第7卷 第3期 复 合 该 料 学 报 Vol.7 No.3
1990年9月 ACTA MATERIAE COMPOSITAE SINICA September 1990

用贴片云纹干涉法研究复合材料单孔连接件的应力场

兰骏东 阮孟光

北京航空航天大学五〇八教研室

摘要：本文采用贴片云纹法测定复合材料单孔连接件的应力分布，对四种不同复合材料制作的试件分别得到0°、45°、90°三个方向的平行云纹图，分析了通过孔心的水平横截面、孔侧的纵截面和孔受压处的纵对称截面上的应变和应力分布，并确定了不同复合材料的应力集中系数。

关键词：连接件，贴片云纹干涉法，平行云纹图，等价刚度矩阵。

一、前 言

在飞机结构设计中，复合材料销钉连接件是很常见的，因而搞清复合材料连接件的应力场是很有价值的。

一些作者曾利用一些实验方法对销钉连接件的应力分布作过一些研究〔1〕－〔6〕，然而由于实验技术上的困难和局限，所得结果不甚理想。本文采用一种新的实验方法——贴片云纹法，使栅线密度达1000l/mm以上，提高了测量精度。通过静力校核，验证了实验方法的可用性。

二、贴片云纹干涉法

两平行光束在空间相遇，形成如图一所示的虚栅系，虚栅的频率为：

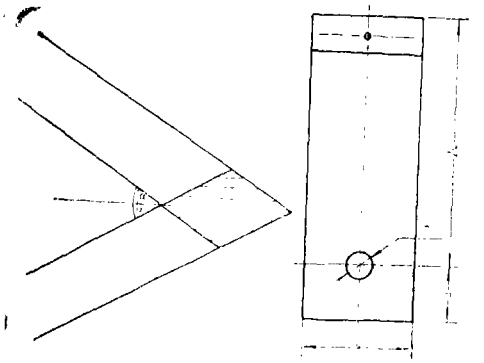


图1

图2

$$f=2\sin\alpha/\lambda \qquad (1)$$

虚栅节距为：

$$P=\frac{1}{f}=\frac{\lambda}{2\sin\alpha} \qquad (2)$$

若用氦氖激光束，调整光束夹角α，可得栅频为2000l/mm左右的虚栅。

云纹干涉是将感光软片用特制胶贴在试件表面，待胶固化后，将试件置于两相干光束形成的虚栅范围内（图一），在试件加载前

本文1989年3月收到。

后各曝光一次。曝光后将胶片剥离试件，经显影、定影，底片上即留有加载前曝光留下的相当于分析栅的虚栅和加载后曝光留下的相当于试件栅的虚栅。底片在白光下再现，即可得到垂直栅线方向的位移云纹图。从云纹图测定垂直栅线方向两云纹间距f间的平均正应变：

$$\varepsilon=\frac{p}{f} \tag{3}$$

三、试件和加载夹具

试件尺寸如图2所示：其中：

宽W=60mm，孔心至边距e=30mm，孔径D=15mm，板厚t=2mm。

几何参数：$\frac{W}{D}=4$ $\frac{e}{D}=2$

试件材料：（取试件加载方向为轴线方向）

（一）玻璃钢

等价刚度矩阵：*

$$[Q_{ij}]=\begin{bmatrix} 0.20511E+2 & -0.18499E+1 & 0 \\ -0.18499E+1 & 0.13946E+2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.2745E+2 \end{bmatrix}$$

（二）玻璃/环氧复合材料（$[0/90]_{4S}$铺层）：

等价刚度矩阵：

$$[Q_{ij}]=\begin{bmatrix} 0.13324E+2 & -0.12945E+1 & 0 \\ -0.12900E+1 & 0.13058E+2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.61020E+2 \end{bmatrix}$$

（三）碳/环氧复合材料：

$[o/45/-45/90]_{2S}$铺层：

等价刚度矩阵：

$$[Q_{ij}]=\begin{bmatrix} 0.84587E+2 & -0.15893E+2 & 0 \\ -0.15893E+2 & 0.24518E+2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.19329E+2 \end{bmatrix}$$

试件夹具：

设计的加载夹具要求易于对心，防止加载过程中的刚体转动，同时要求夹具不影响销钉孔附近底片的曝光。采用的**夹**具如图三所示：

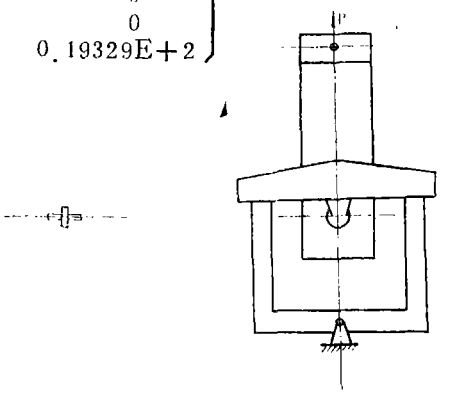


图3

四、实验过程

首先将试件粘贴上全息软片，约12小时（室温20℃左右）固化后，将试件平放在玻璃板上切割试件边缘和孔边的软片并刮去多余的胶水。

本实验要计算ε_x、ε_y、γ_{xy}，相应的要得到U_x、U_y和U_{45}三个方向的云纹图。光路调制如图四，为得到水平方向和45°方向的栅线，分别将光路旋转90°和45°即可，从而也就得到U_y和U_{45}的云纹图。

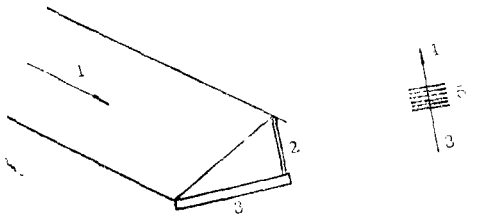


图4

1.准直光束，2.试件，3.平面全反镜5.光栅

光路排好之后用全息底片拍摄虚栅，然后用几何法即可算出栅频。

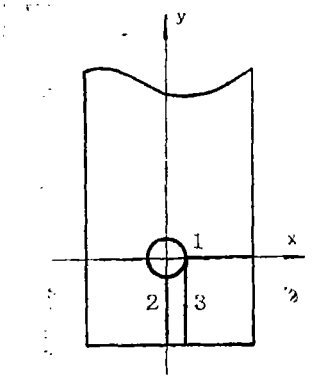
将贴有底片的试件置于虚栅范围内，在初载和终载下两次曝光，从试件上剥离胶片进行显影、定影、冲洗和漂白，得到干净底片，将记录有分析栅和试件栅的底片在白光上再现，翻拍衍射光形成的云纹图，见图五～十五（见后）

五、实验结果分析

按式（3）相减的计算式，

$$\gamma_{xy}=\varepsilon_x+\varepsilon_y-2\varepsilon_{45}. \qquad (4)$$

即可求出图十六所示截面上的应变分量。



图十六

根据正交各向异性材料应力——应变关系式计算应力分量：

$$\begin{bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \tau_{xy}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & 0\\ Q_{12} & Q_{22} & 0\\ 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \gamma_{xy}\end{bmatrix} \qquad (5)$$

各试件三截面的应力分布图用无量纲表示，各应力均除以名义应力$\sigma_0=P/(b-D)t$。具体见图十七～二十（附图）

验证实验方法的可靠性是通过对孔侧的纵截面、过孔中心的水平横截面进行静力校核来进行的，实验误差见表：

	试件	玻璃钢	碳/环氧		玻璃/环氧
			1 —铺层	2 —铺层	
误差	横截面	8.7%	2.7%	7.4%	9.5%
	纵截面	7.9%	4.4%	6.8%	

从校核的结果可知：误差均在10%以内，符合工程一般要求，故实验方法是可用的。

从图十七～二十可得各试件应力集中系数如下：

试件	玻璃钢	碳/环氧		玻璃/环氧
		1 —铺层	2 —铺层	
应力集中系数	4.43	3.60	4.08	3.64

1 —铺层：$[0/45/-45/90/]_{2S}$

2 —铺层：$[0/45/0_2/-45_2/0/45]_S$

五、结 论

1. 从通孔中心横截面的σ_θ分布看到，孔边的σ_θ远大于其它部分，所以这部分最先发生塑性变形或破坏。

2. 孔侧纵截面$\tau_{r\theta}$分布曲线导出最大剪应力的位置是在孔下侧，所以发生剪切破坏先在孔侧下方。

3. 不同增强纤维或不同铺层的复合材料应力分布不同，其孔边的应力集中程度也不同，这主要是因为增强纤维的性能及排列方向直接影响到材料各方向的承载能力。

4. 在保证栅线有足够的密度的条件下，为使底片云纹有良好的对比度，栅线频率应介于1000～1500l/mm之间。

*——宏观上本文所研究的复合材料均被视为正交各向异性材料。

需要补充说明的是：采用该种方法，试件在加载前后产生的刚体转动会导致转角云纹的出现，从而给数据处理带来一定的困难。为减少直至消除刚体转动，采用的方法大致有以下两种：一、提高试件的加工精度，尽量保证加载孔的对心。二、提高加力架的刚度及加载对心的精确程度。

为彻底消除刚体转动的影响，得到满意的平行云纹图，一种新型方法“实时法”正在研究中，大致过程为：首先在试件表面制得反射栅，然后置入光路中细微调节，直至所观察到的云纹图形完全对称为止。这样，可拍摄出到较好的位移平行云纹图，这在以后的研究成果中再详细论述。

参 考 文 献

〔1〕 H.T.Jessop, C.Snell and G.S.Holister Photoelastic Interrefence——Fit Pins with Load

Applied. (a) to Pin only (b) to Pin and Plate Simultaneouoly, Aeronaut. Q, (1958) P 147－163

〔2〕 M.W.Hyer and D.Liu, Photoelastic Determinafion of stress in Multiple－pin Connectors, EXP MECH. (1983) 23, p249-256

〔3〕 M. Misda and H.Saito Stress Distributions in a Semi－infinite Plate Dueto a Pin Determined by Interferomefric Method.EXP. MECH.1966 Vol. 6, No. 5, May

〔4〕 Shinichi koshide Investigation of the pin Joints in Composites by the Moire Method. EXP.MECH.1986Vol.26, No.6 June

〔5〕 T.L.Wilkinson and R.E Rowlands, Analysis of Mechanical Joints in Wood, EXP MECH 1982 May Vol.22, No. 5

〔6〕 M.W Hyer and D.Liu, Stresses in Pin－Loaded Orthotropic plate Using Photoelasticity NASA－CR－172498

〔7〕 天津大学力学系材料力学教研室编，云纹干涉法——基础技术研究资料（一），1985年10月

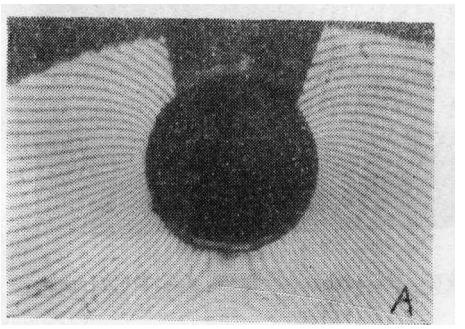
〔8〕 A.J.Durelli, V.J.Parks, MOIRE ANALYSIS OF STRAIN, 1970

〔9〕 （美）R.M.琼斯著，朱颐龄等译，复合材料力学，上海科学技术出版社，1981年6月

附　图

一、与加载方向成0°方向位移云纹图

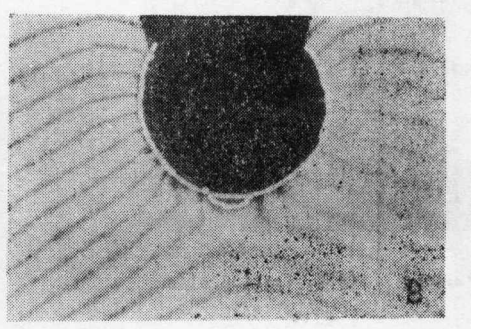
（一）玻璃钢：



载荷：P＝40kg　栅频：f＝1063.9l/mm

图5

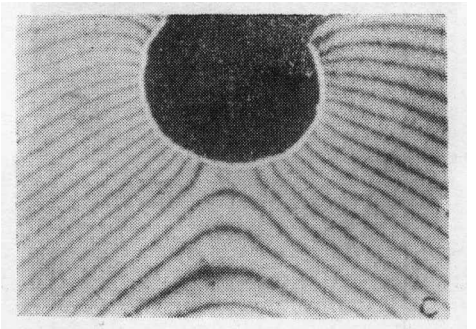
（二）玻璃/环氧复合材料$[0/90]_{4S}$：



载荷：P＝24kg　栅频：f＝1053.5l/mm

图6

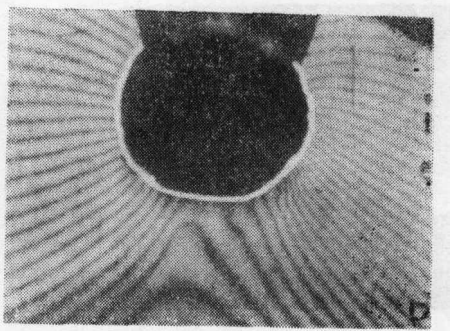
（三）$[0/45/0_2/-45_2/0/45]$s碳/环氧复合材料



载荷：P＝32kg　栅频：f＝1063.3l/mm

图7

（四）$[0_2/\pm 45_2/90_2]$s碳/环氧复合材料

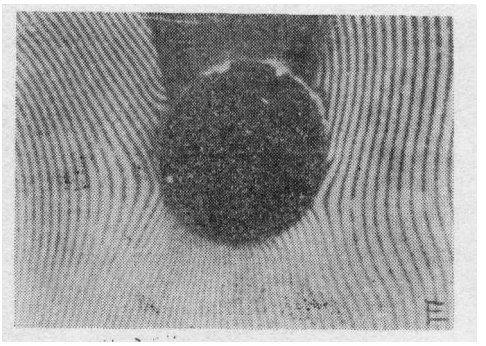


载荷：P＝32kg　栅频：f＝1078.3l/mm

图8

二、与载荷方向成90°方向的位移云纹图

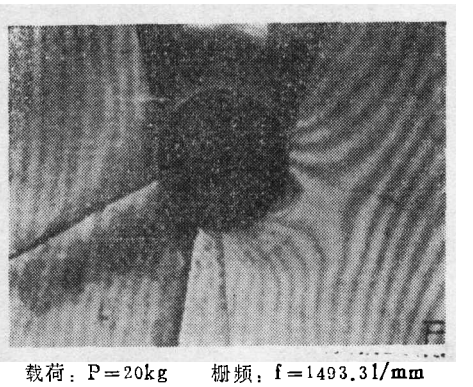
（一）玻璃钢：



载荷：P=40kg 栅频：f=1240.21/mm

图9

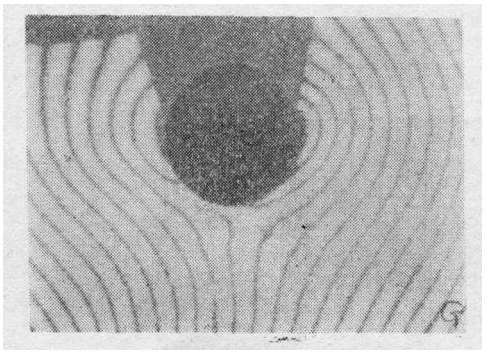
（二）〔0/90〕4s玻璃/环氧复合材料



载荷：P=20kg 栅频：f=1493.31/mm

图10

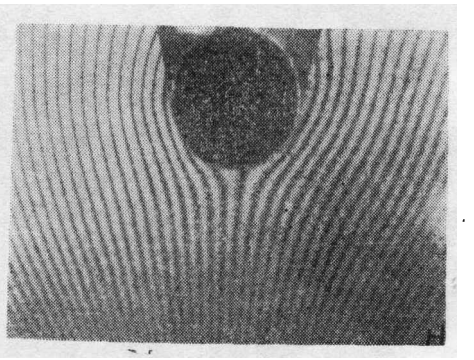
(三)〔$0_2/\pm45_2/90_2$〕s碳/环氧复合材料



载荷：P=80kg 栅频：f=1436.61/mm

图11

(四)〔$0/45/-45_2/0/45$〕s碳/环氧复合材料：

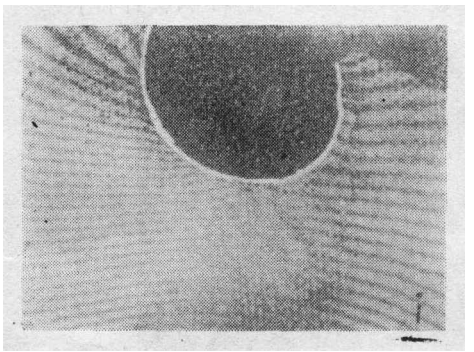


载荷：P=100kg 栅频：f=1426.11/mm

图12

三、45°方向位移平行云纹图

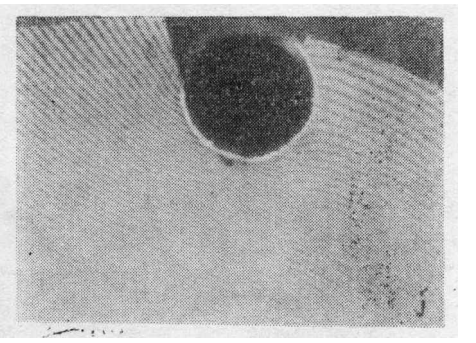
（一）玻璃钢：



载荷：P=40kg 栅频：f=1019.61/mm

图13

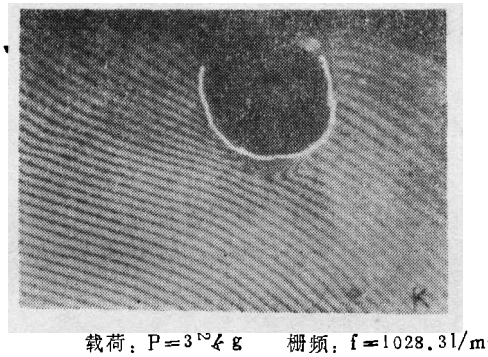
（二）〔$0_2/\pm45_2/90_2$〕s碳/环氧复合材料



载荷：P=32kg 栅频：f=1017.51/mm

图14

(三)〔0/45/0$_2$/-45$_2$/0/45/$_2$〕碳/环氧复合材料应力分布图



载荷：P=3[illegible]kg　　栅频：f=1028.31/mm

图15

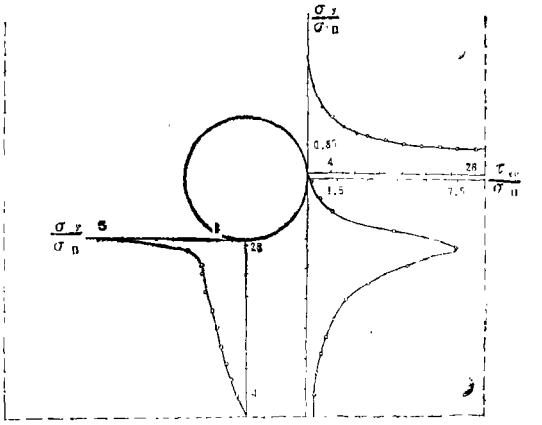


图17　玻璃钢试件的应力分布

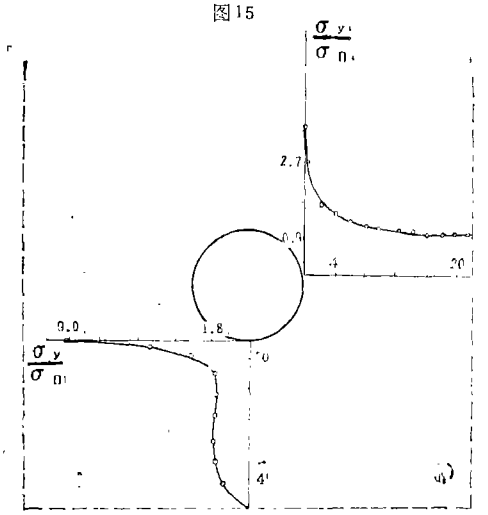


图18　〔0/90〕4s玻璃/环氧复合材料应力分布

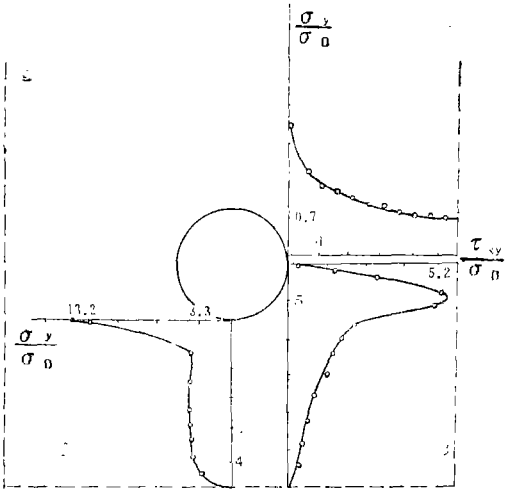


图19　〔0/45/0$_2$/-45$_2$/0/45〕$_S$碳/环氧复合材料试件应力分布

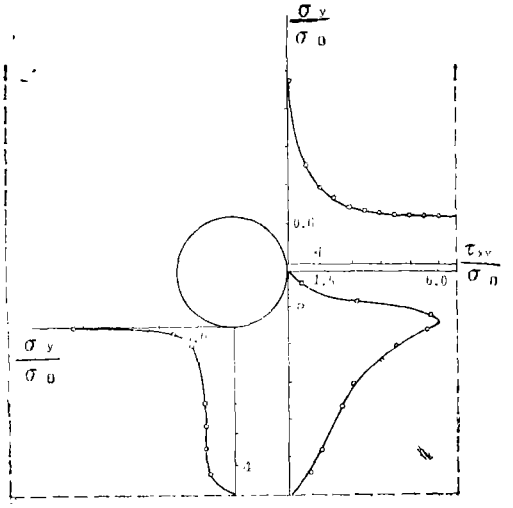


图20　〔0$_2$/±45$_2$/90〕$_S$碳/环氧复合材料试件应力分布

STRESSES IN SINGLE PIN-LOADED COMPOSITE PLATES BY USING COATING MOIRE INTERFEROMETRY

Lan Jundong Ruan Mengguang

Dept. of Flight Vehicle Design ana Applied Mechanics
Beijing University of Aeronautics and Astronautics Beijing , P.R.China

ABSTRACT

Stress distributions in single Pin-loaded Composite plates have been investigated by using a new method--Coating Moire Interferometry, which was set up in Tianjing University.Moire Fringe patterns in the directions of 0°, 45° and 90° have been obtained.Fixtures were improved in order to eliminate rigid body displacements produced in experiments. And the stiffness matrix to the specimen materials were obtained through experiments and calculations.

From the Moire fringes,distributions of strains and stresses were presented on horizontal sections through the centers of holes, vertical sections near holes and vertical symmetrical sections under the lower part of the holes.Six kinds of composite specimen,which consist of different fibers and layers, were investigated.Stress concentration factors near holes were also determined.Equations of equilibrium were checked to examine the precision of the experiments,and the reasons on experimental errors were explained.

It is confirmed that Coating Moire Interferometry can be used in the determination of the stress distribution in Single Pin-Loaded Composite Plates.

Key words: Pin-loaded plates, Coating Moire interferometry, Parallel Moire fringes, Equivalent stiffness matrix