复合材料学报
Acta Materiae Compositae Sinica
第23卷 第6期 12月 2006年
Vol. 23 No. 6 December 2006

文章编号：1000-3851(2006)06-0179-07

缝合复合材料层板三维纤维弯曲模型及压缩强度预报

李 晨，许希武*
(南京航空航天大学 航空宇航学院，南京 210016)

摘 要：提出了三维纤维弯曲模型，基于有限元法和周期性边界条件建立了缝合层板压缩强度分析方法，采用桥联模型和最大应力判据分析损伤扩展并获得压缩强度，预报结果与试验吻合较好。详细探讨了缝合参数对层合板压缩强度的影响规律，结果表明：缝合方向与表面纤维方向一致时，较小的缝合针距和行距、较大的缝合线半径对压缩强度较为有利；缝合方向与表面纤维方向垂直时，较小的缝合针距和缝合线半径、较大的缝合行距对压缩强度较为有利。

关键词：缝合层板；压缩强度；纤维弯曲；有限元；桥联模型
中图分类号：TB332 **文献标识码**：A

3D fiber waviness model and prediction of compressive strength of stitched laminates

LI Chen, XU Xiwu*
(College of Aerospace, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A 3D fiber waviness model was presented. Based on the finite element method and periodic boundary conditions, a method to analyze the compressive strength of stitched laminates was established, which adopted a bridging model and maximum stress criteria to predict the development of damage and obtain the compressive strength. The predicted results are in good agreement with the test data. The effects of stitching parameters on the compressive strength of stitched laminates are discussed in detail. The results indicate that when stitching along the fiber on the surface of laminates, smaller stitch space and step and larger stitch radius result in higher compressive strength. However, when stitching perpendicular to the fiber on the surface, smaller stitch space and radius and larger stitch step result in higher compressive strength.

Keywords: stitched laminates; compressive strength; fiber waviness; finite element; bridging model

先进复合材料由于具有高比刚度、高比强度以及可设计性强等优点，作为一种先进轻质结构已广泛地用于飞行器结构。但目前广泛采用的层合结构，其抗冲击阻抗和抗冲击韧性低，在使用中易产生脱层损伤，严重降低其压缩强度，阻碍了复合材料结构设计许用应变的进一步提高。缝合复合材料是为了提高复合材料层合结构的抗冲击性能，增强其层间强度而出现的一种新型复合材料结构，有望得到广泛应用，其基本力学性能研究是缝合复合材料结构设计的最重要的基础。

近年来国内外众多研究机构和学者致力于缝合复合材料力学性能研究[1-6]，其中通过大量试验研究缝合对复合材料层板压缩强度的影响[3-6]。试验研究表明，缝合造成的纤维面内弯曲和厚度方向弯曲是影响缝合复合材料层板压缩强度的主要原因[5,6]。目前考虑纤维非均匀面内弯曲的单向纤维复合材料压缩强度模型[7,8]中，文献[7]将纤维和基体分别离散，不适用于缝合材料中包含大量纤维的单胞尺度的分析，而文献[8]将纤维和基体等效为各向异性材料，由材料力学方法获得强度参数，其准确度难以保证。目前尚未发现对缝合复合材料压缩强度理论模型的研究。

本文中提出了三维纤维弯曲模型，基于有限元法和周期性边界条件建立了缝合层板压缩强度分析方法，采用桥联模型和最大应力判据分析损伤扩展并获得压缩强度。详细探讨了缝合参数对层合板压

收稿日期：2006-01-09；收修改稿日期：2006-05-08
基金项目：航空基金(05G52054)
通讯作者：许希武，研究员，从事复合材料结构力学、飞行器结构完成性评定技术及计算力学领域的科研工作 E-mail: xwxu@nuaa.edu.cn

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

缩强度的影响规律。

1　缝合层板压缩强度模型

试验研究表明，缝合在复合材料层板中造成的纤维面内弯曲和厚度方向弯曲，如图 1，是缝合影响层板压缩强度的主要原因。含 0°铺层的缝合纤维增强复合材料层板在纵向压缩载荷下，0°铺层中纤维与载荷平行，是主承力层。缝合层板的压缩强度主要决定于 0°铺层，因此重点考虑纤维面内弯曲和厚度方向弯曲对 0°铺层强度的影响，其余铺层作为 0°铺层的横向支撑，仅考虑其厚度方向弯曲。在面内压缩载荷下，缝合层板厚度方向的变形由泊松比引起，相对较小，可忽略缝合线在厚度方向的约束作用。

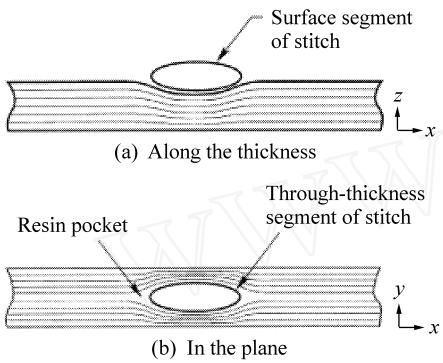

图 1　缝合针脚处纤维弯曲

Fig. 1　Fiber waviness at stitch

1.1　几何模型

缝合层板由于缝合针脚的均匀分布形成周期性单胞结构。一般缝合层板尺寸较大，非边缘单胞远多于边缘单胞，因此层板强度由非边缘单胞决定。不考虑随机损伤，所有非边缘单胞应力应变分布一致。

为简化问题作如下假设：(1) 纤维初始应变为零，缝合线横向模量和树脂基体模量十分接近，将缝合线等同于树脂基体[9]；(2) 0°铺层中纤维在 xy 平面内的投影沿 y 方向均匀分布，其弯曲部分沿 x 方向按正弦或余弦曲线分布，当弯曲部分小于单胞尺寸时，投影最大偏角为 θ_0，炭纤维为 8.5°，玻璃纤维为 20°[3,4]，当弯曲部分等于单胞尺寸时，投影最大偏角由纤维弯曲幅度决定；(3) 厚度方向纤维在 xz 平面内的投影沿 z 方向均匀分布，其弯曲部分沿 x 方向按正弦或余弦分布，当弯曲部分小于单胞尺寸时，投影最大偏角为 θ_0，炭纤维为 8.5°，玻璃纤维为 20°，当弯曲部分等于单胞尺寸时，投影最大偏角由纤维弯曲幅度决定；(4) 缝合线在面内或厚度方向受挤压，横截面由圆形变为椭圆形，短轴长 $r/2$。

由于单胞及载荷的对称性，取单胞的八分之一作为代表单元体。以 0°或 90°缝合、$[0/45/-45/90]_{2S}$ 铺层的缝合层板为例，根据缝合方向不同，代表单元体几何模型可以分为 0°缝合和 90°缝合两类。0°缝合时，缝合线与表面层纤维平行，仅造成纤维面内弯曲，几何模型如图 2(a)。90°缝合时，缝合线与表面纤维垂直，造成纤维面内弯曲和厚度方向弯曲。在缝合层板面内和表面均形成带状的树脂聚集区。位于自由表面的树脂聚集区对其余部分的约束来自于自身的弯曲刚度，但树脂本身模量较小，可忽略这部分树脂聚集区对其余部分的作用，简化后模型如图 2(b)。

图 3 为代表单元体上表面在 xy 平面的投影，几何参数如下：

0°缝合时　$l = p/2$，$w = q/2$，$a = r/4$　　(1)

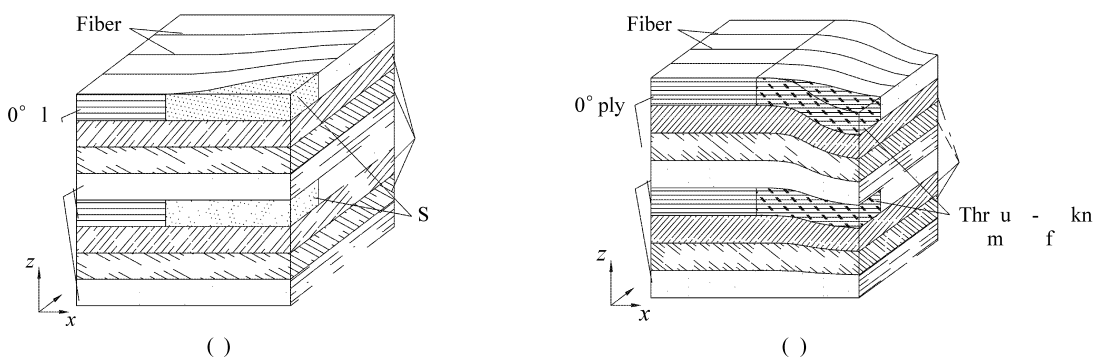

图 2　0°和 90°缝合代表单元体几何模型

Fig. 2　Geometrical model of representative element of laminates stitched in 0°and 90°directions

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

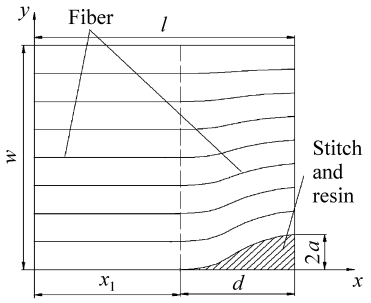

图 3　代表单元体上表面在 xy 平面的投影

Fig. 3　Projection of upper surface of representative element in xy plane

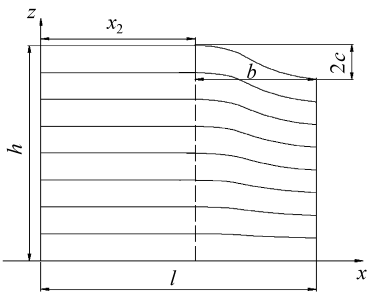

图 4　代表单元体正面在 xz 平面的投影

Fig. 4　Projection of front surface of representative element in xz plane

90°缝合时　$l = q/2$, $w = p/2$, $a = r/2$　　(2)

式中: p 为缝合针距; q 为缝合行距; r 为缝合线半径, 以下同。图 3 中

$$d = \begin{cases} \dfrac{\pi a}{\tan\theta_0}, & \dfrac{\pi a}{\tan\theta_0} < l \\ l, & \dfrac{\pi a}{\tan\theta_0} \geq l \end{cases} \tag{3}$$

纤维在 xy 平面内投影的弯曲方程

$$\phi(x,y) = \begin{cases} -\left(1-\dfrac{y}{w}\right)\left\{a\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_1)}{d}\right]-a\right\}, & x_1 \leq x \leq l \\ 0, & 0 \leq x < x_1 \end{cases} \tag{4}$$

式中, $x_1 = l - d$。

纤维在 xy 平面内投影的弯曲角

$$\theta_1(x) = \arctan\left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right) = \begin{cases} \arctan\left\{\left(1-\dfrac{y}{w}\right)\dfrac{\pi a}{d}\sin\left[\dfrac{\pi(x-x_1)}{d}\right]\right\}, & x_1 \leq x \leq l \\ 0, & 0 \leq x < x_1 \end{cases} \tag{5}$$

图 4 为代表单元体正面在 xz 平面的投影, 几何参数如下:

0°铺层　$l = p/2$, $c = 0$, $h = H/2$　　(6)

90°缝合时　$l = q/2$, $c = r/2$, $h = H/2$　　(7)

式中, H 为缝合层板整体厚度。图 4 中

$$b = \begin{cases} \dfrac{\pi c}{\tan\theta_0}, & \dfrac{\pi c}{\tan\theta_0} < l \\ l, & \dfrac{\pi c}{\tan\theta_0} \geq l \end{cases} \tag{8}$$

纤维在 xz 平面内投影的弯曲方程:

$$\phi(x,z) = \begin{cases} \dfrac{z}{h}\left\{c\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_2)}{b}\right]-c\right\}, & x_2 \leq x \leq l \\ 0, & 0 \leq x < x_2 \end{cases} \tag{9}$$

式中, $x_2 = l - b$。

纤维在 xz 平面内投影的弯曲角

$$\theta_2(x) = \arctan\left(\frac{\partial\phi}{\partial x}\right) = \begin{cases} -\arctan\left\{\dfrac{z}{h}\dfrac{\pi c}{b}\sin\left[\dfrac{\pi(x-x_2)}{b}\right]\right\}, & x_2 \leq x \leq l \\ 0, & 0 \leq x < x_2 \end{cases} \tag{10}$$

0°铺层中纤维和基体混合区的纤维体积含量

$$V_f(x) = \begin{cases} \dfrac{hwV_{f0}}{\left\{w+a\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_1)}{d}\right]-a\right\}\left\{h+c\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_2)}{b}\right]-c\right\}}, & \max(x_1,x_2) \leq x \leq l \\ \dfrac{wV_{f0}}{w+a\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_1)}{d}\right]-a}, & x_1 < x_2,\ x_1 < x < x_2 \\ \dfrac{hV_{f0}}{h+c\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_2)}{b}\right]-c}, & x_2 < x_1,\ x_2 < x < x_1 \\ V_{f0}, & 0 \leq x \leq \min(x_1,x_2) \end{cases} \tag{11}$$

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

其余铺层纤维体积含量

$$V_f(x)=\begin{cases}\dfrac{hV_{f0}}{h+c\cos\left[\dfrac{\pi(x-x_2)}{b}\right]-c}, & x_2\le x\le l\\ V_{f0}, & 0\le x<x_2\end{cases}\tag{12}$$

式(11)、式(12)中，V_{f0}为层板初始纤维体积含量。

1.2　有限元模型

基于 ABAQUS 有限元软件分析代表单元体压缩强度，以 90 缝合代表单元体为例，有限元模型如图 5。0 铺层中纤维和基体混合区采用 8 节点 6 面体线性等参元 C3D8 划分；树脂聚集区采用 C3D8 和 6 节点 5 面体线性等参元 C3D6 划分。0°铺层中节点沿 x 方向均匀分布；纤维和基体混合区中节点沿 y 向均匀分布；树脂聚集区中节点沿 y 向均匀分布。其余各层中单元种类沿厚度方向与 0°铺层对应，节点的 x 和 y 坐标也与 0 铺层对应，节点沿 z 向均匀分布。

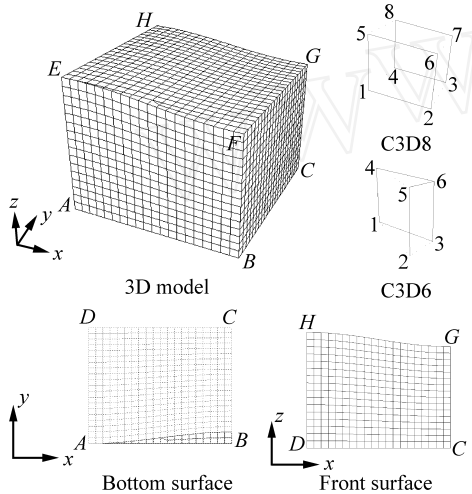

图 5　90 缝合有限元模型

Fig. 5　Finite element model of laminates stitched in 90°direction

1.3　单元特性

0 铺层中纤维和基体混合区单元的材料主方向矢量为 $\vec{n}=[\vec{n}_1\quad\vec{n}_2\quad\vec{n}_3]$，$\vec{n}_1$ 在 xy 平面上的投影与 x 轴夹角为 θ_1，在 xz 平面上的投影与 x 轴夹角为 θ_2，令 $\vec{n}_2$ 位于 xy 平面内，则

$$\begin{cases}\vec{n}_1=\left[\dfrac{1}{\sqrt{\sec^2\theta_1+\tan^2\theta_2}}\quad\dfrac{\tan\theta_1}{\sqrt{\sec^2\theta_1+\tan^2\theta_2}}\quad\dfrac{\tan\theta_2}{\sqrt{\sec^2\theta_1+\tan^2\theta_2}}\right]^{\mathrm{T}}\\ \vec{n}_2=\left[-\dfrac{\tan\theta_1}{\sqrt{\sec^2\theta_1+\tan^2\theta_2}}\quad\dfrac{1}{\sqrt{\sec^2\theta_1+\tan^2\theta_2}}\quad 0\right]^{\mathrm{T}}\\ \vec{n}_3=\vec{n}_1\times\vec{n}_2\end{cases}\tag{13}$$

对称角铺层缝合层板中正负角度铺层的耦合效应相互抵消，不予考虑，因此将角铺层材料等效为整体坐标下的各向异性材料以消除耦合效应。树脂聚集区和角铺层单元的材料主方向矢量 $\vec{m}=[\vec{m}_1\quad\vec{m}_2\quad\vec{m}_3]$，$\vec{m}_1$ 在 xy 平面上的投影与 x 轴方向一致，在 xz 平面上的投影与 x 轴夹角为 θ_2，令 $\vec{m}_2$ 位于 xy 平面内，则

$$\begin{cases}\vec{m}_1=[\cos\theta_2\quad 0\quad\sin\theta_2]^{\mathrm{T}}\\ \vec{m}_2=[0\quad 1\quad 0]^{\mathrm{T}}\\ \vec{m}_3=\vec{m}_1\times\vec{m}_2\end{cases}\tag{14}$$

90 铺层中单元的材料主方向矢量与 y 轴方向一致。除 0 铺层中的树脂聚集区外，其余部分均由纤维和基体混合组成，在微小单元内纤维近似为直线，单元材料可以当作单向纤维复合材料，单元纤维体积含量由单元中心点坐标代入式(11)和式(12)得到，单元材料特性由 Halpin-Tsai 模型[10]得到。

1.4　周期性边界条件

令图 5 中代表单元体 $ABCD$ 面 z 向位移 w 为零，$BCGF$ 面 x 向位移 u 为零，$ABFE$ 面 y 向位移 v 为零，在 $ADHE$ 面施加 x 正向位移载荷，并令 $DCGH$ 面上 y 向位移保持一致，以满足周期性边界条件[11]：

$$w_{ABCD}=0,\ u_{BCGF}=0,\ v_{ABFE}=0,$$
$$u_{ADHE}=\Delta u,\ v_{DCGH}=v_D.\tag{15}$$

式中，Δu 为位移增量。

1.5　失效准则

除 0 铺层外的其余铺层主要提供横向支撑，因此不考虑其损伤破坏，仅分析 0 铺层的破坏过程。由 ABAQUS 软件计算得到 0 铺层各单元的应力，在树脂聚集区内，单元应力等于基体应力，基体是各向同性材料，采用最大应力判据[12]

$$\sigma_1\ge X_t^m\quad\text{或}\quad\sigma_3\le -X_c^m\tag{16}$$

式中：σ_1、σ_3 分别为基体的最大和最小主应力；X_t^m、X_c^m 分别是基体的拉伸强度和压缩强度。当满足式(16)时基体破坏，单元不能继续承载，令单元各刚度模量为一微小量：

$$E_1=E_2=E_3=G_{12}=G_{23}=G_{31}=1\tag{17}$$

在纤维和基体混合区，采用三维桥联模型[12]，根据单元的应力得到纤维和基体中的应力。一般纤维可以看作线弹性横观各向同性材料，基体可以看作线弹性各向同性体，因此采用三维桥联模型的线弹性形式：

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$\left.\begin{aligned}\{\sigma_f^f\} &= (V_f[I] + V_m[\overline{A_{ij}}])^{-1}\{\sigma_f\} = [\overline{B_{ij}}]\{\sigma_f\}\\ \{\sigma_f^m\} &= [\overline{A_{ij}}](V_f[I] + V_m[\overline{A_{ij}}])^{-1}\{\sigma_f\}\\ &= [\overline{A_{ij}}][\overline{B_{ij}}]\{\sigma_f\}\end{aligned}\right\} \tag{18}$$

式中: $\{\sigma_f\}$、$\{\sigma_f^f\}$、$\{\sigma_f^m\}$分别是材料主坐标下的单元应力、纤维应力和基体应力; $[\overline{A_{ij}}]$是桥联矩阵, 取桥联系数 $\bar{\alpha}=0.5$, $\bar{\beta}=0.5$。

纤维受到其他铺层的横向支撑, 屈曲已不是其主要失效形式, 纤维主要承受轴向应力, 采用最大应力判据

$$\sigma_1^f \geq X_t^f \quad 或 \quad \sigma_1^f \leq -X_c^f \tag{19}$$

式中: σ_1^f 为纤维轴向应力; X_t^f、X_c^f 分别为纤维拉伸强度和压缩强度。当满足式(19)时, 纤维断裂, 单元沿材料主方向不能继续承受纵向载荷和剪切载荷, 因此令单向复合材料的纵向模量和剪切模量为一小值:

$$E_1 = G_{12} = G_{13} = 1 \tag{20}$$

混合区的基体破坏准则与树脂区相同, 但在纤维和基体混合区, 基体破坏后, 单元纵向仅由纤维承载, 不能承受材料主坐标下的剪切载荷和横向载荷, 令横向模量和剪切模量为微小量:

$$E_1 = V_f E_{f1},\ E_2 = E_3 = G_{12} = G_{23} = G_{31} = 1 \tag{21}$$

三维桥联矩阵、应力计算、刚度折减等均在用户子程序 UMAT 中实现。通过逐级加载计算出缝合层板压缩应力应变曲线, 曲线达到峰值即层板整体破坏, 峰值对应的应力即压缩强度。

2　分析与讨论

2.1　预报值与试验值比较

采用本文中的模型预报文献[13]中缝合层板的压缩强度。该层板铺层为[0/45/0/-45/90/45/0/-45]$_{2S}$, 由炭纤维 T300 和韧性双马 QY8911-Ⅱ树脂铺设而成。缝合线为 Kevlar29(1500 旦), 名义厚度为 4 mm, 名义纤维体积分数为 60 % ±3 %。缝合层板共 6 种, 沿 0°或 90°方向缝合, 缝合密度分别为 3×3、8×5、10×10(针距×行距)。模型中采用的初始纤维体积含量为 60 %。

表 1 中列出了试验值与预报值。可以看出, 试验值与预报值吻合较好, 误差都小于 15 %, 说明模型预报准确度较高, 可用于含 0°铺层的各种缝合参数下缝合层板的压缩强度预报。

表 1　缝合层板压缩强度试验值与预报值比较

Table 1　Comparison of test data and predicted results of compressive strength of stitched laminates

Specimen		Test data/ MPa	Predicted data/ MPa	Relative error/ %
3×3	0°Stitched	552	562	-1.81
	90°Stitched	450	453	-0.67
8×5	0°Stitched	605	536	11.40
	90°Stitched	547	521	4.75
10×10	0°Stitched	554	531	4.15
	90°Stitched	585	512	12.50

2.2　缝合参数影响

图 6 为缝合针距、行距、缝合针距和行距同比例变化、缝合线半径对层合板压缩强度的影响规律, 各图中均分别给出了 0°缝合和 90°缝合两种情况。层合板的铺层和材料体系与 2.1 中缝合层板相同, 未缝合层板压缩强度为 548.5 MPa[14]。如无特别说明, 缝合针距和行距为 5 mm, 缝合线半径为 0.25 mm。

图 6(a)给出了缝合针距 p 对层合板压缩强度的影响规律曲线。缝合后压缩强度整体减小, 0°缝合时减小约 1 %, 90°缝合时减小约 3 %。0°缝合时, 随缝合针距的增大, 压缩强度大幅下降, 随后略有增加, 整体变化幅度约 2 %。90°缝合时, 随缝合针距的增大, 压缩强度大幅下降, 变化趋势逐渐平缓, 整体变化幅度约 6 %。

图 6(b)给出了缝合行距 q 对层合板压缩强度的影响规律曲线。缝合后压缩强度整体减小, 0°缝合时减小约 3 %, 90°缝合时减小约 13 %。0°缝合时, 随缝合行距的增大, 压缩强度大幅下降, 随后略有增加, 整体变化幅度约 10 %。90°缝合时, 随缝合行距的增大, 压缩强度显著增大, 随后略有减小, 变化趋势逐渐平缓, 整体变化幅度约 20 %。

图 6(c)给出了缝合针距 p 和行距 q 一致变化对层合板压缩强度的影响规律曲线。缝合后压缩强度整体减小, 0°缝合时基本不变, 90°缝合时减小约 11 %。0°缝合时, 随缝合针距和行距的增大, 压缩强度大幅下降, 随后略有增加, 整体变化幅度约 6 %。90°缝合时, 随缝合针距和行距的增大, 压缩强度显著增大, 随后略有减小, 变化趋势逐渐平缓, 整体变化幅度约 15 %。

图 6(d)给出了缝合线半径 r 对层合板压缩强度的影响规律曲线。缝合后压缩强度整体减小, 0°

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

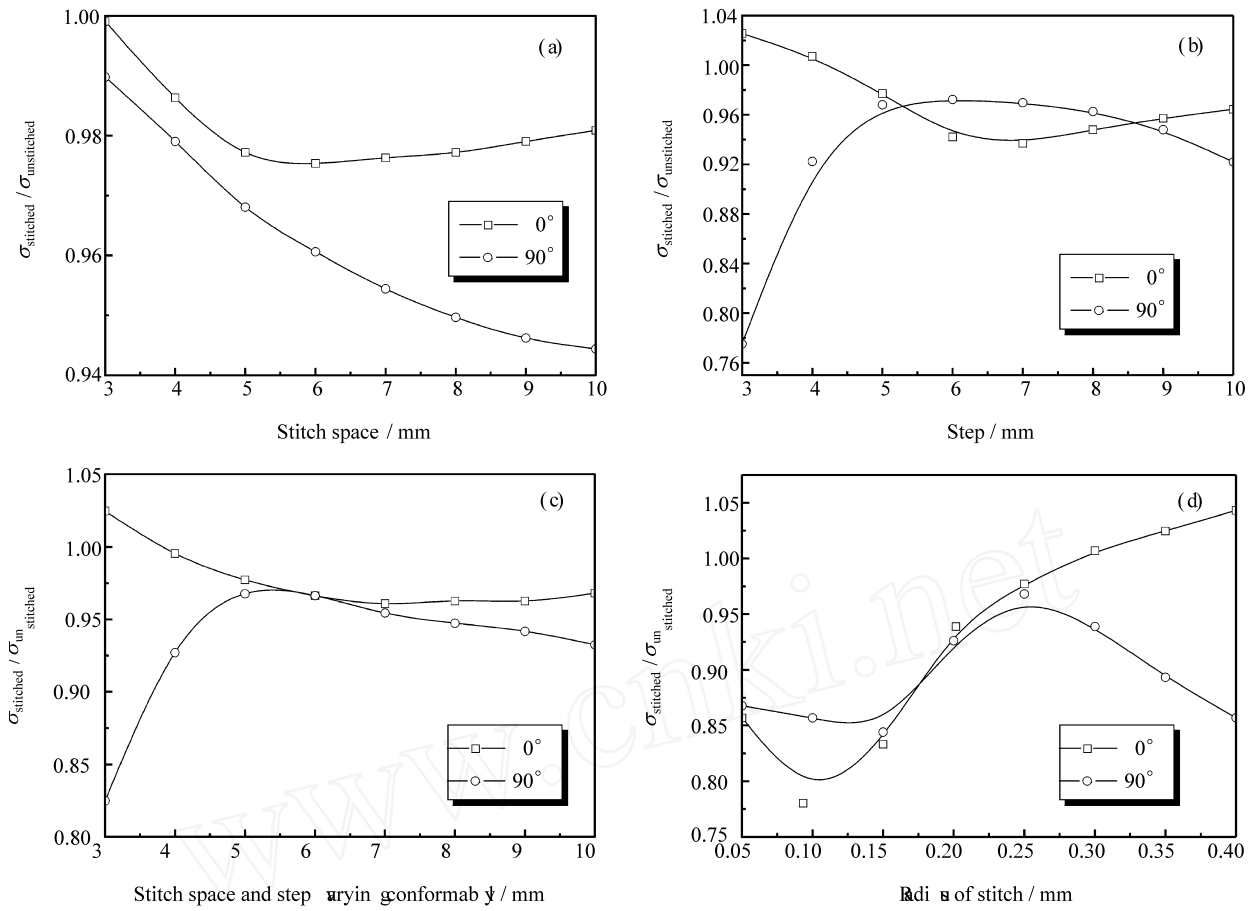

图 6　缝合针距 p、缝合行距 q、p 和 q 一致变化及缝合线半径 r 对层合板压缩强度的影响

Fig. 6　Effects of stitch space p, step q, p and q varying conformably, and radius r of stitch on compressive strength of laminates

缝合时减小 9 %，90°缝合时减小约 10 %。0°缝合时，随缝合线半径的增大，压缩强度先减小，随后逐步增大，整体变化幅度约 30 %。90°缝合时，随缝合线半径的增大，压缩强度先略有减小，随后增大，最后又大幅减小，整体变化幅度约 10 %。

压缩强度的减小是由于纤维弯曲幅度增大，局部应力集中增大；压缩强度的增大是由于局部纤维体积含量增大使局部强度提高。

3　结　论

(1) 试验值与预报值吻合较好，说明模型预报精度较高，能应用于含 0°铺层的各种缝合参数的复合材料层板的压缩强度预报。

(2) 缝合后压缩强度整体减小。缝合线半径对压缩强度的影响较大。缝合方向与表面纤维方向一致时，缝合针距和行距对压缩强度的影响较小；较小的缝合针距和行距、较大的缝合线半径对压缩强度较为有利。缝合方向与表面纤维方向垂直时，缝合针距和行距对压缩强度的影响较大；较小的缝合针距和缝合线半径、较大的缝合行距对压缩强度较为有利。

参考文献：

[1] 陈　纲，郦正能，程小全，等. 厚度对缝合层合板力学性能的影响 [J]. 复合材料学报，2005，22(6)：135 - 138.
Chen Gang, Li Zhengneng, Cheng Xiaoquan, et al. Effect of thickness on the mechanical properties of the stitched laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(6): 135 - 138.

[2] 陈　纲，郦正能，寇长河. T300 帘子布/QY9512 缝纫含孔板拉伸性能 [J]. 复合材料学报，2005，22(4)：108 - 111.
Chen Gang, Li Zhengneng, Kou Changhe. Behavior of stitched uniweave T300/QY9512 laminates (with a hole) under in-plane tension [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(4): 108 - 111.

[3] Mouritz A P, Cox B N. A mechanistic approach to the properties of stitched laminates [J]. Composites Part A, 2000, 31: 1 - 27.

[4] Mouritz A P, Leong K H, Herszberg I. A review of the effect

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

of stitching on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites [J]. Composites Part A, 1997, 28A: 979 - 991.

[5] Farley G L. A mechanism responsible for reducing compression strength of through-the-thickness reinforced composite material [J]. Journal of Composite Materials, 1992, 26: 1784 - 1795.

[6] Farley G L, Dickinson L C. Removal of surface loop from stitched composites can improve compression and compression-after-impact strengths [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1992, 11(6): 6 - 33.

[7] Kyriakides S, Ruff A E. Aspects of the failure and postfailure of fibre composites in compression [J]. Journal of Composite Materials, 1997, 31(20): 2000 - 2037.

[8] Vogler T J, Hsu S Y, Kyriakides S. On the initiation and growth of kink bands in fiber composites Ⅱ: Analysis [J]. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38: 2653 - 2682.

[9] **桂良进, 范子杰, 陈宗渝, 等. 缝纫层合板的本构关系研究 Ⅰ: 缝纫单层板有效弹性常数分析** [J]. **复合材料学报**, 2002, 19(1): 95 - 100.
Gui Liangjin, Fan Zijie, Chen Zongyu, et al. Study on constitutive relationship of stitched laminates Ⅰ: Analysis of effective elastic constants of stitched lamina [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(1): 95 - 100.

[10] Harris B. Engineering composite materials [M]. London: Institute of Metals, 1986: 15 - 18.

[11] Xia Z H, Zhang Y F, Ellyin F. A unified periodical boundary condition for representative volume elements of composites and applications [J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40: 1907 - 1921.

[12] Huang Z M. Simulation of the mechanical properties of fibrous composites by the bridging micromechanics model [J]. Composites Part A, 2001, 32: 143 - 172.

[13] **李　晨, 许希武, 汪　海. 缝合复合材料层板面内力学性能试验与分析** [J]. **南京航空航天大学学报**, 2005, 37(2): 192 - 197.
Li Chen, Xu Xiwu, Wang Hai. Experimental and analytical study on mechanical properties of stitched laminates [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(2): 192 - 197.

[14] **汪　海. 复合材料缝合结构静强度研究** [D]. **大连: 大连理工大学**, 2001.
Wang Hai. A study on static strength of stitched composite structures [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2001.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net