复合材料学报 Acta Materiae Compositae Sinica
第 27 卷 第 5 期 10 月 2010 年
Vol. 27 No. 5 October 2010

文章编号：1000-3851(2010)05-0142-08

复合材料整体加筋板轴压后屈曲的传载机制

孔 斌[1]，叶 强[1]，陈普会*[1]，柴亚南[2]

（1. 南京航空航天大学 航空宇航学院，南京 210016；2. 中国飞机强度研究所，西安 710065）

摘 要： 研究了复合材料整体加筋板在轴压作用下的后屈曲传载机制：采用商业有限元软件 ABAQUS 建立加筋板有限元模型，对其轴压后屈曲过程进行了模拟；并对局部屈曲和总体屈曲阶段的内力情况以及传载特性进行了细致的分析，获得了节点线与反节点线的合力和力矩的分布规律。计算结果与试验数据吻合良好。最后指出了节点线与反节点线是后屈曲阶段缘条/蒙皮界面最先可能失效的位置，并指出了诱发失效的主要原因分别为合力矩 M_{xy} 和 M_y。

关键词： 复合材料；整体加筋板；后屈曲；传载机制；内力

中图分类号： TB330.1；V214.8 **文献标志码：** A

Post-buckling load transfer mechanisms of an integrated composite panel under uniaxial compression

KONG Bin[1], YE Qiang[1], CHEN Puhui*[1], CHAI Ya'nan[2]

(1. School of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: The load transfer mechanisms at the post-buckling stage were studied for an integrated stiffened composite panel subjected to uniaxial compression. An FEM model was created for the panel by using the commercial software ABAQUS. The post-buckling process of the panel was simulated under uniaxial compression. The internal resultant forces and the load transfer mechanisms were discussed in detail at different stages (i.e., the local and global post-buckling). The distributions for resultant forces and moments at nodal and anti-nodal lines were obtained. The simulations agree well with experimental data. Finally it is indicated that the nodal and anti-nodal lines are possibly the first debonding locations of the flange/skin interface at the post-buckling stage and the forces crucial for failure are identified as M_{xy} and M_y.

Keywords: composite; integrated stiffened panel; post-buckling; load transfer mechanism; internal resultant force

飞机复合材料加筋薄壁结构具有可观的后屈曲承载潜力。合理利用结构的后屈曲阶段的承载能力，对于减轻结构质量、改进结构设计等都将具有积极的作用[1]。

复合材料壁板在设计载荷(或使用载荷)条件下是否允许失稳，在飞机设计领域尚未形成统一意见[2]，其原因是有关后屈曲阶段的许多基础问题没有搞清楚。由于目前的设计水平比较保守，严重地制约了先进复合材料减重潜能的发挥[3-5]。

为了在设计中利用复合材料整体加筋板的后屈曲承载能力，首先应开展其力学与失效问题的研究工作。掌握复合材料整体加筋板在后屈曲阶段的传载特性与规律对深刻理解其失效机制、改进结构细节设计至关重要。通过传载分析，研究合力与合力矩沿壁板纵向与横向的变化规律，特别是确定筋条附近的分布规律，有助于分析它们对缘条/蒙皮界面失效的影响程度与作用的主次、判断破坏位置(截面)以及缘条/蒙皮横截面上的破坏危险点以及研究不同筋条剖面形状对失效的影响等。

Falzon 等[6]通过对复合材料加筋板的轴压试验研究指出，由于发生屈曲，壁板反节点线处产生很大的弯矩，将筋条从蒙皮上剥离，并最终导致结构失效。Koundouros[7]研究了轴压作用下复合材料加筋板的失效模式，对节点线与反节点线处进行了初步

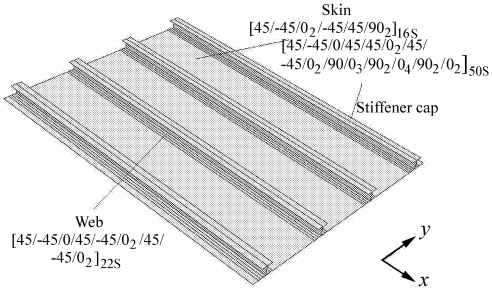
收稿日期： 2009-09-29；**收修改稿日期：** 2009-12-21
基金项目： 国家自然科学基金(10872091)
通讯作者： 陈普会，教授，主要从事复合材料飞机结构设计与分析 E-mail：phchen@nuaa.edu.cn

的力学分析。Orifici 等[8-9]在对轴压下复合材料加筋板的初始失效情况进行分析时，注意到结构由于弯曲或扭转，会在节点线或反节点线处发生初始失效，因而在进行载荷预测时将节点线和反节点线作为研究重点。

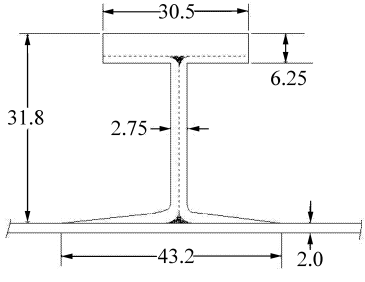
从公开发表的文献来看，目前对屈曲阶段传载特性与规律的研究极少。对轴压下复合材料加筋板的后屈曲传载机制研究较系统的是 Stevens 等[10]的工作，他们对节点线与反节点线处的力学特性进行了初步分析，同时给出了在壁板局部屈曲时合力和力矩沿反节点线的分布规律。Stevens 等的分析还不够完整，未考虑局部屈曲时沿节点线的分布规律、模态转换以及总体屈曲等情况。基于此，本文中进一步研究并完善了复合材料整体壁板的轴压后屈曲传载机制：采用 ABAQUS 商业化有限元软件建立壁板的有限元模型，对其轴压后屈曲过程进行了模拟，并对不同阶段(局部屈曲和总体屈曲)的内力情况以及传载特性进行了细致的分析，补充了以往没有研究的内容，获得了一些新的结果。研究结果已经用于复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效表征与预测研究[11]。

1　实　验

复合材料加筋板结构形式及截面尺寸见图 1[10]。材料体系为 T300/914C，单层板的属性见表 1。



(a) I-stiffened panel



(b) Stiffener geometry

图 1　I 型加筋板与筋条细节

Fig. 1　I-stiffened panel and stiffener detail

表 1　单层板材料属性

Table 1　UD elastic properties

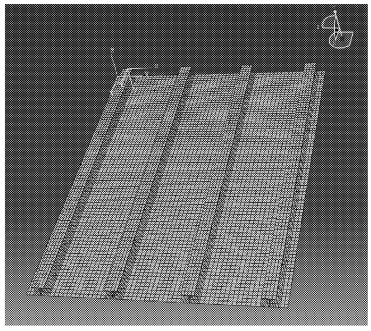
Parameters	Value
Longitudinal Young's modulus, E_{11}/GPa	127.5
Transverse Young's modulus, E_{22}/GPa	9.0
In-plane shear modulus, G_{12}/GPa	4.9
Poisson's ratio, ν_{12}	0.28
Nominal ply thickness/mm	0.125

将上述试验件放在压力试验机上施加压缩载荷。试验件壁板两端头用厚 25 mm 的环氧树脂加铝粉浇铸，防止试件受压两端压劈。壁板总长度为 865 mm，宽度为 610 mm，试验段长度为 815 mm。

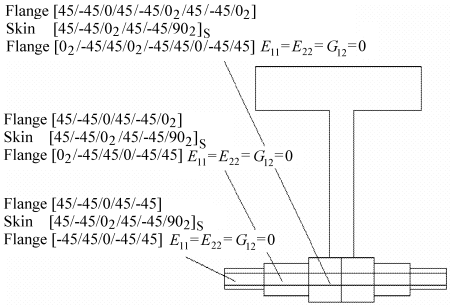
2　传载分析

2.1　蒙皮局部屈曲传载分析

以两端头之间的壁板作为分析对象，采用软件 ABAQUS 建立有限元模型。所有蒙皮、筋条均简化为 S4R 壳单元。需要注意的是，蒙皮与筋条的下缘条会发生接触，而壳单元存在偏移问题，故厚度方向上可用一个壳单元模拟，包含蒙皮与筋条下缘条的铺层即可。由于要研究合力矩情况，取蒙皮中面为基准面，采用图 2 方法建模。S4R 壳单元总数为 9758。



(a) Finite element mesh



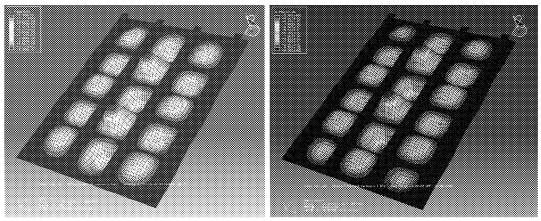
(b) Modeling flanges of offset

图 2　试验件 FE 模型

Fig. 2　FE model of the test panel

轴压试验时，壁板竖立在试验机台面上，施加均匀压缩位移。因此有限元分析时对壁板下端固定，上端施加均匀压缩位移，通过支反力推算得到外载荷。

对模型进行特征值屈曲分析，得到前两阶屈曲模态，如图 3 所示(放大系数均为 100)。其中第 1 阶模态载荷为 110.11 kN，筋条间的蒙皮发生局部屈曲，纵向有 5 个半波；第 2 阶模态屈曲载荷为 110.46 kN，筋条间的蒙皮发生局部屈曲，纵向有 6 个半波。试验结果为纵向有 6 个半波的第 2 阶模态，平均载荷值为 113.25 kN，FEM 结果与试验值之间的误差为－2.46%。



(a) The first mode　　(b) The second mode

图 3　加筋板的屈曲模态

Fig. 3　Buckling modes of the stiffened panel

由于试验结果为纵向有 6 个半波的第 2 阶模态，故将 2.1.1 节中的第 2 阶模态的横向位移值作为初始扰动加入到壁板轴压承载分析中，进行非线性求解，扰动系数取 0.01[7]。以筋条长度方向为 x 轴、蒙皮宽度方向为 y 轴、蒙皮厚度方向为 z 轴建立笛卡尔坐标系，如图 4 中所示。

经过计算可得轴压 3.575 mm 时的面外位移 U_3 的分布，如图 4(放大系数为 10)。图 4 中示出了反节点线和节点线的位置[7]。

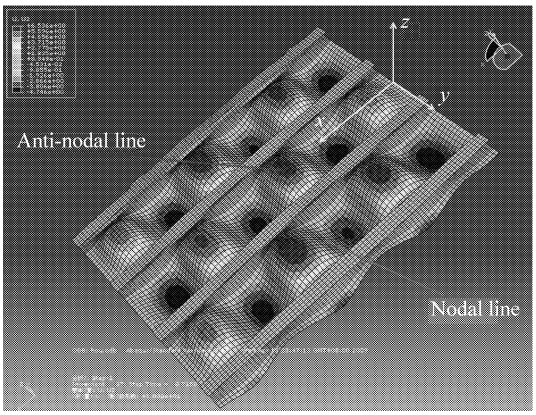


图 4　轴压 3.575 mm 时加筋板面外位移 U_3 分布

Fig. 4　U_3 distribution of the stiffened panel for end displacement 3.575 mm

2.1.1　沿反节点线的传载分析

图 5 为轴压 3.575 mm 时加筋板模型沿反节点线的面外位移(U_3)分布。图 5 中，$y=0$ 表示壁板横向对称线，$y=305$ mm 表示壁板右侧边缘线，而 $y=89$ mm 和 267 mm 表示两根筋条中心线的位置，虚线则表示缘条外缘位置。由图 5 知，在上述筋条中心线附近 $U_3\approx0$，两筋条中间位置的蒙皮面外位移较大，出现波峰或波谷。

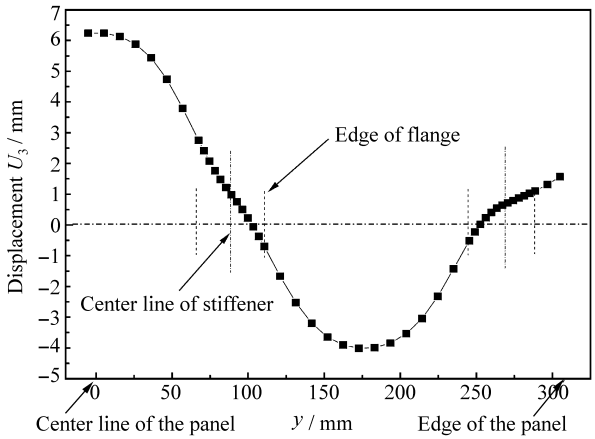


图 5　轴压 3.575 mm 时沿反节点线 U_3 分布

Fig. 5　U_3 distribution along the anti-nodal line for end displacement 3.575 mm

图 6 为轴压 3.575 mm 时加筋板模型沿反节点线内力分布图。由图 6(a)知，沿反节点线 N_y 均大于零，这是由于模态形成波峰或波谷时截面受拉严重而致。N_x 呈周期性变化：在筋条附近绝对值较大，这是由于筋条附近的结构纵向刚度大，变形小，承压大；而筋条间的蒙皮由于局部屈曲，有较大的面外位移，承压较小，使得 N_x 绝对值在此处较小。N_{xy} 相对 N_x、N_y 来说数值很小。图 6(a)中的 2 个特殊位置的 N_x 值与试验值很吻合。

由图 6(b)知，沿反节点线 M_x 在筋条附近绝对值很大，这是由于此处筋条下缘条和附近蒙皮截面上的纵向压应力很大，对蒙皮中面取矩得到的 M_x 就很大。M_y 在筋条下缘条外缘会发生符号变化，这与蒙皮局部屈曲形状有关；在筋条中心线处有一次更为剧烈的变号，这是由于筋条抗扭，截面扭矩 M_w 使得 M_y 在跨越筋条时发生了突变反号现象，如图 7 所示。而 M_{xy} 相对而言很小，基本不起作用。图 6(b)中的 2 个特殊位置的 M_x 值也与试验值很吻合。

综合反节点线处合力和力矩规律可知，当蒙皮发生局部屈曲时，在反节点线位置的筋条附近，M_y

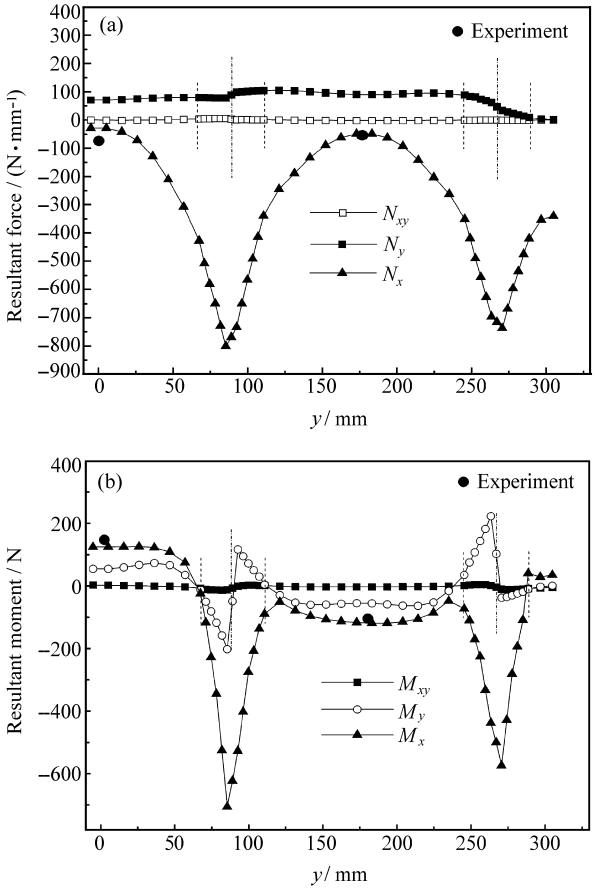


图 6　轴压 3.575 mm 时沿反节点线内力分布

Fig. 6　Stress resultants along the anti-nodal line for end displacement 3.575 mm

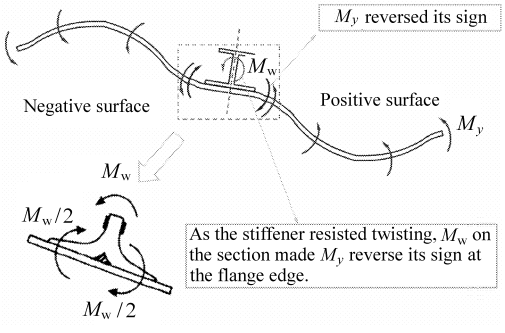


图 7　反节点线筋条边缘 M_y 发生反号

Fig. 7　Skin bending moment reverses its sign on anti-nodal line

有剧烈变化，N_x、M_x 绝对值很大，N_y 大于零。显然，这些内力，特别是横向跨越筋条的 M_y 容易引起缘条自由边附近的缘条/蒙皮界面的剥离，造成反节点线处缘条/蒙皮界面的失效。

2.1.2　沿节点线的传载分析

图 8 给出了轴压 3.575 mm 时加筋板沿节点线的内力分布情况。

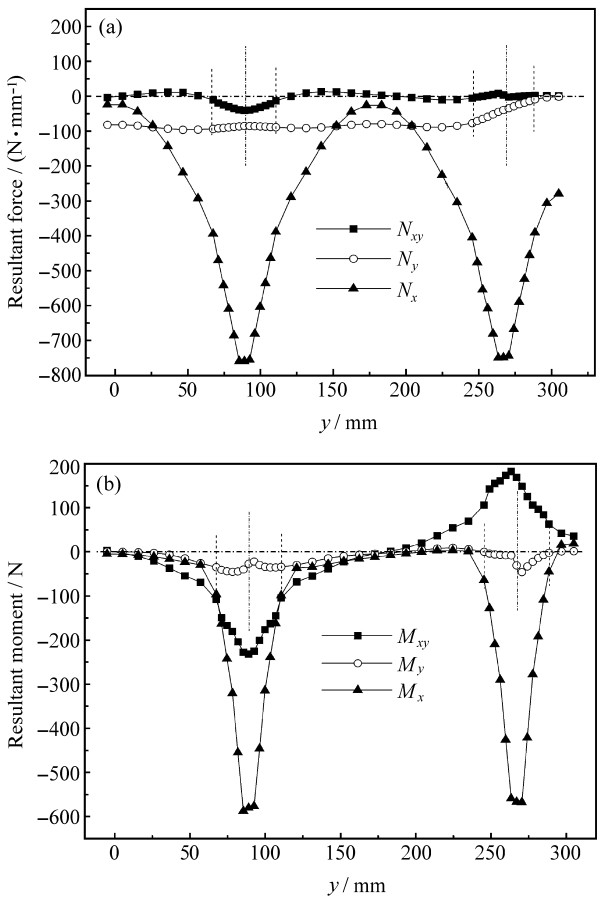


图 8　轴压 3.575 mm 时沿节点线内力分布

Fig. 8　Stress resultants along the nodal line for end displacement 3.575 mm

依据图 8 给出的节点线处合力和力矩的变化规律可知，当局部屈曲时，在位于节点线处的筋条附近，扭矩 M_{xy} 有显著变化，N_x、M_x 绝对值很大，N_y 绝对值也较大。这些内力，特别是横向跨越筋条的扭矩 M_{xy} 容易引起缘条自由边附近的缘条/蒙皮界面的剥离，造成节点线处缘条/蒙皮界面的失效。

2.1.3　沿筋条轴向的传载分析

图 9 反映了 3.575 mm 时筋条腹板上距蒙皮 4.5 mm 处力矩纵向分布规律。图 9 中 $x=0$ 表示壁板加载端，$x=407.5$ mm 表示壁板纵向对称线。通过对后屈曲历程期间位于节点线与反节点线的筋条扭矩 M_w（等价于腹板所受弯矩 M_y）的分析，研究筋条对传载的影响。

由图 9 知，沿筋条轴向的 M_y 和 M_{xy} 呈周期性变化：M_y 在反节点线处达到峰值，而 M_{xy} 则在节点线处达到峰值。反节点线处 M_y 值与试验值很吻合。

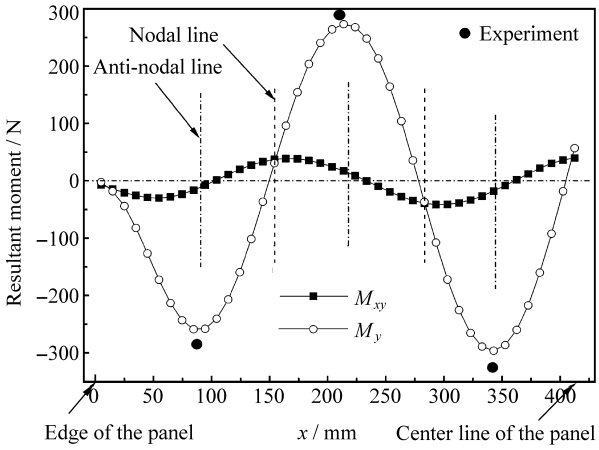


图 9　轴压 3.575 mm 时沿筋条轴向力矩分布

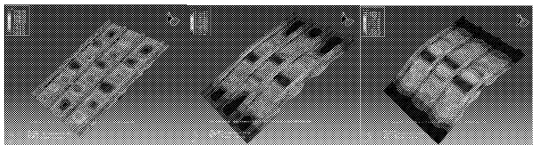
Fig. 9　M_{xy} and M_y distributions along the stiffener for end displacement 3.575 mm

2.1.4　载荷增加对传载的影响

增大加载位移量后发现，蒙皮与筋条腹板处反节点线、节点线上的内力与力矩的大小均随之增大，直到发生模态转换或发生总体屈曲。

2.2　加筋板总体屈曲传载分析

当轴压位移为 5 mm 左右时发生模态转换，纵向由 6 个半波变为 7 个半波(图 10(a))。继续加载到 6.507 mm 时，纵向波峰($U_3>0$)向中线位置移动，而纵向边缘处的波谷($U_3<0$)逐渐消失(图 10(b))，此时结构承载达到最大。而当加载位移超过 10 mm 后(图 10(c))，纵向中部为 8 个波峰，其中面外位移较大的为中间 2 个，两侧各 3 个波峰，而波谷则挤在波峰之间，结构中部发生很大面外位移，筋条发生了明显屈曲，承载能力急剧下降。需要注意的是，由于结构的模态发生了转换，故而总体屈曲时节点线与反节点线位置已与局部屈曲时不同。下面将对图 10(c)反映的总体屈曲内力分布规律进行研究。



(a) 5.030 mm　(b) 6.507 mm　(c) 10.107 mm

图 10　不同轴压位移时总体屈曲面外位移 U_3

Fig. 10　U_3 distribution for global buckling

2.2.1　沿反节点线的传载分析

图 11(a)反映了总体屈曲合力情况：N_x、N_y 分布规律与局部屈曲时类似，只是 N_y 此时呈现一定的规律性，在筋条附近数值很大；而 N_{xy} 同样很小，此处未给出。

图 11(b)反映了总体屈曲力矩情况：M_x、M_y 分布规律与局部屈曲时类似，M_y 在跨越筋条时也发生了突变反号现象，只是由于结构急剧变形，导致曲线不再平滑；而 M_{xy} 同样很小，此处未给出。

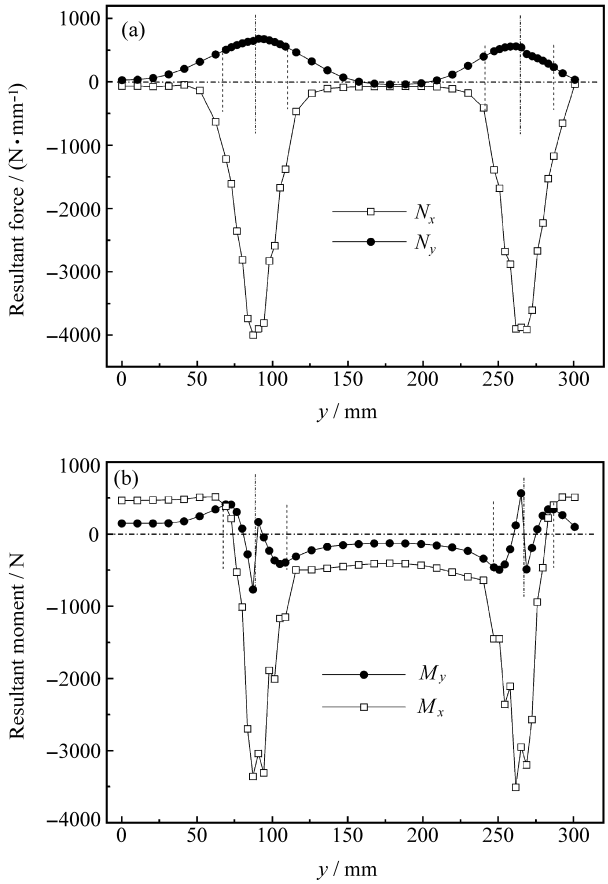


图 11　总体屈曲时沿反节点线内力分布

Fig. 11　Stress resultants along the anti-nodal line for global buckling

综合反节点线处合力和力矩规律可知，总体屈曲时的内力分布规律与局部屈曲时的类似，但内力在筋条附近的绝对值显著增大。

2.2.2　沿节点线的传载分析

依据图 12 给出的节点线处合力和力矩的变化规律可知，结构总体屈曲时的内力分布规律与局部屈曲时的类似，但内力在筋条附近的绝对值显著增大，且此时 M_y 绝对值也很大。

2.2.3　沿筋条轴向的传载分析

图 13 反映了 10.107 mm 时筋条腹板上距蒙皮 4.5 mm 处力矩纵向分布规律。

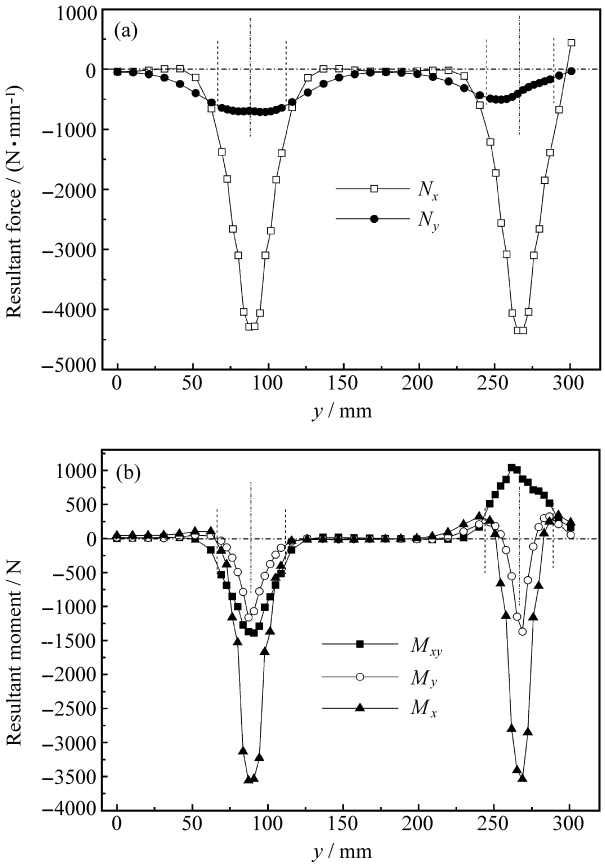


图 12　总体屈曲时沿节点线内力分布

Fig. 12　Stress resultants along the nodal line for global buckling

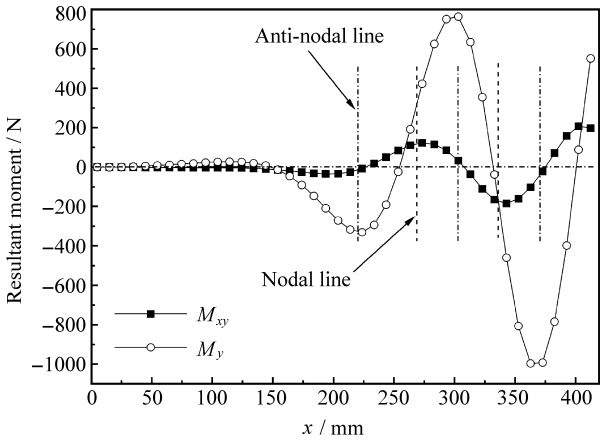


图 13　总体屈曲时沿筋条轴向 M_{xy} 与 M_y 分布

Fig. 13　M_{xy} and M_y distributions along the stiffener for global buckling

由图 13 可知，在壁板加载端($x=0$)，M_y、M_{xy} 均为零；M_y 在壁板纵向对称线附近的反节点线处绝对值最大，M_{xy} 则在节点线处绝对值最大。

需要注意的是，一般来说壁板发生总体屈曲时很有可能伴随着复合材料本身的损伤或者缘条/蒙皮界面的破坏，这里只是给出了不考虑上述损伤时总体屈曲的内力分布情况，它对理解后屈曲诱发的壁板失效机制具有重要作用。

2.3　缘条/蒙皮界面传载分析

以实验中所述试验件为原始模型，建立有限元模型。蒙皮、筋条均简化为 S4R 壳单元，由于需要研究缘条/蒙皮界面的传载情况，分别对蒙皮和筋条划分有限单元，对接触面进行壳偏移，通过 Tie 将其连接。蒙皮共有 7371 个单元，4 根筋条共有 6156 个单元。

2.3.1　蒙皮与筋条的载荷分配

图 14 为加筋板后屈曲历程的载荷-位移曲线。由图 14 可知，在初始屈曲之前，蒙皮与筋条之间变形协调，载荷按刚度分配，它们之间没有载荷的传递；而当发生初始屈曲后(约 0.7 mm 时)，蒙皮某些区域出现较大面外位移，导致蒙皮刚度下降，使得壁板总体刚度下降，应力重新分配，蒙皮与筋条之间通过胶层发生载荷的传递。

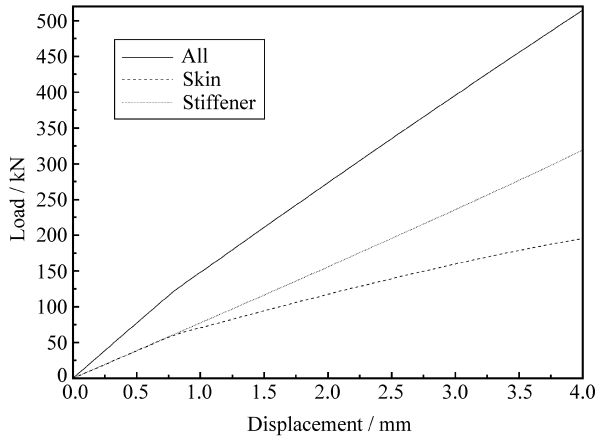


图 14　加筋板后屈曲载荷-位移曲线

Fig. 14　Load - displacement curves of the stiffened panel

2.3.2　沿反节点线的力矩分析

采用常规壳单元建模处理接触面问题时需进行壳偏移，此时参考面也发生了相应的偏移，输出的截面合力和力矩均是对此参考面而言的。对本节中的加筋板模型，蒙皮与筋条的参考面为二者的接触面。

图 15 为轴压 3.575 mm 时沿反节点线力矩 M_x 与 M_y 的变化图，M_{xy} 相对较小，此处未示出。由图 15 可见，当力矩 M_y 从 2 根筋条的蒙皮中央传递

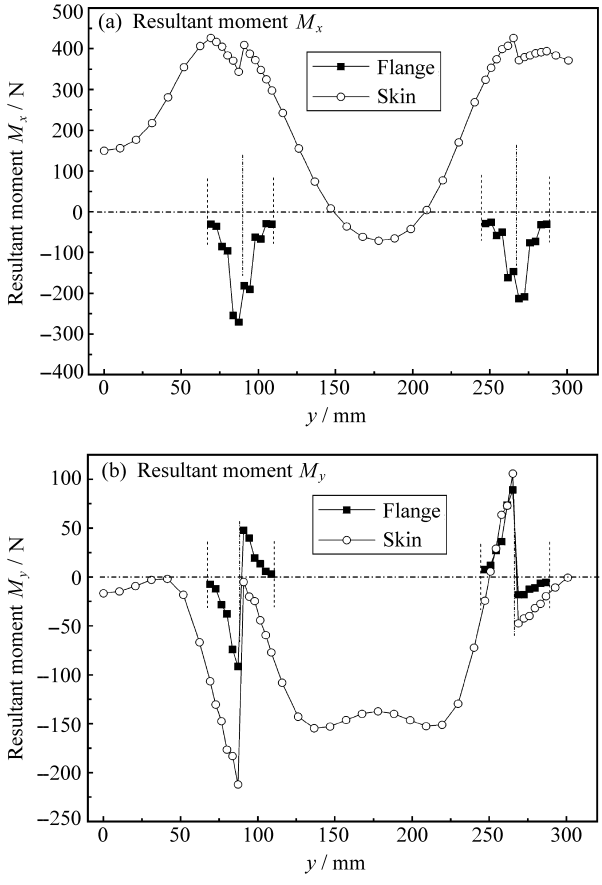


图 15　轴压 3.575 mm 时沿反节点线力矩 M_x 与 M_y

Fig. 15　M_x and M_y of skin and stiffener along the anti-nodal line for end displacement 3.575 mm

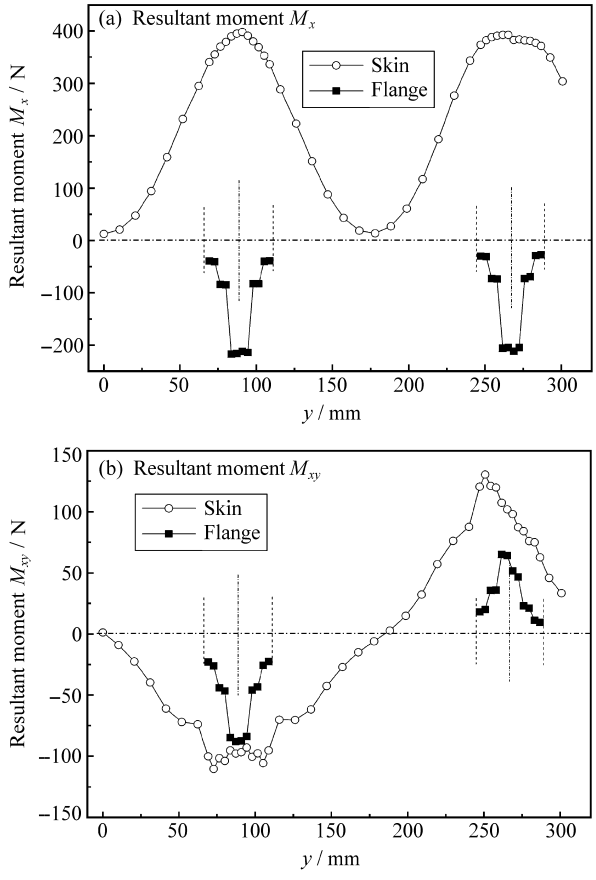


图 16　轴压 3.575 mm 时沿节点线力矩 M_x 与 M_{xy}

Fig. 16　M_x and M_{xy} of skin and stiffener along the nodal line for end displacement 3.575 mm

到筋条下缘条自由边时，下缘条承受的力矩 M_y 的绝对值从零迅速增大，从平衡的观点来看，缘条/蒙皮界面必然产生层间应力(主要是剪应力 τ_{yz})。由于筋条下缘条沿筋条纵向在反节点线附近无自由边，因此类似的作用要弱得多。所以在后屈曲阶段，力矩 M_y 是造成反节点线处缘条/蒙皮界面破坏的主要原因。

2.3.3　沿节点线的力矩分析

图 16 为轴压 3.575 mm 时沿节点线力矩 M_x 与 M_{xy} 的变化图，M_y 相对很小，此处未示出。由图 16 可见，当扭矩 M_{xy} 从 2 根筋条的蒙皮中央传递到筋条下缘条自由边时，下缘条承受的扭矩 M_{xy} 的绝对值从零迅速增大，从平衡的观点来看，缘条/蒙皮界面必然产生层间应力(主要是剪应力 τ_{zx})。所以在后屈曲阶段，力矩 M_{xy} 是造成节点线处缘条/蒙皮界面破坏的主要原因。

3　结　论

本文中采用 ABAQUS 软件对复合材料整体加筋板轴压后屈曲阶段的内力情况和传载特性进行了分析，获得以下结论：

(1) 在加筋板的后屈曲历程中，节点线和反节点线位置的内力在筋条附近变化剧烈，幅值很大，具有明显的变化规律。

(2) 节点线和反节点线是后屈曲阶段缘条/蒙皮界面最先可能发生失效的位置。

(3) M_y 是反节点线位置失效的主要诱因；M_{xy} 是节点线位置失效的主要诱因。

上述结果为复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效表征与预测研究奠定了基础[11]。

参考文献：

[1]　陈桂娟，矫桂琼，熊　伟，王忠平. 复合材料层合板非线性后

屈曲特性的研究［J］. 武汉科技大学学报：自然科学版，2005，28(1)：103-107.
Chen Guijuan，Jiao Guiqiong，Xiong Wei，Wang Zhongping. Nonlinear postbuckling behavior of composite laminated plates［J］. Journal of Wuhan University of Science & Technology：Natural Science Edition，2005，28(1)：103-107.

［2］ 宁晋建，章怡宁，黄宝宗，刘　均. 复合材料加筋壁板的后屈曲逐步损伤及承载能力研究［J］. 飞机设计，2006，3(1)：7-10.
Ning Jinjian，Zhang Yining，Huang Baozong，Liu Jun. Study on the postbuckling behavior and load carrying capabilities of stiffened composite panels［J］. Aircraft Design，2006，3(1)：7-10.

［3］ Zimmermann R，Rolfes R. POSICOSS-improved postbuckling simulation for design of fibre composite stiffened fuselage structures［J］. Composite Structures，2006，73(2)：171-174.

［4］ Degenhardt R，Rolfes R，Zimmermann R，Rohwer K. COCOMAT-improved material exploitation at safe design of composite airframe structures by accurate simulation of postbuckling and collapse［J］. Composite Structures，2006，73(2)：175-178.

［5］ Degenhardt R，Kling A，Rohwer K，Orifici A C，Thomson R S. Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse［J］. Computers and Structures，2008，86(9)：919-929.

［6］ Falzon B G，Stevens K A，Davies G O. Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression［J］. Composites Part A，2000，31(5)：459-468.

［7］ Koundouros M. In-plane compressive behaviour of stiffened thin-skinned composite panels with a stress concentrator［D］. London：Imperial College London，2005：102-120.

［8］ Orifici A C，Shah S A，Herszberg I，Kotler A，Weller T. Failure analysis in postbuckled composite T-sections［J］. Composite Structures，2008，86(1/3)：146-153.

［9］ Orifici A C，Thomson R S，Herszberg I，Weller T，Degenhardt R，Bayandor J. An analysis methodology for failure in postbuckling skin-stiffener interfaces［J］. Composite Structures，2008，86(1/3)：186-193.

［10］ Stevens K A，Ricci R，Davies G A O. Buckling and postbuckling of composite structures［J］. Composites，1995，26(3)：189-199.

［11］ 孔　斌，叶　强，陈普会，柴亚南. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效表征［J］. 复合材料学报，2010，27(5)：150-155.
Kong Bin，Ye Qiang，Chen Puhui，Chai Ya'nan. Post-buckling failure characteristics of an integrated composite panel under uniaxial compression［J］. Acta Materiae Compositae Sinica，2010，27(5)：150-155.