallel fiber

这种方法创建的路径轨迹上各点与参考轨迹距离保持为常数,也就是说参考轨迹上各点是沿着法线方向做等距平移。由于平行等距重构计算量大,并且轨迹的曲率会被放大,可能导致相邻两条轨迹间的纠结。整体等距平移则不会出现这种情况,所以本文采用整体等距平移来生成新轨迹。

如图3所示为参考路径沿 rs 坐标系的 s 轴向上平移 Δ ,形成如图所示的平移路径。假定参考路径上一点 P ,对应 rs 坐标系下的坐标为 ${}^r p = [r \ s \ 0 \ 1]^T$,在平移路径上的对应点 P^* 在 rs 坐标系下的坐标 ${}^r p^*$ 为:

$${}^r p^* = [r^* \ s^* \ 0 \ 1]^T \quad (5)$$

$$\begin{cases} r^* = r \\ s^* = s + \Delta \end{cases}$$

式中, Δ 为每次沿 s 轴平移的距离。

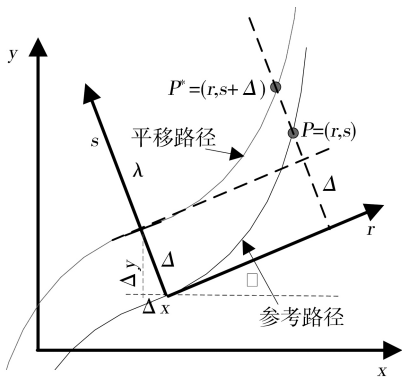


图3 沿 s 轴平移生成的新轨迹

Fig.3 New path shifted along s -axis

由此可得出 P^* 在 xy 坐标系下的坐标 ${}^0 p^*$ 为:

$${}^0 p^* = (x^* \ y^* \ 0 \ 1)^T = {}^0 T_r \cdot ({}^r p^*) \quad (6)$$

式中

$$\begin{cases} x^* = r^* \cdot \cos\varphi - s^* \cdot \sin\varphi + x_A \\ y^* = r^* \cdot \sin\varphi + s^* \cdot \cos\varphi + y_A \end{cases} \quad (7)$$

$$|\beta^* = \beta = \varphi + \theta(r)$$

根据以上公式推导过程,可以利用高级语言,如 Visual Fortran 或 Visual C++ 等,生成变刚度曲线铺放层合板的拓扑构型,即指定区域内所有单元的铺层设计构型,包括该单元由多少个铺层构成,以及每个铺层的厚度和铺放角度等信息。

2 变刚度复合材料层合板的有限元建模

2.1 层合板的离散

对变刚度复合材料层合板,采用 GENESIS/ Design Studio 中的 2D 元素中的 PCOMP 元素来创建和定义层合板上的每个单元,并用 CQUAD 来创建和定义 PCOMP 元素。CQUAD 利用四个网格点 G_1 、 G_2 、 G_3 和 G_4 来定义元素的位置,如图4所示。

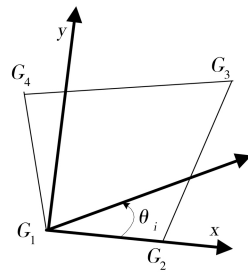


图4 CQUAD4 表示的四边形 2D 元素

Fig.4 2D Element described with CQUAD4

采用该方法可以很容易表达复合材料铺层上每一个元素的厚度和铺放角度。另外每一铺层的材料属性也可以独立设计。复合材料的属性主要包括四个工程弹性常数 (E_1 、 E_2 、 ν_{12} 、 G_{12}) 和五个基本强度常数 (x_T 、 x_C 、 y_T 、 y_C 和 s)。

2.2 铺放轨迹的离散

要进行铺放轨迹规划首先要进行参考轨迹规划,同理,要离散铺放轨迹首先要离散参考轨迹。要实现参考轨迹的完整离散要求层合板的离散范围大于整个参考轨迹的定义范围(即参考轨迹的铺放角从 T_0 到 T_1 再到 T_0)。如图5所示,1号轨迹的 T_0 为 15° , T_1 为 30° ,该铺层标记为 $\langle 15|30 \rangle$,2号轨迹的 T_0 为 -15° , T_1 为 -30° ,该铺层标记为 $\langle -15|-30 \rangle$ 。

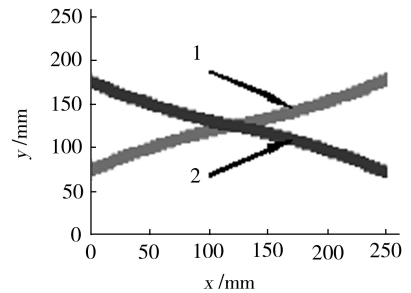


图5 $\pm\langle 15|30 \rangle$ 参考轨迹

Fig.5 Reference path of $\pm\langle 15|30 \rangle$

为了确定参考轨迹在网格化离散的层合板上的具体位置,仍通过采用黄金分割搜索算法,计算出各网格点的中心位置到参考轨迹中心线最小距离来实现。如果最小距离小于纤维带宽度的一半,则认为该栅格点位于参考轨迹上,否则不在参考轨迹上。

铺放轨迹规划的第二步是根据参考轨迹得到其他的铺放轨迹。图6为采用沿 rs 坐标系的 s 轴等距平移时得到的相邻三条轨迹,平移距离为纤维带的宽度。由于平移距离等于预浸带的宽度,因此在轨迹的中心位置(即 $r=0$ 处)没有重叠现象发生,但是在轨迹的其他位置均可能发生重叠现象。

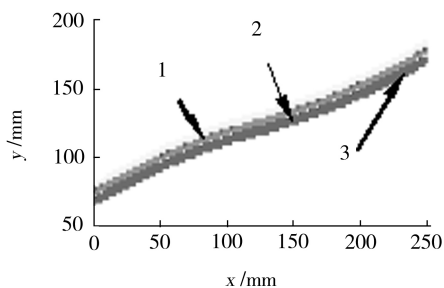
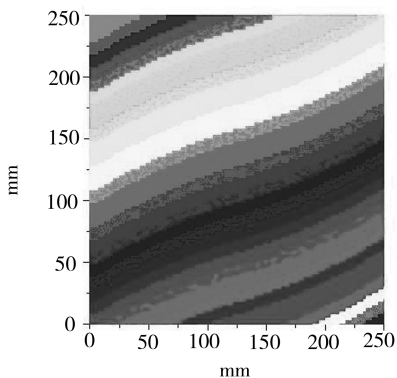


图6 相邻三条路径

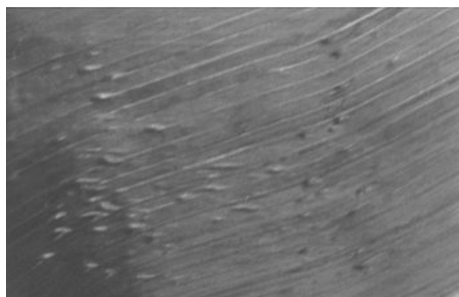
Fig. 6 Adjacent three paths

2.3 变刚度层合板的有限元建模

利用2.2中所提的整体等距平移新轨迹生成方法,构建一个250 mm×250 mm大小 $[\pm 45/\pm 45]_{160} >_2/\pm 15]_{30}$ 的层合板。图7为 $[\pm 15]_{30}$ 的仿真图和铺放实物照片。



(a) 铺层仿真



(b) 铺层实物照片

图7 $[\pm 15]_{30}$ 铺层

Fig. 7 $[\pm 15]_{30}$ Ply

复合材料层合板的铺层数为16,每层厚度为0.125 mm,纤维带宽度为6.4 mm。整个层合板被离散为 100×100 个单元。层合板的厚度分布如图8所示,垂直中心轴方向没有重叠,厚度值最小仅为 $16 \times 0.125 = 2.0$ mm,而边缘处却多次重叠,导致厚度值最大处达到3.3 mm。

对于上述变刚度复合材料层合板有限元建模的可视化实现,本文采用Genesis/Design Studio建模软件。并采用Genesis为分析器,对层合板进行有限元建模和拉伸性能分析。利用高级语言根据2.1和2.2所描述的方法生成的层合板的拓扑构型导入其

中。Genesis集有限元分析和优化设计功能于一体,不仅可以求解静态、震动和线性弹性力学等问题,还可以求解结构拓扑优化问题。使用者可通过结构拓扑优化实现初步的或概念性的设计,为进一步的大小和形状优化提供基础。

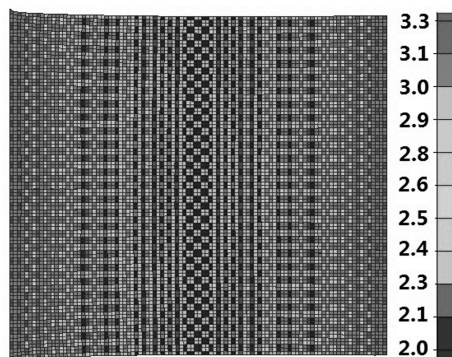


图8 $[\pm 45/\pm 45]_{160} >_2/\pm 15]_{30}$ 。厚度分布图

Fig. 8 Thickness plot of $[\pm 45/\pm 45]_{160} >_2/\pm 15]_{30}$ 。

3 变刚度复合材料层合板的拉伸特性分析

3.1 模型的拉伸实验假设

要利用前面提到的有限元模型对复合材料层合板的拉伸性能测试,需要像经典的复合材料有限元分析一样,做以下假设:

- (1)层合板只承受面内力作用,只引起面内形变,不引起弯曲形变;
- (2)层合板为薄板,即板的厚度远远小于长度和宽度;
- (3)层合板各单层粘接牢固,具有相同的变形。层合板厚度方向上坐标为 z 的任一点的应变都等于中面的应变。

另外,由于整个层合板的铺放角度和铺放厚度沿水平中线和垂直中心都是对称的,为了提高分析的质量和速度,这里只构建层合板的左上角1/4部分的模型来进行力学性能的分析。模型大小为 $125 \text{ mm} \times 125 \text{ mm}$,被分割为 50×50 个单元。

3.2 模型的拉伸实验仿真

这里采用强制位移后层合板内应力的变化来计算层合板的拉伸性能。首先需要根据实验选用的碳纤维预浸带的属性设置有限元模型中材料的拉伸相关力学性能参数,再添加适当的约束,最后施加强制位移。所选用材料的力学性能参数,如表1所示,是根据文献[18]中的实验测试数据获得的。

表1 TR50碳纤维预浸带拉伸相关力学参数

Tab.1 Tensile parameters of TR50

E_1/GPa	E_2/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa
134	9.15	0.21	3.84

根据拉伸方向对1/4模型设置的SPC1约束为:
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014年 第4期

原点(0,0)处沿面内 xy 轴均不发生任何位移;左边界上所有 GRID 沿 x 轴不发生任何位移;下边界上所有 GRID 沿 y 方向不发生位移。对 1/4 模型施加的强制位移是:右边界上所有 GRID 上添加沿 x 轴方向、大小为指定数值的 SPCD 位移向量。由于 GEN-SIS/Design Studio 中构造的是整个层合板的 1/4 模型,所以这里 SPCD 的数值 u_0 为整个层合板的强制位移量 u_1 的一半。

图 9 为 1/4 模型上施加 x 方向强制位移 $u_0=1.5$ mm 时,模型内各单元 x 方向应力 σ_1 的分布图。 σ_1 的最大值为 458.37 MPa,最小值为 166.27 MPa(两边),平均值为 295.31 MPa。 σ_1 的最大值分布 1/4 模型的左边界,即整个层合板的中心轴位置。由此可知,整个层合板上最容易发生损坏断裂的位置应该在其层合板的中心轴位置。这里 σ_1 为一个单元沿 x 方向的应力为该单元上所有铺层(包括重叠铺层)在强制位移作用下沿 x 方向所产生应力的平均值。 $\sigma_{1\text{avg}}$ 为 1/4 模型内所有单元的 σ_1 的平均值,及所有单元所有铺层的应力的平均值。因此能够更真切地反应变刚度铺放时,单元的实际应力反应,也就能更准确地表达层合板的整体拉伸性能。

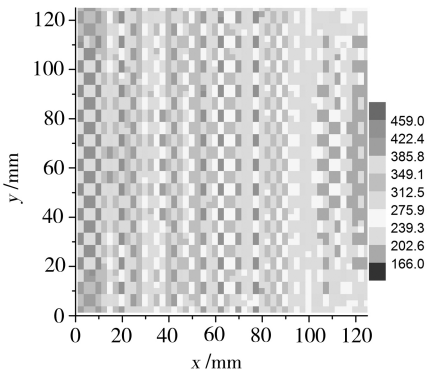


图 9 1/4 模型内的应力 σ_1 分布($u_0=1.5$)

Fig. 9 Distribution of σ_1 for the quarter panel

表 2 给出了在不同强制位移作用下,1/4 模型内所有单元上应力 σ_1 的平均值 $\sigma_{1\text{avg}}$ 的大小。

表 2 在强制位移作用下各单元的 $\sigma_{1\text{avg}}$

Tab.2 Average value of σ_1 under a given enforced displacement

u_0/mm	u_1/mm	$\sigma_{1\text{avg}}/\text{MPa}$	u_0/mm	u_1/mm	$\sigma_{1\text{avg}}/\text{MPa}$
0.5	1	98.7	2	4	394.8
1	2	197.4	2.5	5	493.6
1.5	3	295.3			

根据弹性模量的计算方法,变刚度层合板沿 x 方向拉伸弹性模量计算公式为:

$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\varepsilon} = \frac{\sigma_{1\text{avg}}}{u_0/L_0} \times \frac{\sigma_{1\text{avg}}}{u_1/L_1} \quad (8)$$

这里 L_0 为 1/4 模型的 x 方向长度, L_1 为整个层合板

的 x 方向长度。以 $u_1=3$ mm 为例,

$$E_1 = \frac{295.3}{3/250} = 24608.3 \text{ MPa} \quad (9)$$

3.3 与实测数据的对比

为了验证上述有限元模型上进行拉伸实验仿真的可行性和正确性,这里采用 SK 化工(青岛)有限公司的 TR50 碳纤维预浸料同样制备 250 mm×250 mm 的 $[\pm 45/\pm 45/160]_2/\pm 15/130$ 的层合板一块。碳纤维的密度为:1.77 g/cm³,树脂的密度为 1.2 g/cm³。复合材料层合板的铺层数为 16,每层厚度为 0.125 mm。

复合材料拉伸性能试验在日本岛津(SHIMADZU)的 AG-100KNE 型万能试验机上进行。测试在恒温恒湿条件下进行。参照 GB1447—2005,均采用矩形试片,拉伸试样的名义尺寸为:250 mm×25 mm×2 mm,加载速度为 2 mm/min,为保证试件在拉伸时端部不首先破坏,在试件两端分别粘贴规格为 50 mm×25 mm×2 mm 的铝制加强片。图 10 为纤维曲线铺层复合材料试件复合固化成型后在拉伸载荷条件下,测试试件典型的外加载荷与位移的曲线图。外加载荷先随位移的增大而增大,达到破坏载荷时,发生了基体脱粘和纤维断裂,逐渐失去承载能力,外加载荷发生突降,逐渐减少。

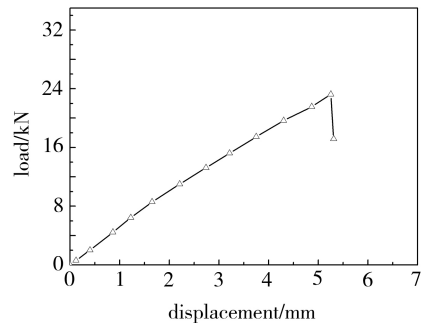


图 10 层合板的外加载荷与位移的曲线图

Fig.10 Relation curve of the applied loads and enforced displacement

表 3 中拉伸应力 $\sigma_{1\text{ex}}$ 的计算方法是根据 GB1447—2005 中的拉伸应力计算公式:

$$\sigma_{1\text{ex}} = \frac{F}{bd}$$

式中, $\sigma_{1\text{ex}}$ 为载荷 F 作用下,板内产生的拉伸应力; F 为施加的载荷, b 为试件宽度, d 为试件厚度。

表 3 层合板拉伸实验的测试数据

Tab.3 Experimental data of the tensile tests

位移/mm	载荷/kN	$\sigma_{1\text{ex}}/\text{MPa}$	位移/mm	载荷/kN	$\sigma_{1\text{ex}}/\text{MPa}$
1	5.01	100.2	4	18.46	369.2
2	9.97	199.5	5	22.13	442.6
3	14.23	284.5			

对比表 2 和表 3 中的数据对比,仿真结果与实验数据间的相似度为:

$$d = \left(1 - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{1\text{avg}} - \sigma_1}{\sigma_1} \right) \times 100\% = 95.04\%$$

对比表 2 和表 3 可知,层合板发生 5 mm 变形量时,此时实验数据与仿真数据相差较大,这是因为层合板已经出现了面内纤维断裂现象,而本模型只能在弹塑性范围内对层合板的拉伸特性进行分析。如果进入断裂阶段,仿真数据就会失去意义。

另外,由图 11 可知,当试件拉伸到极限破损时,断口位置出现在层合板中心轴方向,这也与 GENESIS 中的仿真结果一致。



图 11 拉伸破损图片

Fig. 11 Tensile damage profiles

4 结论

(1)通过高级语言编程实现变刚度纤维曲线铺放层合板的拓扑构型设计,对每个单元格的每个铺层角度和厚度进行独立设计。

(2)通过将构造的层合板铺层的拓扑构型导入 GENESIS,得到变刚度层合板的有限元模型,可视化地分析层合板内部的特性,如厚度分布、纤维铺放角度分布等进行探究。

(3)通过对有限元模型设置合理的约束,在不同静载荷作用下,对层合板进行拉伸实验仿真,可视化地展现板内每个单元在每个铺层上的应力和应变特性,并得出层合板的弹塑性本构关系。

(4)通过仿真数据与实验数据的对比,验证了该变刚度纤维曲线铺放层合板的有限元建模方法和拉伸仿真的可行性有很高的正确性。

参考文献

- [1] Hyer M W, Charette R F. Use of curvilinear fiber format in composite structure design[J]. AIAA Journal, 1991, 29(6): 1011-1015
- [2] Gürda Z, Olmedo R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations: variable stiffness concept [J]. AIAA Journal, 1993, 31(4): 751-758
- [3] Jegley D C, Tatting B F, Gürdal Z. Optimization of elastically tailored tow-placed plates with holes [C]. Proceedings

of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference AIAA Paper, 2003

[4] Jegley D C, Tatting B F, Gürdal Z. Tow-steered panels with holes subjected to compression or shear loading [C]. Proceedings of the 46th AIAA/ASME/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials (SDM) conference. Austin, TX, USA: AIAA, 2005

[5] 秦永利. 纤维曲线铺放制备变刚度复合材料层合板的研究进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2012(1): 61-66

[6] 马洪涛, 赫晓东. 变刚度复合材料层合板的力学性能研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2012

[7] 马永前. 纤维曲线铺放的变刚度复合材料层合板的屈曲[J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(5): 31-35

[8] 孙中雷, 王雪刚, 赵旷. FiberSIM 在复合材料部件数字化设计制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2008(3): 49-52

[9] 罗海燕, 李勇, 肖军, 等. 复合材料自动铺带技术研究——曲面铺带轨迹算法[J]. 航空学报, 2009(9): 1782-1787

[10] 常楠, 赵美英, 王伟. 基于 MSC. Patran/Nastran 的复合材料层合板稳定性优化[J]. 飞机设计, 2007(2): 34-36, 58

[11] 方括, 张青, 闫国华. 应用 ANSYS 的复合材料层合板静强度预测[J]. 玻璃钢/复合材料, 2011(1): 3-6

[12] 还大军, 肖军, 李勇. 复合材料自动铺放 CAD/CAM 软件技术[J]. 航空制造技术, 2010(17): 42-45

[13] Tatting B F, Gürdal Z. Design and manufacture of elastically tailored tow placed plates[Z]. NASA Contractor Report No NASA/CR-2002-211919, 2002

[14] Gürdal Z, Tatting B F, Wu C K. Variable stiffness composite panels: effects of stiffness variation on the in-plane buckling response[J]. Composites Part A, 2008, 39(5): 911-922

[15] GENESIS User Manual[R]. VMA Engineering. Colorado Springs, November, 1998

[16] Lopes C S, Gürdal Z, Camanho P P. Variable-stiffness composite panels: Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates[J]. Computers & Structures, 2008, 86(9): 897-907

[17] Gürdal Z, Tatting B F, Wu C K. Variable stiffness composite panels: Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response[J]. Composites: Part A, 2008, 39: 911-922

[18] 李丽. 高强度、高模量碳纤维复合材料拉伸性能测试方法的研究[M]. 理化检验(物理分册), 2004(7): 337-340

(编辑 李洪泉)