第3卷 第3期　　复 合 材 料 学 报　　Vol. 3 No. 3

1986年9月　　ACTA MATFRIAE COMPOSITAE SINICA　　September 1986

正交异性层板加载孔的变形与断裂分析

張长明　　邵一心

（上海玻璃鋼研究所）　（同济大学力学系）

摘　要

本文用云紋法着重对正交異性层板加載孔的变形与断裂行为进行了分析和研究，描述了加載孔的綫弹性段、突然起裂段、裂紋稳态扩展段以及失稳扩展段的位移场与应变场的突变，給出了載荷—裂紋长度曲綫、載荷—最大应变曲綫，載荷—张开位移曲綫以及裂紋张开角。在起裂以前，云紋法和綫性有限元法的結果較好地吻合；起裂后，云紋法描述了材料的非綫性特性。

一、引　言

在复合材料工程应用中，会碰到复合材料之间以及复合材料与金属之间的连接问题。现在常用的连接是机械连接（如螺接、铆接等）。为设计出合理的复合材料层板，提高强度，需要对螺接、铆接加载孔的变形与破坏作出正确的力学描述。加载孔的应力和应变分析是复合材料结构设计的基础，已经得到较为广泛的研究[1~3]。由于纤维增强复合材料具有很强的方向性，对于不同纤维铺设，加载孔将发生拉伸型、剪切型或挤压型的破坏。加载孔的变形与断裂规律，对于加载孔的设计、破坏形式的选择、材料抗破坏强度的提高，有着重要作用。

本文将云纹法和有限元法相结合，对正交异性层板加载孔的变形与断裂行为进行了分析和研究。不仅给出了层合板孔边的位移場和应变場的分布规律，而且给出了加载孔拉伸型开裂时的孔边变形规律。断裂破坏发生以前，云纹法和线性有限元法的结果较好地吻合；破坏发生以后，云纹法描述了加载孔的非线性特性。

本文1986年4月2日收到

二、云纹方法和实验装置

将两块节距 p 相等的栅线叠加在一起，并相对移位，就产生云纹。将一块栅线粘贴在试件表面上，并随着试件的变形而变形，称作试件栅，另一块栅线作参考栅，用机油附着在试件栅上。当荷载增加时，便可获得反映位移变化的云纹图（图1）。由于云纹条纹是相同位移点的轨迹，其位移计算公式为：

$$v=np \qquad (1)$$

这里 n 是位移云纹图的条纹级数，p 是节距。

将式（1）对 y 求导，得到应变计算公式：

$$\varepsilon_y=\frac{\partial v}{\partial y}=\frac{\partial n}{\partial y}\cdot p \qquad (2)$$

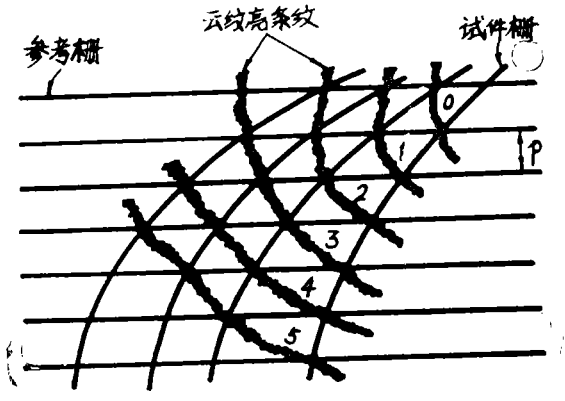


图1　位移云纹条纹的产生

本文实验采用的试件材料为玻璃纤维增强环氧树脂复合材料层板，其铺设形式为$[0_n^0/90_m^0]_s$，$n:m=1:1$，对称铺层32层，材料常数为：$E_{11}=E_{22}=1.465\times10^5 kg/cm^2$，$\nu_{12}=0.169$，$G_{12}=2.83\times10^4 kg/cm^2$。试件尺寸及加载方式见图2。几何尺寸比：长宽之比$L/W=5$，宽度与孔径之比$W/D=4$，图3是加载装置照片。随载荷增加，孔

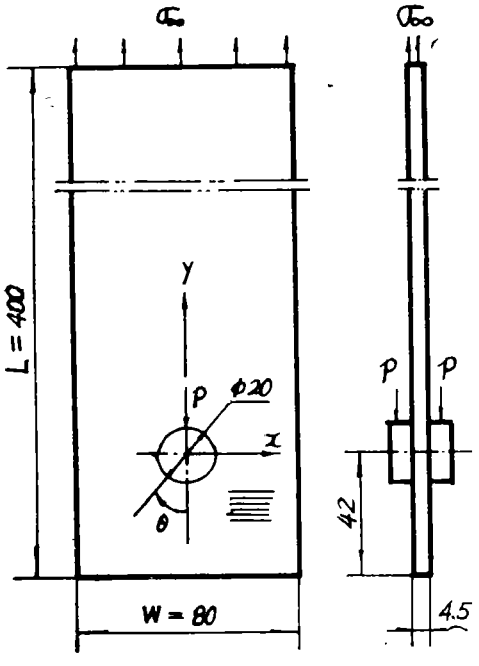


图2　試件尺寸及加載方法

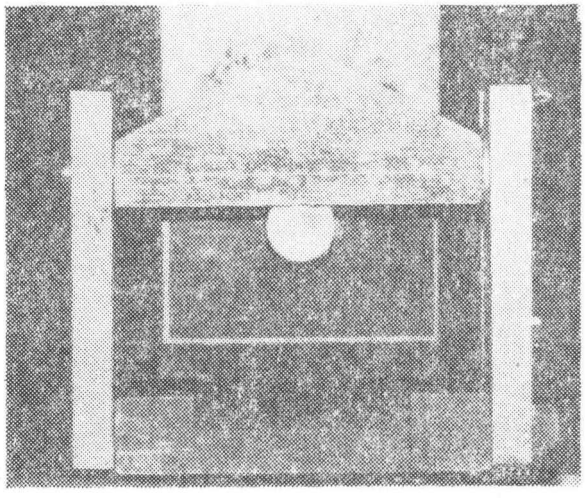


图3　加載裝置

边位移发生很大变化，用照相机将各级载荷下的位移云纹图记录下来。试件栅和参考栅均为1000线/吋单线栅，栅线主向与y轴一致，反映v位移場变化。一共记录了十三幅云纹图，包括开裂瞬时、裂纹传播、断裂瞬时的云纹图。

三、加載孔的組合結构力学模型

本文首先寻找一个恰当的有限元计算模型来描述复合材料层合板中加载孔边的应力分布。其基本思想为：将销釘简化成为一系列围绕同一中心的密集连杆。在变形过程中，连杆可绕销釘的公共圆心转动，并产生压缩变形。承载时，连杆的数量逐根減少，以模拟销釘和孔边的接触点中有少量逐步脫离的过程。然后用线弹性有限单元法来计算。这由一系列杆单元和二维平面应力单元组成的组合结构，我们称此模型为“组合结构模型”，如图4所示。用此模型计算了图2所示玻璃紆维增强环氧树脂复合材料层板试件。计算模型网格划分见图4，尺寸同图2

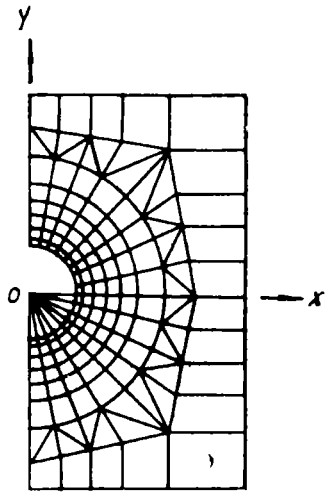


图5　加載孔的組合結构力学模型

四、計算和实驗結果

1. 加載孔开裂之前孔边位移场和应变场的分布

加載孔开裂之前共记录了九幅云纹图。图5是其中的二幅。云纹图全場显示了加載孔孔边位移分布规律。根据(2)式计算可得到正应变ε_y的全場分布。由于加載方向应变最大，本文给出加載方向的应变ε_y等值线分布图(见图6)。由图5和图6看出，当$\theta<45°$时，孔边区域受压；$\theta>45°$时，孔边区域受拉；最大拉应变大于最大压应变。在$\theta=45°$处，$\varepsilon_y=0$这一区域只发生了转角变形。随着载荷的增加，压应变区域几乎不扩展，而拉应变区不断增大，$\varepsilon_y=0$区域減小说明拉伸型变形逐步取代部分剪切型变形。图7曲线是组合结构模型有限元计算与云纹法得到的值比较。ε_∞是远离加載孔的均匀应变。三级载荷云纹图中获得的应变值与有限元结果均吻合较好。参数$K_\varepsilon(=\varepsilon_y/\varepsilon_\infty)$在孔

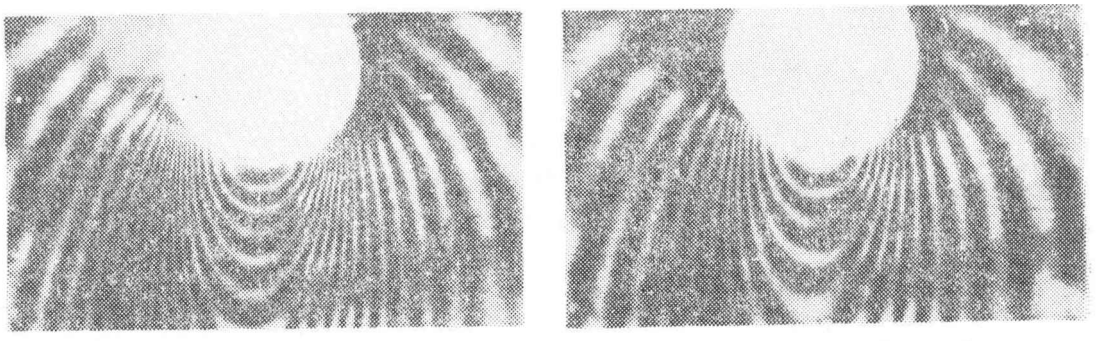

a) $\sigma_\infty=278kg/cm^2$　　b) $\sigma_\infty=361kg/cm^2$

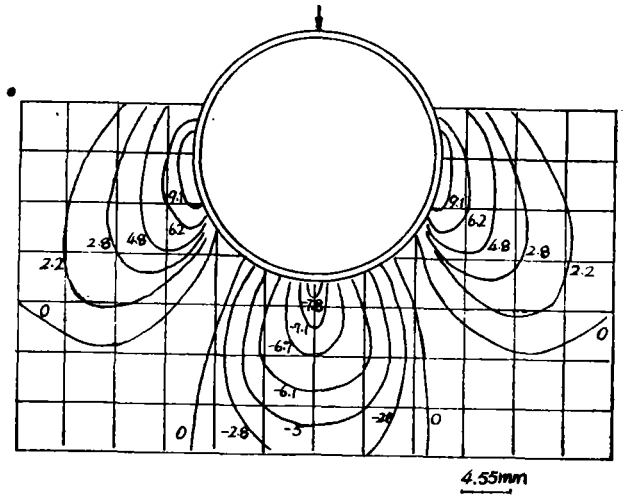
图5　加載孔孔边位移云紋图（灵敏度1000l/in）

边实际上反映了加载孔的应变集中系数，将云纹法得到的应变集中系数与有限元算得的应力集中系数 $K_\sigma(=\sigma_y/\sigma_\infty)$ 比较（图8），也吻合较好。

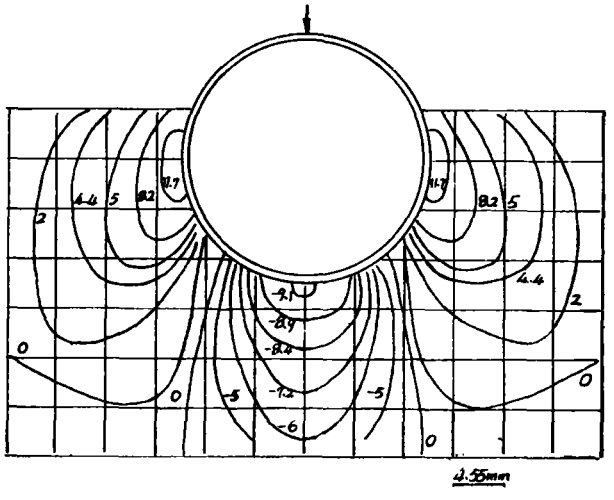
以上结果表明，在破坏之前，该层合板基本上是线性的，线弹性有限元计算是适用的。

2. 加载孔开裂瞬时，孔边位移场和应变场的突变

当载荷增加到 $\sigma_\infty=390kg/cm^2$ 时，在加载孔右边（$\theta\approx-80°$）地方突然开裂。开裂长度为 $6.86mm$，沿水平纤维方向扩展。图9(*a*)为开裂瞬时云纹图。由于突然开裂，加载孔向下发生较大位移，致使孔边条纹模糊。图10为相应的应变等值线分布。比较图5和图9(*a*)，图6和图10(*a*)，孔边位移场和应变场发生了突变。在加载孔右边裂纹尖端呈现了明显的应变奇异性，应变场分布完全不同于破坏之前。在裂纹下部区域，$\varepsilon_y=0$，只是发生了转角变形，这一区域较开裂前明显增大，说明裂纹开裂使得这部分的剪切变形增加。在加载孔左边，拉应变分布规律与开裂前基本一致，最大拉应变位置从 $\theta=90°$ 下降至 $\theta=70°$ 的孔边。在 $\theta=45°$ 处，ε_y 仍为零，而且压应变区域形状不变，只是数值增大。



a) $\sigma_\infty=278kg/cm^2$



b) $\sigma_\infty=361kg/cm^2$

图6 加载孔孔边应变ε_y等值线分布图

3. 裂纹扩展中的孔边位移场和应变场

加载孔孔边裂纹扩展有三阶段：突然起裂；裂纹跳跃式地稳态扩展；失稳扩展破坏。突然开裂后，试验机荷载马上下降到 $\sigma_\infty=176kg/cm^2$，抵抗变形的应变能迅速释放。稳定后继续加载直至断裂瞬间共记录四幅裂缝扩展中的云纹图。图9(*b*)—9(*d*)是其中三幅，图10(*b*)—10(*d*)是相应的应变等值线分布图。图9(*b*)和10(*b*)是开裂完成后的位移场和应变场。与图9(*a*)和10(*a*)相比，应变能释放，应变分量降低。图9(*c*)和10(*c*)反映了裂纹的稳态扩展。图9(*d*)和10(*d*)是在裂纹失稳扩展过程中获得的。几乎是记录的同时，裂纹迅速开展，加载孔被拉断。裂纹扩展中的位移场和应变场分布规律与开裂瞬时的基本相同。在稳态扩展阶

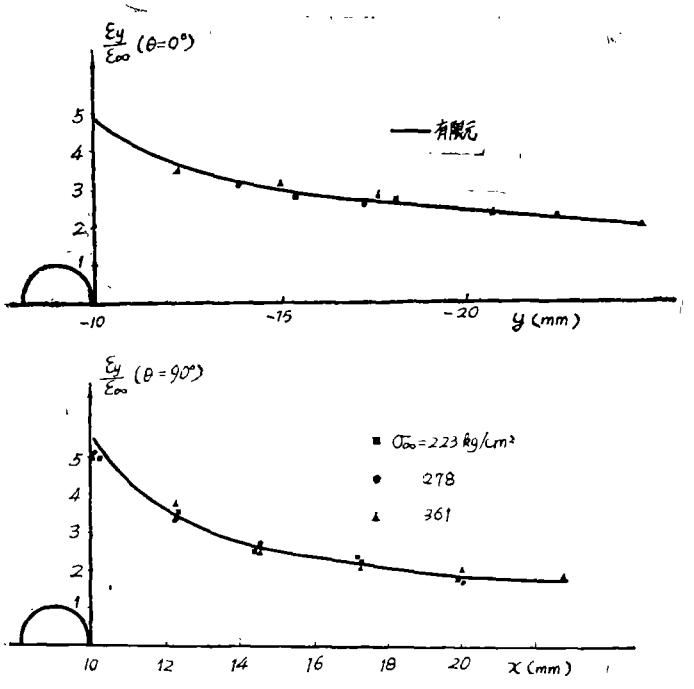


图 7　有限元法与云纹法应变計算値比較

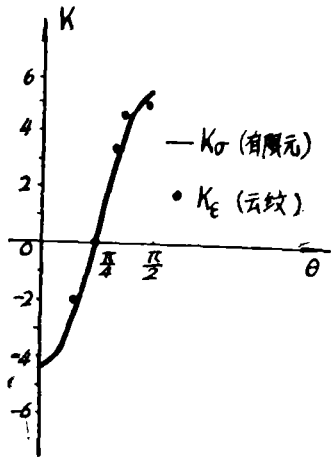
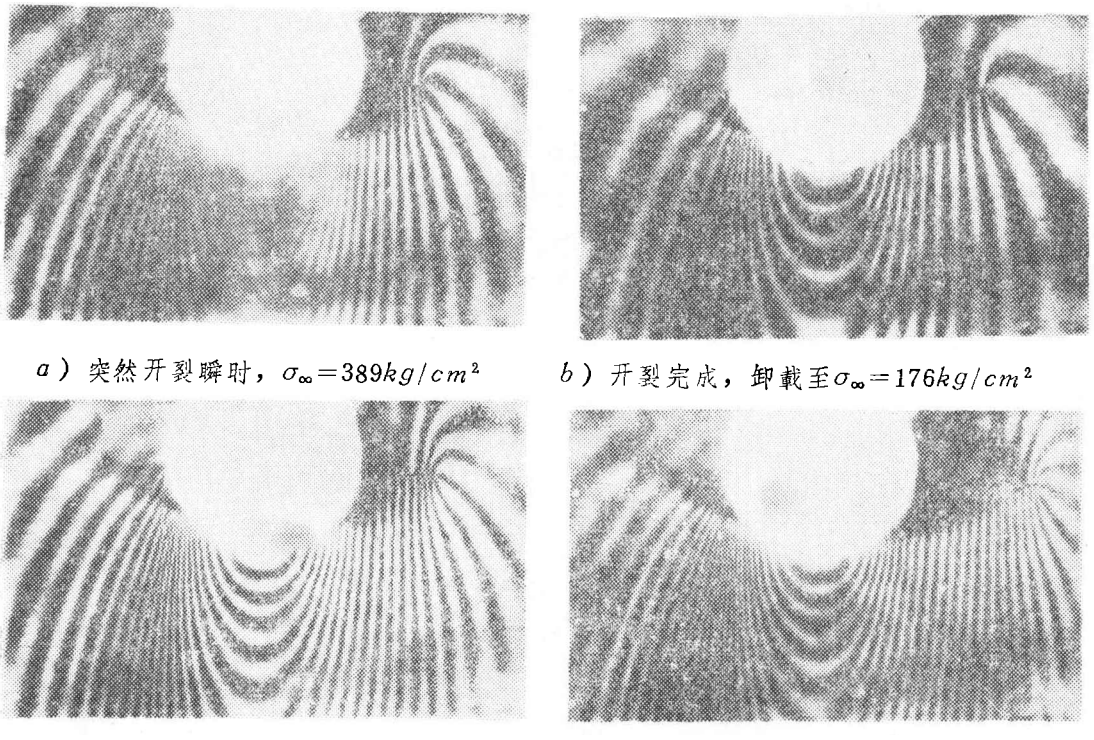


图 8　加載孔孔边应力与应变集中系数比較



a）突然开裂瞬时，$\sigma_\infty=389kg/cm^2$　　b）开裂完成，卸載至$\sigma_\infty=176kg/cm^2$

c）　裂紋稳态扩展，$\sigma_\infty=333kg/cm^2$　　d）裂紋失稳扩展，$\sigma_\infty=361kg/cm^2$

图 9　开裂后加載孔孔边位移云紋图（灵敏度1000l/in）

段，裂纹跳跃地阶段性地沿着正交层合板水平纤维方向向前扩展，裂纹尖端应变奇异性下降，随着裂纹向前扩展，裂纹尖端应变場不断向前推进，应变大小和应变分布形状基本不

变。裂纹下部$\varepsilon_y=0$区域不断扩大，这里发生了很大的转动变形，转角γ可由公式$tg\gamma=\frac{\partial n}{\partial x}\cdot p$算得。由云裂图知道，这一转角为常数，不随裂纹扩展而变化。计算得$\gamma=1°17'$，这一转角将在这区域内产生很大剪应力。孔边压应变区域的形状和大小不受开裂影响，零应变点的位置也不移动。

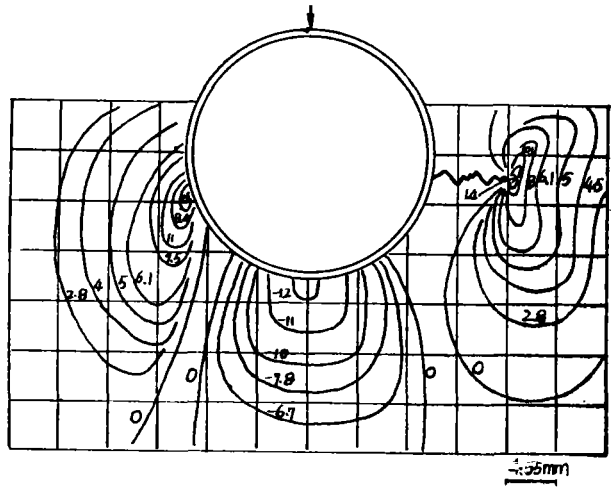
随着裂纹扩展，在加载孔左边，应变集中系数K_ε骤增，这时K_ε不再是常数，而是随荷载增加而增加（图11），失稳扩展瞬时（图9d），$K_\varepsilon=12.9$，是开裂前集中系数（$K_\varepsilon=5.17$）的2.5倍。一旦失稳扩展，加载孔马上拉断。图12为拉断后的加载孔。

4. 裂纹长度与载荷曲线：$l\sim\sigma_\infty$曲线

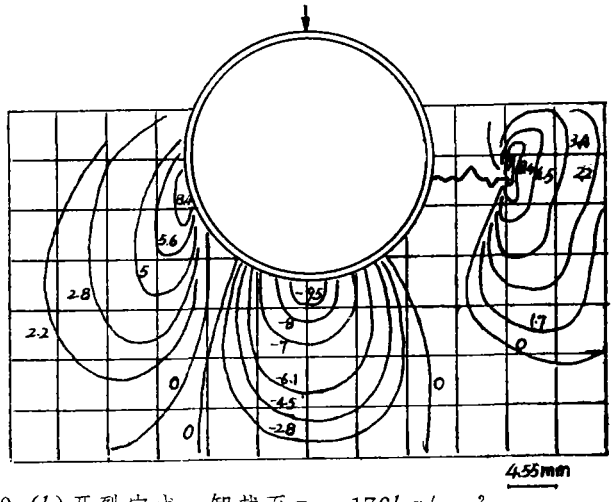
裂纹长度与载荷曲线反映材料的抗断裂能力。突然开裂长度$l=6.86mm$，继续加载，裂纹稳态扩展量$\Delta l_1=1.14mm$。当失稳扩展时，失稳扩展量$\Delta l_2=5.86mm$，紧接是断裂破坏。说明本文所用的复合材料基本为脆性断裂，稳态扩展阶段较短。图13为l—σ_∞曲线。

5. 加载孔孔边最大应变与载荷曲线：$\varepsilon_{y\,max}\sim\sigma_\infty$曲线

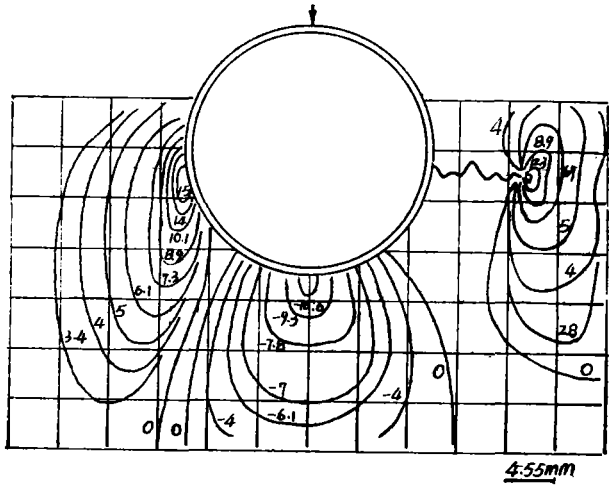
图14孔边的$\varepsilon_{y\,max}\sim\sigma_\infty$曲线反映了孔边最大应变随载荷而变化的规律。在开裂之前（$\sigma_\infty\leqslant 361kg/cm^2$），曲线基本上是线性的，$\sigma_\infty=389kg/cm^2$时试件



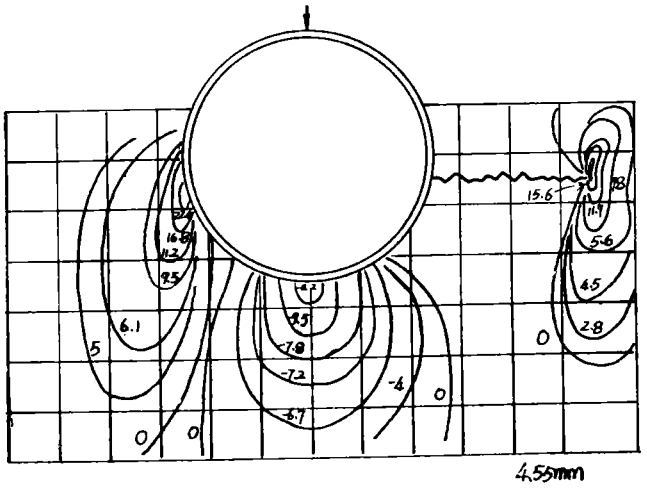
10-(a)突然开裂瞬时，$\sigma_\infty=389kg/cm^2$



10-(b)开裂完成，卸载至$\sigma_\infty=176kg/cm^2$



10-(c)裂纹稳态扩展$\sigma_\infty=333kg/cm^2$



10-(d) 裂纹失稳扩展$\sigma_\infty=361kg/cm^2$

图10　开裂后加载孔孔边应变ε_y等值线分布图

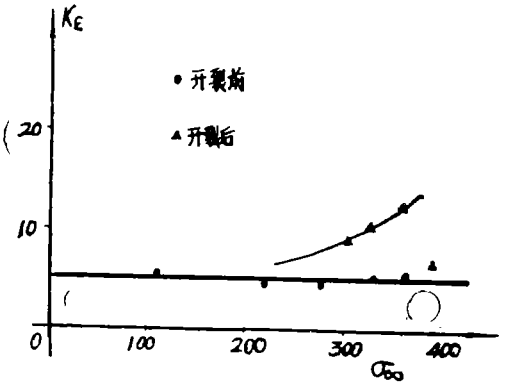


图11　开裂前后K_ε～σ_∞曲线

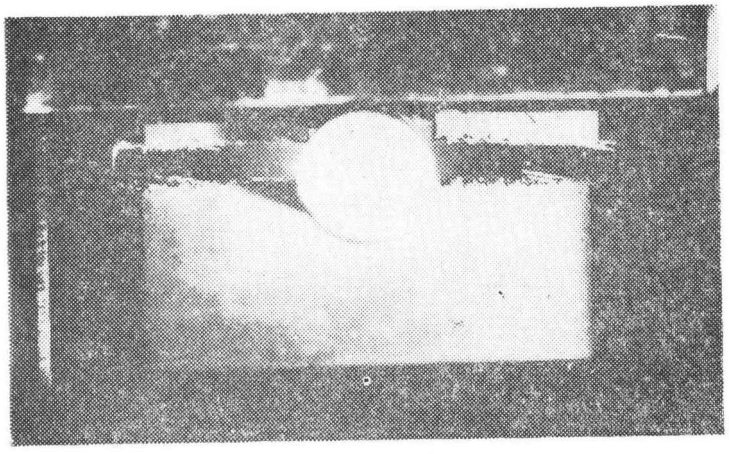


图12　层合板加载孔的破坏[0°/90°]$_s$

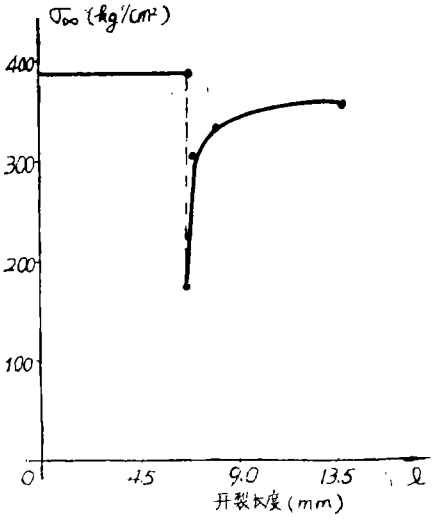


图13　l～σ_∞曲线

突然开裂，曲线弯曲，然后按卸载规律卸载，再加载时出现明显的非线性，最大应变值增值很快，并且位置有所下降。

6.　裂纹张开角α和裂纹尖端张开位移COD

裂纹一旦开裂，就以一定的张开角向前扩展。裂纹上下边界绕裂纹尖端相对转动的角度定义为张开角α，则张开角可以从云纹图算得。加载孔开裂瞬时，$\alpha_1=2°30'$稳定后应变能释放，张开角减小，$\alpha_2=1°42'$这时再加载，裂纹进入稳态扩展，以恒定张开角$\alpha_3=2°6'$向前推进，失稳扩展时$\alpha_4=1°58'$。以起裂后的裂纹原始尖端为测量位置，逐级测量了裂尖张开位移（图15）。由于裂纹跳跃式扩展，在原始裂尖的张开位移一开始就呈现非线性。

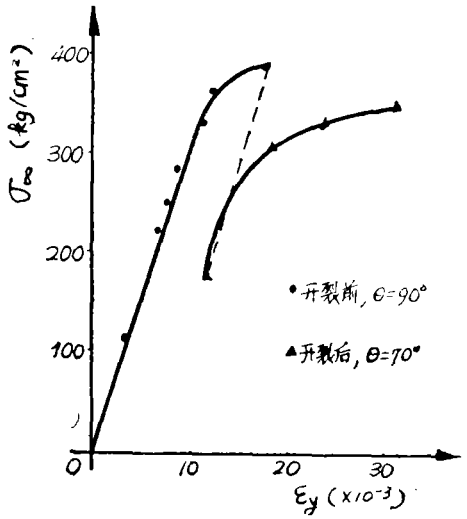


图14　孔边$\varepsilon_{y\,max}$～σ_∞曲线

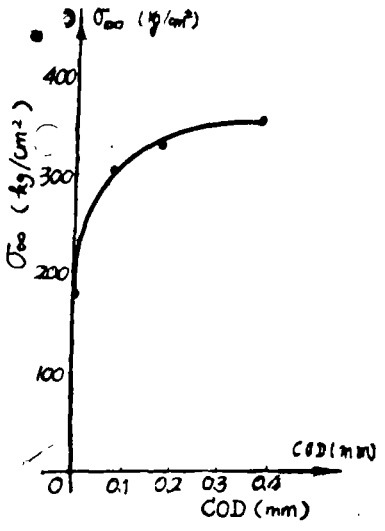


图15　COD～σ_∞曲线

五、結論和討論

1)　正交异性层合板加载孔在破坏之前基本服从线性变形规律，应力（或应变）集中系数为$K=5.3$。加载孔开裂后，应力、应变呈现非线性，集中系数不再是常数。开裂前后压应变区域大小和形状不变，不受裂纹影响。

2)　正交层合板加载孔开裂具有突然性，具有脆断特点，开裂前后加载孔的位移場和应变場有明显突变。裂纹扩展有三阶段：突然开裂；裂纹跳跃式稳态扩展；失稳扩展破坏。稳态扩展阶段较短。随着裂纹向前扩展，裂纹尖端应变場不断向前推进，应变分布形状和大小基本不变。开裂瞬时张开角较大，稳定后张开角减小，稳定扩展阶段，张开角是一恒值，失稳扩展时张开角又减小。起裂后的裂纹原始尖端张开位移随载荷增加呈现非线性特性。

3)　加载孔的拉伸型突然开裂是工程应用中一种危险的破坏形式。为了提高层合板加载孔的抗拉断能力，应该沿±45°方向增加一定量的纤维，以降低切向应力和应变，减小集中系数，阻止裂纹起裂和快速扩展，并提高$\theta=45°$区域内的剪切强度。

4)　云纹方法应用于复合材料结构的变形与破坏分析是有效实验方法，它给出的位移場与应变場直观地描述了结构的变形与断裂规律。

5)　本文所用正交各向异性层合板在破坏前是线性的，所以线性有限元法是适用的。加载孔的组合结构模型的计算结果与云纹法一致，说明该力学模式是成立的。

参　考　文　献

[1]　上海玻璃鋼結构研究所，《玻璃鋼結构設計》，中国建筑工业出版社，1980年。

[2]　R.M.琼斯著，朱顾龄譯，《复合材料力学》，上海科学技术出版社，1981年。

[3]　D.W.Oplinger, Optical Engeneering, Vol.21, No.4, July/August 1982, p.626.

DEFORMAION AND FRACTURE ANALYSES OF PIN-LOADED HOLE IN ORTHOTROPIC LAMINATES

Zhang Changming

Shanghai GRP Research Institute, Shanghai, China

Shao Yixin

Department of Engineering Mechanics
Tong Ji University, Shanghai, China

(Received April 2, 1986)

ABSTRACT

Moire method and Linear finite element are used in order to study the failure mechanism of pin-loaded hole in orthotropic laminates. All the stages of deformation are recorded by Moire, including linear elasticity, sudden cracking, steady crack propagation and unsteady crack propagatiom. Not only the distributions of displacement and strain at the vicinity of the hole but also the tensile cracking progress are obtained. Before crack appears, results of Moire agree quite well with that of linear finite element; and after crack propagates, Moire method describes the nonlinear properties of the pin-loaded hole. The orthotropic laminates used is of $(0°n/90°m)s$, $n:m=1:1$. The frequency of both specimen and reference gratings is 1000 L/in. The strain concentration factor K_ε at the hole boundary is a constant before crack appears, and no longer keeps constant after cracking. Three stages exist in the extension of the crack; sudden cracking, steady extension and unsteady extension until failure. At the second stage, the crack jumps forword step by step along the horizontal fiber orientation. The strain field at the crack tip moves forword in the same direction. The dimensions and the distribution forms of the field keep unchanged. The existance of the crack has no effect on the dimension of the compressive zone. The failure of laminates is brittle and the steady extension stage is short. The maximum strain at the boundary of the hole linearly varies with the applied load before crack appears, and nonlinearly after crack extends. In the steady extension, the crack opening angle is a constant, and the crack opening displacement at the tip presents nonlinear propeties.