

文章编号:1001-4888(2018)05-0725-09

# 工字型加筋复合材料壁板的 压缩屈曲行为实验研究<sup>\*</sup>

王彩英<sup>1</sup>, 白瑞祥<sup>2</sup>, 雷振坤<sup>2</sup>

(1. 包头轻工职业技术学院 能源工程学院, 包头 014035;

2. 工业装备结构分析国家重点实验室, 大连理工大学工程力学系, 大连 116024)

**摘要:** 在复合材料结构整个屈曲承载过程中,从微观开始发生局部的纤维断裂、基体微裂纹等损伤,并随着屈曲程度的增加和屈曲模式的转化逐渐发生分层扩展。采用实验与数值计算相结合的方法,本文研究了工字型加筋壁板复合材料结构在压缩载荷作用下的屈曲行为。采用无损光学手段来非接触检测壁板表面的全场屈曲挠度,捕捉屈曲模态演化过程。基于有限元的数值模拟,预测了工字型加筋壁板复合材料结构的屈曲与后屈曲行为,用定量的实验数据来对比数值预测的壁板屈曲形态,表明实验和数值结果的离面挠度分布具有一致性。

**关键词:** 加筋壁板; 压缩测试; 屈曲行为; 投影条纹法; 有限元

**中图分类号:** O348.1; O346.1      **文献标识码:** A      **DOI:** 10.7520/1001-4888-18-030

## 0 引言

碳纤维增强树脂基复合材料具有高强度和高刚度等优异的力学性质,加筋的复合材料壁板不仅具有较高的弯曲刚度和稳定性,而且可以显著降低飞行器的重量,在航空飞行器中具有广阔的应用潜力。加筋壁板结构在承载过程中会发生局部屈曲失稳,在壁板局部发生离面变形。此时,载荷由壁板和加强筋共同承担,结构整体仍具有继续承载能力,即为后屈曲承载阶段,直到结构承载到极限载荷后发生灾难性破坏<sup>[1-3]</sup>。

目前,已有很多文献来表征复合材料加筋壁板结构的屈曲和后屈曲行为。Zhu等<sup>[4]</sup>通过单轴压缩实验对比了六种工字型加筋设计的壁板屈曲行为,由电测实验结果发现:加强筋的等效压缩刚度对屈曲载荷和失效模式有着极大影响,但对失效载荷影响不大;而壁板厚度对屈曲载荷和失效载荷有着不可忽视的影响。在加筋壁板结构的整个屈曲承载过程中,从微观开始发生局部的纤维断裂、基体微裂纹等损伤,并随着屈曲程度的增加和屈曲模式的转化逐渐发生分层扩展,最终导致壁板破裂、筋板分离等结构失效形式。这种复合材料多尺度下的逐级破坏特性,会造成复合材料加筋壁板结构表现出复杂的屈曲演化过程<sup>[5]</sup>。针对分层后加强筋失稳行为的研究,目前仅限于局部屈曲和整体屈曲的交互作用<sup>[6]</sup>。从复合材料结构屈曲和后屈曲行为的研究文献来看,这个领域的研究仍旧没有明确而有效的解决方案<sup>[7,8]</sup>。

通过对加筋壁板的结构优化设计和后屈曲特性的数值预测,不仅能提高安全极限承载能力,而且可以挖掘壁板结构的后屈曲承载特性的潜力,非常重要的一点是使用丰富的实验数据来严格验证数值预

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2018-02-06; 修回日期: 2018-03-29

基金项目: 国家自然科学基金(11572070, 11472070, 11772081)资助

通讯作者: 白瑞祥(1972-),男,博士,副教授,主要从事复合材料力学研究。Email: bairx@dlut.edu.cn

雷振坤(1973-),男,博士,教授,主要从事实验力学研究。Email: leizk@dlut.edu.cn

测模型的正确性<sup>[9,10]</sup>。壁板的屈曲模式和离面位移通常可用影栅云纹法<sup>[11-13]</sup>或者数字图像相关法<sup>[10,14]</sup>来测量。其中,影栅云纹法难以自动化提取离面位移,数字图像相关法不适合壁板表面加筋和不连续子结构的测量。

将实验和数值计算相结合,本文使用投影条纹光学测试方法和后屈曲数值分析方法来研究航天器广泛应用的工字型加筋壁板复合材料结构的压缩承载能力。利用大量的实验数据验证数值建模及模拟计算过程,来研究加筋壁板结构的屈曲与后屈曲行为。首先,介绍用于壁板屈曲过程检测的投影条纹光学方法的基本原理,包括相移法、多频去包裹方法和相位/高度标定方法;然后,开展工字型加筋壁板的压缩加载实验,给出加载历史和应变演化过程,分析不同时刻的全场屈曲分布;最后,建立工字型加筋壁板的有限元模型,预测和证实这种加筋壁板结构受到压缩载荷下的屈曲行为,并与实验结果进行对比,讨论数值和实验结果差异性的来源。

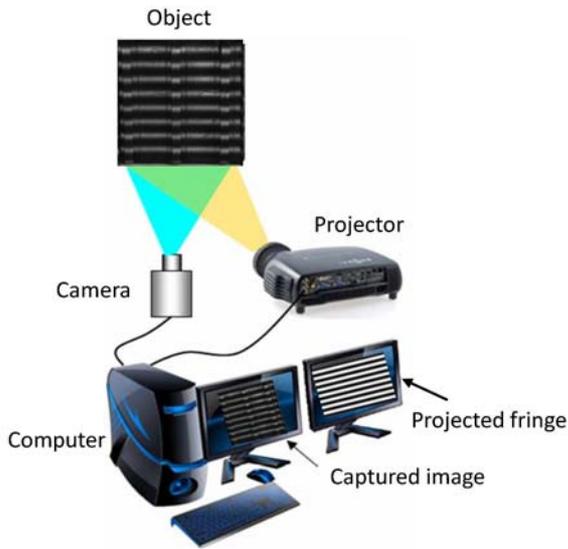


图1 双屏幕的投影条纹测量示意图

Fig. 1 Schematic of two-screen fringe projection profilometry

频率; $\varphi$ 是对应物体上各点高度引起的条纹相位。如果移走物体,规则条纹投影到参考平面上仍是平行条纹,对应的光强表达式变为

$$I_r = a + b\cos[2\pi f + \varphi_r] \quad (2)$$

其中,相位 $\varphi_r$ 是参考平面上条纹的初始相位。物体表面上一点与参考平面对应点之间的相位差为

$$\Delta\varphi = \varphi - \varphi_r \quad (3)$$

对于既定光路,相位差/高度标定系数为已知不变量,将相位差/高度映射关系写成级数形式为

$$h = \sum_{k=0}^{\infty} A_k \Delta\varphi^k \quad (4)$$

对于标定相位差与高度之间的关系,可以从已知高度的标定块测量实验得到的一系列相位差数据,来确定 $k+1$ 个未知数 $A_0, A_1, A_2, \dots, A_k$ ,使用最小二乘法来求解相位差/高度标定系数。

因此,只要得到相位差 $\Delta\varphi$ ,就可利用标定关系求出被测物面距参考平面的高度值,这里采用相移法来确定相位差。对式(1)引入相移量 $\delta_n$ 后的条纹光强变为

$$I_n = a + b\cos[2\pi f + \varphi + \delta_n] \quad (5)$$

对于四步相移算法,即分别引入相移量 $\delta_n=0, \pi/2, \pi, 3\pi/2$  ( $n=1, 2, 3, 4$ )后,投影条纹系统将四幅相移条纹依次循环投影到物体表面上,并触发相机同步采集。在一系列采集图像中相邻四幅进行四步相移计算,得到包裹相位 $\varphi^w$ 为

$$\varphi^w = \text{wrap}[\varphi] = \tan^{-1} \left\{ \frac{I_4 - I_2}{I_1 - I_3} \right\} \quad (6)$$

## 1 测量原理

投影条纹法是利用投影系统将一组规则二维条纹图投影到待测物体表面,把物体三维形貌信息调制在二维变形条纹图上,实现三维形貌的重构。双屏幕的投影条纹测量系统如图1所示,计算机的扩展屏幕显示计算机生成的周期条纹,由投影仪将扩展屏幕中的周期性条纹投射到物体表面,同时同步触发相机采集变形条纹,并显示在计算机屏幕上。

将平行余弦条纹投影到被测物体表面形成变形条纹,对应的光强可表示为

$$I = a + b\cos[2\pi f + \varphi] \quad (1)$$

其中,常数 $a$ 和 $b$ 分别反映背景光和表面反射率的变化; $f$ 是投影到参考平面的条纹的空间

其中  $I_1, I_2, I_3, I_4$  分别对应  $0, \pi/2, \pi, 3\pi/2$  时的光强图像。在实际使用数据时,需要对式(6)进行反正切运算和相位去包裹处理,得到全场相位  $\varphi$ ,其中  $\text{wrap}[\ ]$ 表示包裹函数。

对于不连续表面物体形貌测量而言,上述动态相移法的去包裹处理与相邻像素点有关,不连续区域导致去包裹误差传播,需要采用多频去包裹方法(Multi-frequency phase unwrapping, MPU)完成去包裹操作。将不同频率  $f_i$  的相移条纹组(如  $f_1$  为 1 频,  $f_4$  为 4 频等)分别投影到物体表面上,经相移法(Phase shifting method, PS)得到相应频率  $f_i$  下的包裹相位  $\varphi_i^w$ ,则对应的去包裹相位  $\varphi_i$  为<sup>[15]</sup>

$$\varphi_i = \varphi_i^w + \text{INT} \left\{ \frac{\varphi_j \cdot (f_i/f_j) - \varphi_i^w}{2\pi} \right\} \cdot 2\pi \quad (7)$$

其中,上标  $w$  表示包裹相位;INT()表示取整函数; $\varphi_i$  和  $\varphi_j$  分别对应条纹频率为  $f_i$  和  $f_j$  的去包裹相位。值得注意的是,当条纹频率为 1 时,去包裹相位  $\varphi_1$  就等于包裹相位  $\varphi_1^w$ ,无需进一步去包裹处理。由于 1 频条纹得到的相位精度不足,需要进一步增大条纹频率。可见,从 1 频条纹的去包裹相位,理论上可以得到任意频率的去包裹相位。

以 5 频条纹为例,如图 2 所示,将设计好的 1 频、4 频、16 频、64 频和 128 频五组四步相移条纹(a-e)依次投影到物体上,同时触发 CCD 采集变形条纹。采用相移法(式(6))来获得对应不同条纹频率的物体表面形貌包裹相位(f-j)。当条纹频率为 1 时,此时的去包裹相位(k)就等于其对应的包裹相位(f)。当条纹频率为 4 时,其去包裹相位(l)用多频去包裹方法(式(7))结合 4 频的包裹相图(g)和 1 频的去包裹相图(k)得到。其他条纹频移以此类推,实际测量中只需要精度最高的 128 频去包裹相图(o)。

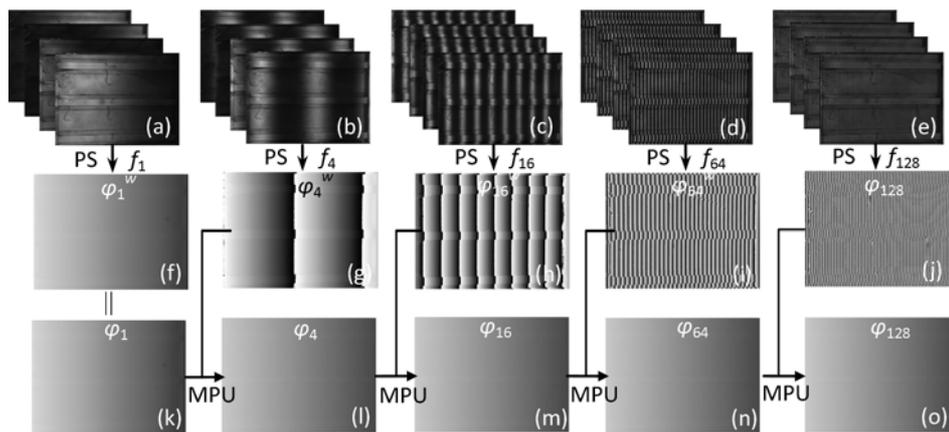


图 2 不连续表面形貌测量的多频相移条纹处理流程, (a-e)分别对应不同条纹频率  $f_i(i = 1, 4, 16, 64$  和 128)的五组相移条纹图, (f-j)四步相移法得到的包裹相位  $\varphi_i^w$ , (k)为 1 频的去包裹相位  $\varphi_1$  等于其包裹相位  $\varphi_1^w$ , (l)为结合(g, k)的对应 4 频条纹的多频去包裹相位  $\varphi_4$ , (m-o)类似(l)得到的对应 16 频、64 频和 128 频条纹的多频去包裹相位

Fig. 2 Flowchart for the multi-frequency phase-shifting method.

(a-e) Five sets of distorted fringe images with different frequencies  $f_i(i = 1, 4, 16, 64$  and 128), (f-j) the corresponding wrapped phases  $\varphi_i^w$  obtained by four-step PS, (k) the unwrapped phase  $\varphi_1$  equals its wrapped phase  $\varphi_1^w$ , (l) the unwrapped phase  $\varphi_4$  is obtained by MPU combining (k) and (g), (m-o) the unwrapped phases for fringe frequency of 16, 64 and 128 can be obtained similar to step (l)

## 2 实验

### 2.1 测试试样

如图 3(a)所示,本文所用碳纤维/环氧树脂复合材料壁板的尺寸是 530mm(长)×405mm(宽)×1.5mm(厚)。壁板蒙皮采用自动铺带机铺叠,具有高效率的优点。三根工字型加强筋沿着壁板纵向等间距分布,加强筋距离壁板表面高度为 41mm。工字型长桁由上、下缘条及立边组成,其中上缘条尺寸为 24mm(宽)×3.38mm(厚),下缘条尺寸为 52mm(宽)×1.69mm(厚),立边厚度为 3.38mm。上述所有的工字型加强筋和壁板之间使用共固化工艺一次成型(图 3b)。

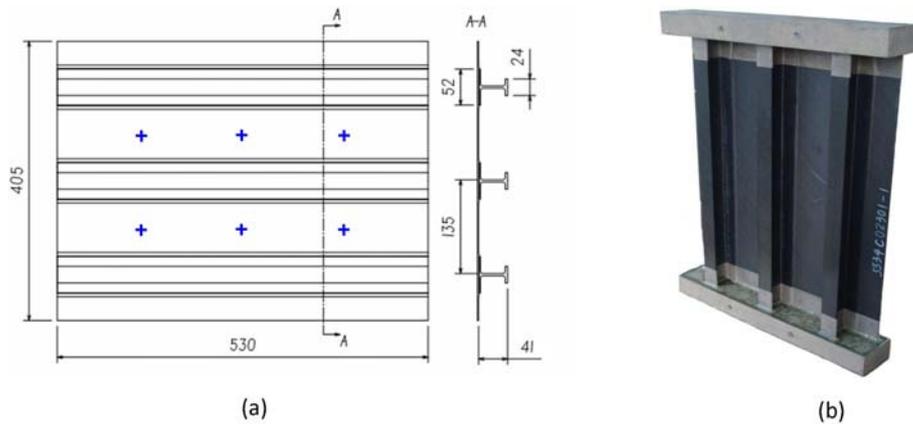


图3 (a)工字型加筋壁板的几何形状和(b)测试试样

Fig. 3 (a) Geometry of the composite panel reinforced by I-shape ribs and (b) the prepared specimen

试验件表面粘贴电阻应变片来监视加载历史中出现的表面变形幅度,应变片布片方案见图3(a)中的十字所示。在壁板前后表面对应位置上粘贴6对应变花,粘贴位置对称选择在加强肋中间壁板上。此外,在对加筋壁板进行压缩过程中,为了保证加筋壁板端部不提前失效,采用钢围框灌封树脂来加强试验件的两个端部,如图3(b)所示。

## 2.2 测试设备

如图4所示,加筋壁板试验件放置在卡具内,两侧采用螺钉接触来模拟侧边简支条件,采用四柱试验机对试验件上端进行压缩加载。力传感器和位移传感器用来测量加载过程中的轴向载荷和位移,应变仪记录壁板表面的应变片数据。

计算机生成1频、4频、16频、64频和128频五组相移条纹,图像分辨率为 $1024 \times 768$  pixel。用投影仪(Toshiba TLP-X2000 3LCD)将多频条纹组轮流投影到物体上,经相机(Guppy F-080B)依次采集,投射和拍摄时间为4fps。投影仪从试样前方照射,矩形测量区域为试样的正视方向,包括加强筋和壁板。

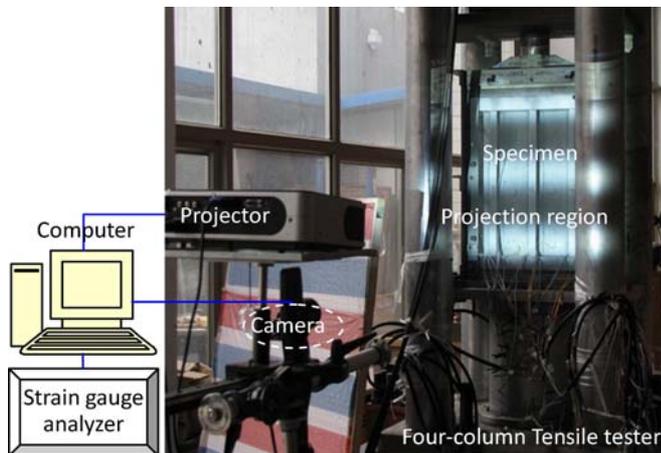


图4 实验装置

Fig. 4 Experimental setup

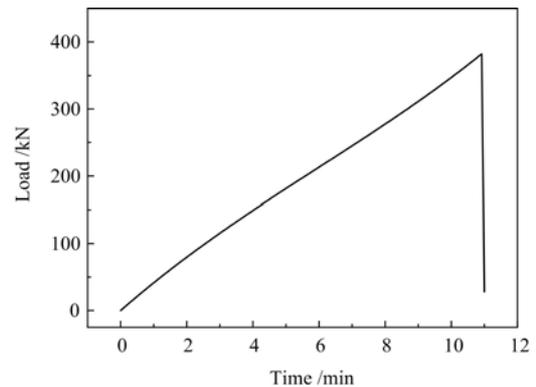


图5 试验机压缩加载历史

Fig. 5 Compressive loading history

## 2.3 加载历史

试验机采用位移控制模式进行压缩加载,加载位移为 $0.2 \text{ mm/min}$ ,由应变片来记录加载过程中的应变,由投影条纹设备来检测实时壁板屈曲挠度。压缩载荷-时间曲线如图5所示,由图可见载荷随时间近线性增加,整个加载过程中达到最大压缩载荷约为 $378 \text{ kN}$ 。

## 2.4 应变分析

试验件表面部分应变片的应变-时间曲线见图6所示,由图可见试验件表面应变片在加载过程中

未失效。当实验进行到 10.2min 附近时,所有应变信号开始发生阶跃现象,表明试验件发生失效破坏。特别地,当实验进行到 1min 到 4min 期间,壁板表面出现应变分叉现象,而且某些位置上的应变由正变负或相反。说明在壁板这些位置上出现了不同的局部屈曲,或者凸起或者下凹。另外,应变分叉现象不是同时发生的,特别是 7.4min 附近的应变分叉明显滞后,这意味着壁板不同位置上的局部屈曲是渐次发生的。而且载荷传递过程有如下表现:初始时压缩载荷由壁板和加强筋共同承担,达到屈曲载荷后壁板发生局部屈曲,大部分载荷由加强筋承担;然后,载荷继续增大时壁板结构进入后屈曲过程,直至达到极限载荷后加强筋失稳而导致结构整体失效。

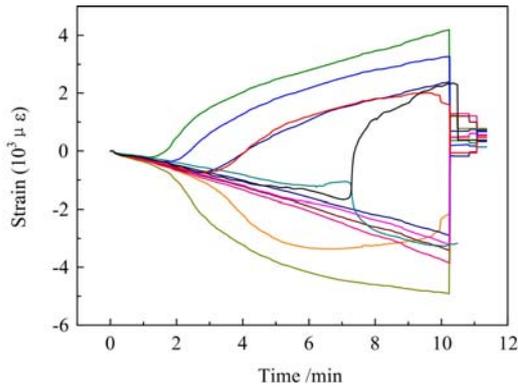


图 6 试验件表面应变-时间曲线

Fig. 6 Strain history curves for different positions on the specimen surface

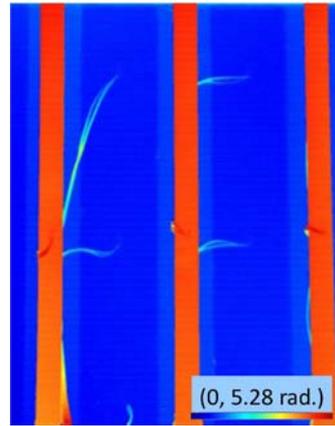


图 7 工字型加筋壁板试样加载前的三维形貌相位图

Fig. 7 Full-field phase distribution of the specimen before loading

### 3 结果与分析

#### 3.1 光学分析

使用多频投影条纹动态相移法进行实时测量,图 2(a-e)为实验采集加载前的五组相移条纹组。根据上述多频条纹去包裹算法处理后,得到最高条纹频率(128 频)下物体的去包裹相位  $\varphi_{128}$ ,如图 2(o)所示。同样的步骤可以得到无物体时参考平面的去包裹相位,两者相减最终得到物体高度的相位分布,如图 7 所示。尽管应变片接线位置上出现相位噪声,但并不影响整体壁板的相位测量效果。

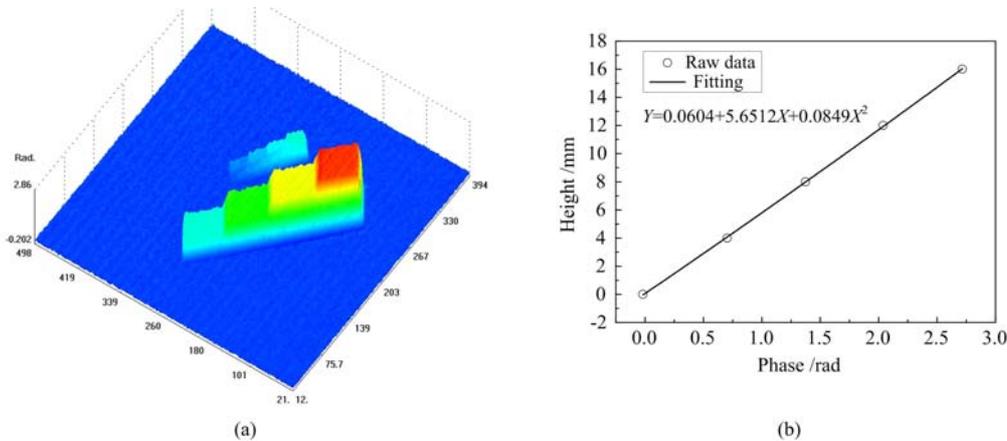


图 8 (a)两个标定块的相位分布和(b)相位/高度转化关系

Fig. 8 (a) Full-field phase of the standard calibration blocks and (b) the curve of phase and height

#### 3.2 相位/高度标定

使用多频条纹投影方法得到标定块的相位分布,如图 8(a)所示,较大的标定块由四个台阶组成,每

个台阶具有已知高度 4mm;另外一个较小的精度块,由四个已知高度为 1mm 的台阶组成,表明测量精度在亚毫米量级。将标定块中的相位数据提取出来,建立相位—高度关系如图 8(b)所示。

### 3.3 全场屈曲相位分布

使用多频条纹投影方法得到不同时刻的相位分布结果,最终的壁板形貌相位可以减去初始时刻的相位来得到,如图 9 所示。可见,局部屈曲的演化过程非常明显,随着载荷的增加,加强筋之间壁板上出现局部屈曲现象,壁板内的波包和波谷从下到上渐渐显现,并逐渐移动位置演化成波包、波谷间隔分布形式。与应变片测量相比,全场光学测量数据更为全面和形象,可以给出不同的局部屈曲形式:波谷和波包。

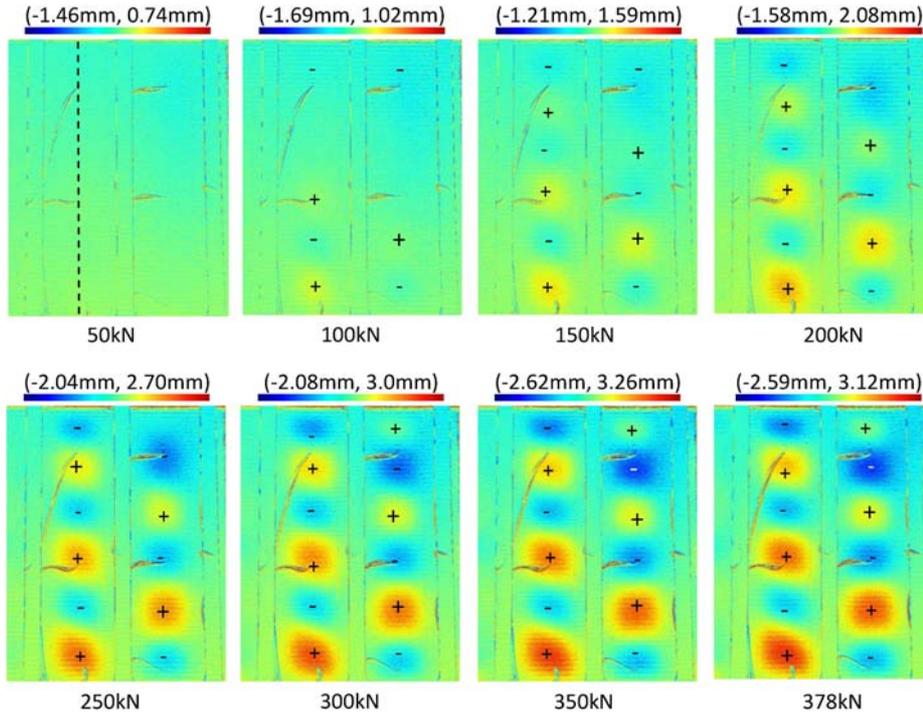


图 9 不同加载时刻的局部屈曲演化过程,“+”表示波包和“-”表示波谷

Fig. 9 Local buckling deflection evolves with the load, “+”denotes convex and “-” means concave

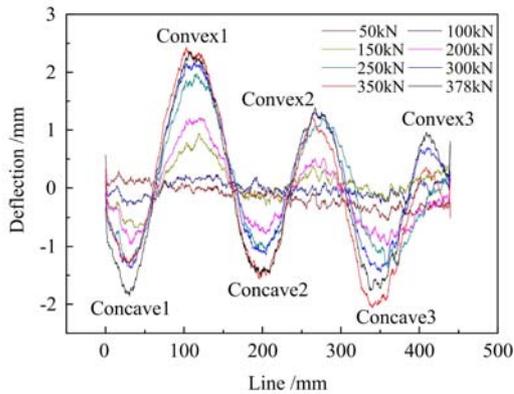


图 10 垂直线上的挠度演化趋势

Fig. 10 Deflection distributions on a vertical line

### 3.4 特征线上的屈曲挠度

为了更好地观察屈曲挠度的变化情况,取试验壁板一直线上的挠度(图 9 中的虚线所示),如图 10 所示。

从图 10 可见,壁板上出现的屈曲现象实际上当载荷达到 50kN 时已经开始显现,通过细致观察局部屈曲模式的发生和发展演化,得到壁板屈曲模式有如下规律:随载荷增加,局部屈曲渐强,呈现 3 个波包和 3 个波谷的分布形式。在极限载荷时,壁板层裂前的屈曲波包和波谷的峰值分别达到了 2.36mm 和 -2.04mm。壁板发生分层失效后,能量释放,局部屈曲消失。

## 4 数值分析

### 4.1 数值模型

基于有限元分析软件进行实验条件下的数值模拟,根据试件夹持实际情况,设定有限元模型的边界

条件:限制试件下端端面所有位移,限制试件上端加载轴向外的所有位移,如图 11(a)所示。为保持试件加载端位移一致,通过刚性杆将外部节点与加载端连接。数值计算工作采用有限元软件 ANSYS 完成,筋条和壁板采用 S8R 单元进行建模,筋条和蒙皮之间的界面用 cohesive 内聚力粘结 COH3D8 单元模拟,有限元模型网格划分如图 11(b)所示。

材料参数如表 1 所示。 $E_x$  和  $E_y$  分别是沿着 X 和 Y 方向的弹性模量, $G_{xy}$ 是剪切模量, $\nu_{xy}$ 是 XY 面内的泊松比。 $X_t$  和  $X_c$  分别是沿着 X 方向的拉伸强度和压缩强度, $Y_t$  和  $Y_c$  分别是沿着 Y 方向的拉伸强度和压缩强度,S 是 XY 平面的剪切强度。

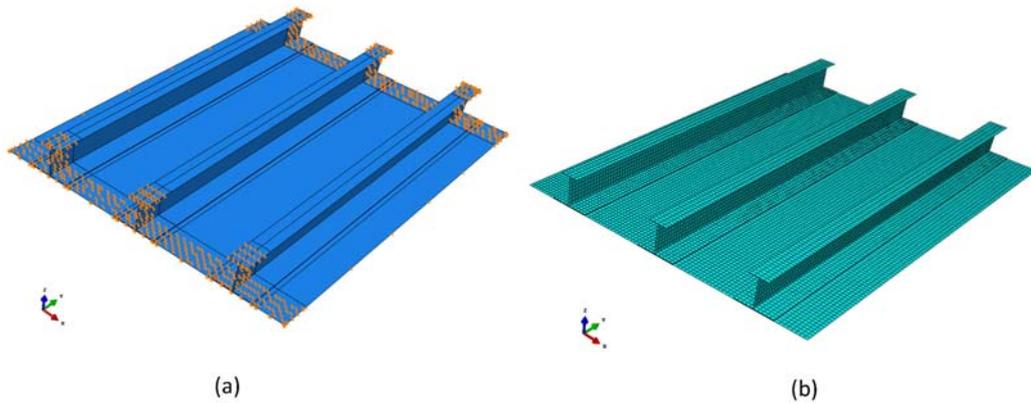


图 11 复合材料加筋板有限元模型,(a)边界约束条件和(b)网格划分

Fig. 11 The finite element model for stiffened composite panel, (a) the boundary constraints and (b) the mesh

表 1(a) 复合材料的材料弹性常数

Tab. 1(a) Elastic parameters of composite materials

$E_x$ /GPa	$E_y$ /GPa	$G_{xy}$ /GPa	$\nu_{xy}$
114	6.9	0.21	0.28

表 1(b) 复合材料的强度参数

Tab. 1(b) Strength parameters of composite materials

$X_t$ /MPa	$X_c$ /MPa	$Y_t$ /MPa	$Y_c$ /MPa	S/MPa
2150	2150	298	298	778

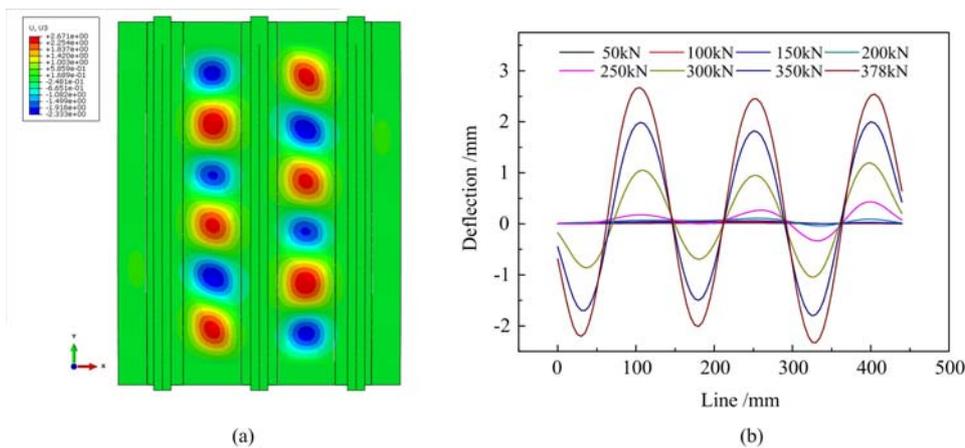


图 12 FEM 模拟加筋壁板失效时刻的(a)离面位移云图和(b)肋 1-2 之间的挠度分布

Fig. 12 (a) The off-plane displacement and (b) deflection curves along the line between ribs 1 and 2 of the stiffened panel by FEM simulation under failure load

#### 4.2 屈曲分析

在极限载荷下有限元分析的离面位移场(挠度)如图 12(a)所示,屈曲形态与光测结果(图 9)符合,都表现为三个波包和三个波谷间隔分布形式。同时,取壁板相同直线上的挠度变化曲线如图 12(b)所示,可见数值预测结果与实验结果(图 10)相近,数值分析与实验结果能够相互验证。但是,两者屈曲波形的差异性依旧明显:一是波峰/波谷间隔位置规律不同,二是相邻波峰的幅值规律不同。有限元结果

表明,波峰/波谷的位置是等间距的,而且波峰(波谷)为近乎理想的等幅正弦波形式;而实验结果显示波峰/波谷的半波长和幅值都是衰减的。造成差别的原因主要有以下方面:一是在实际壁板结构中存在不可回避的制造缺陷和损伤,同时复合材料层合板结构的强度破坏与稳定性失效会相互诱发,表现出多种样式的破坏形式;二是实际壁板结构存在复杂的试样端部夹持与加载条件,导致与数值分析理想的边界和载荷条件不一致,当多种屈曲模式相连或同时发生时,各模式之间的交互导致非常复杂的后屈曲行为,也是进一步需要关注的问题。

## 5 结论

使用数字投影条纹形貌测量方法来研究工字型加筋复合材料壁板的压缩屈曲模式,将正弦相移条纹循环投影到加筋壁板试样上,采用动态相移法和多频去包裹方法实时监测层合板在压缩过程中的屈曲挠度演化过程。加筋壁板结构的最终失效载荷为 378kN,壁板表面出现应变分叉现象,而且某些位置上的应变由正变负或相反,预示着壁板出现了局部屈曲,这得到了全场光学测量结果的证实。光学测量结果显示:加强筋之间壁板上出现局部屈曲,壁板内的三个波包和三个波谷间隔分布,随着载荷增加,其屈曲挠度渐强,直至加强筋失稳而导致最终失效,上述实验结果与有限元预测结果相符,有利于进一步深入分析破坏机理及失效模式。

### 参考文献:

- [1] Stein E, Borst R D, Hughes T J R. Buckling, encyclopedia of computational mechanics(Vol. 2)[M]. John Wiley & Sons, New York, 2004.
- [2] Singer J, Arbocz J, Weller T. Buckling experiments-experimental methods in buckling of thin-walled structures (Vol. 2)[M]. John Wiley & Sons, New York, 2002.
- [3] 孙为民,童明波,董登科,等. 加筋壁板轴压载荷下后屈曲稳定性试验研究[J]. 实验力学, 2008, 23(4):333—338 (SUN Weimin, TONG Mingbo, DONG Dengke, et al. Post-buckling and stability studies of curved stiffened panels subjected to an axial compression load[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2008, 23(4):333—338 (in Chinese))
- [4] Zhu S H, Yan J Y, Chen Z, et al. Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels-experimental investigation [J]. Composite Structures, 2015, 120:334—345.
- [5] Hilburger M H, Starnes J H Jr. Effects of imperfections on the buckling response of compression-loaded composite shells[J]. International Journal of Non-linear Mechanics, 2002, 37(4-5):623—643.
- [6] Ovesy H R, Kharazi M. Compressional stability behaviour of composite plates with through-the-width and embedded delaminations by using first order shear deformation theory[J]. Computers & Structures, 2011, 89(19-20):1829—1839.
- [7] Wagner W, Balzani C. Prediction of the postbuckling response of composite airframe panels including ply failure [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2010, 77(18):3648—3657.
- [8] Falzon B G, Faggiani A. The use of a genetic algorithm to improve the postbuckling strength of stiffened composite panels susceptible to secondary instabilities[J]. Composites Structure, 2012, 94(3):883—895.
- [9] Lei Z K, Bai R X, Qiu W, et al. Optical evaluation of the buckling behavior of stiffened composite laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2012, 43(11):1850—1859.
- [10] Perret A, Mistou S, Fazzini M, et al. Global behaviour of a composite stiffened panel in buckling, Part 2: experimental investigation[J]. Composite Structures, 2012, 94(2):376—385.
- [11] Elaldi F, Colak L. Buckling and post-buckling behavior of compression loaded composite panels with hat stiffeners [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2009, 28(20):2501—2509.
- [12] Lanzi L. A numerical and experimental investigation on composite stiffened panels into post-buckling[J]. Thin Wall Structure, 2004, 42:1645—1664.
- [13] Zimmermann R, Klein H, Kling A. Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels-tests and computations [J]. Composite Structures, 2006, 73(2):150—161.
- [14] 郝文峰,葛东云,马寅佶,等. 复合材料襟翼壁板屈曲失稳行为的栅线投影实验研究[J]. 实验力学, 2012, 27

(5):570—575 (HAO Wenfeng, GE Dongyun, MA Yinji, et al. Experimental study of buckling instability of composite flap plates based on projection Moiré method[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(5):570—575 (in Chinese))

- [15] Liu X Y, Han K C, Bai R X, et al. Buckling measurement and numerical analysis of M-type ribs stiffened composite panel[J]. Thin Wall Structures, 2014, 85:117—124.

## Experimental study on compression buckling behavior of I-shaped rib stiffened composite panel

WANG Cai-ying<sup>1</sup>, BAI Rui-xiang<sup>2</sup>, LEI Zhen-kun<sup>2</sup>

(1. Baotou Light Industry Vocational and Technology College, Baotou 014035, China; 2. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Department of Engineering Mechanics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

**Abstract:** During the overall buckling loading process of composite structure, the local damage, such as fiber breakage and matrix microcrack occur at microscale, and then delamination and propagation occur with the increase of buckling degree and the transformation of buckling mode. In this paper, the buckling behavior of I-shaped rib stiffened panel composite structure under compression load is studied by combining experiments with numerical calculation. Non-destructive optical method was used to detect the full-field buckling deflection of the panel surface, and to capture the evolution process of buckling mode. Based on the numerical simulation of finite element method, the buckling and post-buckling behaviors of I-shaped rib stiffened panel composite structures are predicted. It is shown that the off-plane deflection distribution of the experimental and numerical results is consistent.

**Keywords:** stiffened panel; compressive test; buckling behavior; projected fringe method; finite element method (FE)