

复合材料加筋壁板轴压屈曲稳定性研究

邵青, 何宇廷

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要 为研究复合材料加筋薄壁结构在轴向压缩载荷下的稳定性能,应用有限元软件 MSC. PATRAN/NASTRAN 对该型结构建模并进行屈曲计算,得到结构的失稳屈曲临界载荷和屈曲模态;通过对复合材料加筋壁板进行轴向压缩试验,对其屈曲形式、失稳载荷、破坏过程及破坏载荷进行了研究,试验所得局部屈曲载荷与计算结果较吻合,说明建模方法的合理性。试验分析表明复合材料加筋壁板具有较强的后屈曲承载能力,可以用有限元模拟方法来对该型结构的稳定性能进行分析。

关键词 复合材料;加筋板;屈曲;稳定性;有限元

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.04.003

中图分类号 TB332 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)04-0010-04

复合材料薄壁结构是工程中应用比较广泛的一种结构,受面内压缩、剪切等载荷作用时,常见的失效模式为屈曲失稳^[1]。复合材料加筋板的屈曲形式可以分为3种:加筋桁条间蒙皮的局部屈曲或桁条的局部屈曲;加筋板的总体屈曲;加筋板的压损破坏^[2]。结构在发生屈曲以后并不破坏,仍旧具有很大的承载能力,即后屈曲强度。对加筋壁板进行屈曲及后屈曲研究,有助于在保证安全的前提下减轻结构重量和节约经费,对提高飞机的经济效益有着重要的意义^[3]。

国内外学者对复合材料层合板和加筋板的屈曲问题进行了大量的理论研究^[4-11],但试验研究不多。本文拟对复合材料薄壁加筋结构进行轴向压缩载荷下的试验研究,并通过有限元仿真分析其稳定性能,为该型结构的工程应用提供试验和分析参考。

1 稳定性试验试件构型

本试验所使用的复合材料加筋壁板压缩试件主要由筋条和蒙皮构成,试件的尺寸参数为:试验段长度 L 为 500 mm,两端各延长 100 mm,端部进行灌胶处理以方便进行加载,宽度约为 3 倍筋条间距,见图 1。筋条的剖面为 T 型,筋条高 20 mm,宽 25 mm,初步铺层为: $[45/0_2/45/0_2/45]_s$,筋条底面增加的铺层为 $[45/0_2/45/0_2/45]$ 。选取 3 件进行试验,筋条间距 b 为 230 mm,筋条数量为 4,蒙皮厚度 δ 为 1.38 mm,蒙皮铺层 $[(\pm 45)/(0/90)/(\pm 45)_2/(0/90)/(\pm 45)]$ 。

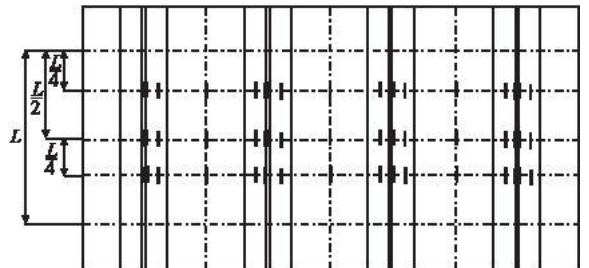


图1 试件外形示意图

Fig. 1 Sketch of specimen

* 收稿日期:2010-10-28

基金项目:国家部委基金资助项目(513270501)

作者简介:邵青(1987-),男,江苏靖江人,博士生,主要从事飞机结构强度研究. E-mail: sqafeu@163.com

2 有限元模拟分析

本节应用有限元软件 MSC. PATRAN/NASTRAN 对结构进行屈曲失稳分析。模型按照试件的实际尺寸选择壳单元进行建立,由于只对结构进行屈曲失稳分析,因此在建立模型的时候将结构进行简化,将加筋条按直接固接于蒙皮上处理从而进行整体建模。建立的有限元模型见图 2,图示箭头方向为轴向加载方向。由于复合材料具有各向异性的特点,因此在建立模型的同时根据结构形式建立局部坐标系。材料单向层合板的厚度为 0.115 mm,基本力学性能为 $E_{11} = 59\ 200\ \text{MPa}$, $E_{22} = 58\ 000\ \text{MPa}$, $\nu_{12} = 0.32$, $G_{12} = 3\ 770\ \text{MPa}$ 。边界条件参照实际试验情况进行设定,两端分别为简支端与加载端,距两端处 100 mm 的两截面处施加横向位移约束模拟刀口简支条件。

在加载端各节点施加载荷 $F = 1\ \text{kN}$,进行线性特征值屈曲(BUCKLING)分析,试件结构得到一阶屈曲模态见图 3。图中可以看出加筋板的一阶屈曲模态表现为蒙皮局部失稳。提取一阶模态特征值 $\lambda = 0.243\ 97$,屈曲临界载荷可按下式计算: $F_{cr} = n\lambda F$ (其中 n 为施加载荷节点数, $n = 45$),得到屈曲失稳临界载荷 $F_{cr} = 10.98\ \text{kN}$ 。

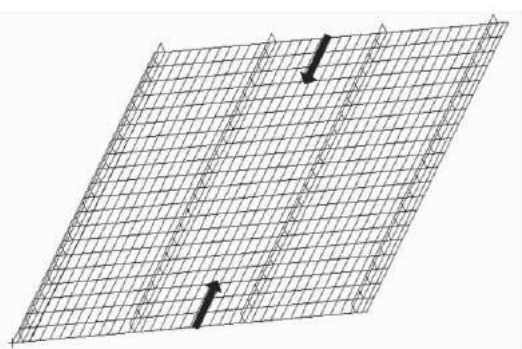


图2 加筋板有限元模型

Fig.2 FEM model of stiffened panel

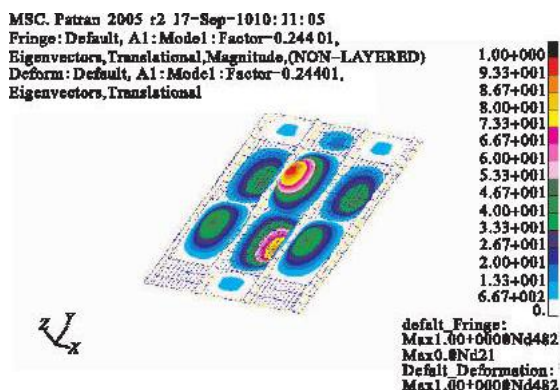


图3 加筋板轴压一阶屈曲模态

Fig.3 First rank of buckling mode of stiffened panel

3 压缩试验

3.1 试验方法

在 MTS - 810 试验机上进行轴向压缩试验,验证有限元模拟结果。试验之前,在试件的筋条间蒙皮及筋条上粘贴应变片,对试验过程中各测点的应变值进行观测,使加载开始阶段载荷通过试件蒙皮中面,并通过记录的应变曲线判断结构屈曲失稳载荷。应变片粘贴示意图见图 1,图中短线为应变片粘贴位置。

3.2 试验过程及现象

试验开始后,按级施加轴向压缩载荷,参考有限元分析结果,每级加载载荷为 3 kN,并通过应变仪记录各点对应的应变值。

以试验件 1 为例,说明试验过程如下:试验开始阶段,蒙皮及筋条上应变值均匀变化;当载荷继续增加,蒙皮发生局部屈曲并出现屈曲波纹,随载荷增加屈曲波纹更为明显;结构发生屈曲后主要由筋条承受大部分载荷,筋条逐渐弯曲;随着载荷的不断增大,筋条弯曲程度不断增大,并在破坏瞬间发生弯曲断裂,试件发出巨大声响,试件失去承载能力,加载结束。

取上截面蒙皮上 6 个测点的应变值作力应变曲线,见图 4。由图中可以看出,在加载开始阶段,对称位置应变的对称

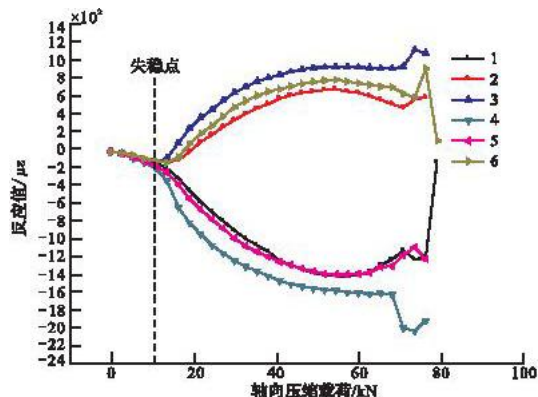


图4 上截面蒙皮上6点的力-应变曲线

Fig.4 Load - strain curves

性较好,说明试件受力较均匀;应变在加载力为 12 kN 时发生了突变,即此时试件发生了蒙皮的局部屈曲失稳;应变在加载过程中发生了趋势的变化,在破坏之前出现数次应变跳跃,说明随着载荷增加,蒙皮的屈曲模态会发生变化。中间截面与下面的截面具有类似的应变趋势。

将试验结果、有限元数值模拟结果列表,见表 1。 $N_1 = (\text{局部屈曲载荷平均试验值} - \text{数值模拟值}) / \text{试验值}$, $N_2 = \text{破坏载荷平均试验值} / \text{局部屈曲载荷平均试验值}$ 。

表 1 试验值与计算值比较

Tab. 1 Comparison between test and numeration results

试件	局部屈曲载荷/kN				破坏载荷/kN		N_2
	试验值	平均试验值	有限元计算值	相对误差 N_1	试验值	平均试验值	
1	12				84		
2	15	13	10.98	-15.5%	81	81	6.2
3	12				78		

从表 1 可以看出,试件破坏载荷远大于屈曲载荷,说明本文研究的结构具有较强的后屈曲承载能力,在工程应用中应充分发挥该种结构的效能;采用有限元模拟方法计算所得结果与试验值较为吻合,误差主要是由于建模过程中对结构进行了简化,并且忽略了复合材料层间影响及初始缺陷等因素。

4 结论

通过对加筋板进行轴向压缩试验及数值模拟仿真研究,可以得出以下结论:

1) 复合材料加筋薄壁结构轴向压缩屈曲失稳的形式主要表现为筋条间蒙皮的局部屈曲,且局部屈曲载荷较小,说明该类型薄壁结构易发生蒙皮上的局部屈曲;在局部屈曲之后,结构屈曲形式会随载荷的增加而发生变化。

2) 结构的破坏形式主要表现为筋条的脱胶及断裂;试验破坏载荷为屈曲载荷的 6 倍左右,因此对于复合材料薄壁加筋板结构,其轴向压缩后屈曲承载具有较大空间,采用后屈曲设计是一种充分利用壁板后屈曲承载能力的合理设计方法。

3) 应用有限元模拟方法,模拟屈曲形式与试验现象基本吻合,所得计算结果与试验结果误差约为 15%,说明本文有限元建模方法具有较好的精度,因此应用有限元方法可对不同构型及尺寸参数的复合材料加筋壁板进行稳定性分析,从而为进行结构优化设计及工程应用提供参考。

参考文献:

- [1] 王平安, 矫桂琼, 王波, 等. 复合材料加筋板在剪切载荷下的屈曲特性研究[J]. 机械强度, 2009, 31(1): 78-82.
WANG Pingan, JIAO Guiqiong, WANG Bo, et al. Buckling performance analysis of stiffened composite plate under shear loading [J]. Journal of mechanical strength, 2009, 31(1): 78-82. (in Chinese)
- [2] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Chinese aeronautics research institute. Handbook of composites structure design [M]. Beijing: Aviation industry press, 2001. (in Chinese)
- [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] 彭伟斌, 朱森元, 胡泽保, 等. 复合材料夹芯板的屈曲分析[J]. 宇航学报, 2001, 22(4): 41-49.
PENG Weibin, ZHU Senyuan, HU Zebao, et al. Buckling of composite sandwich plates [J]. Journal of astronautics, 2001, 22(4): 41-49. (in Chinese)
- [5] 邵小军, 岳珠峰, 李立州, 等. 复合材料中厚层合板在轴压位移和剪切作用下的稳定性研究[J]. 机械强度, 2006, 28(5): 716-720.
SHAO Xiaojun, YUE Zhufeng, LI Lizhou, et al. Study of stability of moderately thick composite laminates under axial compression loading and shear loading [J]. Journal of mechanical strength, 2006, 28(5): 716-720. (in Chinese)
- [6] 白瑞祥, 王蔓, 陈浩然. 冲击后含损伤复合材料格栅加筋板的后屈曲[J]. 复合材料学报, 2006, 23(3): 141-145.

- BAI Ruixiang, WANG Man, CHEN Haoran. Postbuckling behavior of damage advanced grid stiffened structure after impact [J]. *Acta materiae compositae sinica*, 2006, 23(3): 141 - 145. (in Chinese)
- [7] 朱菊芬, 杨海平, 汪海, 等. 复合材料加筋板壳结构的后屈曲强度及破坏分析程序系统[J]. *计算结构力学及其应用*, 1996, 13(4): 489 - 493
- ZHU Jufen, YANG Haiping, WANG Hai, et al. A programming system of postbuckling strength and failure analysis for composite stiffened plates and shells [J]. *Computational structural mechanics and application*, 1996, 13(4): 489 - 493. (in Chinese)
- [8] 卢文书, 马元春, 梁伟, 等. 机身复合材料加筋板壳的稳定性及强度分析系统[J]. *航空学报*, 2009, 30(5): 896 - 900.
- LU Wenshu, MA Yuanchun, LIANG Wei, et al. Analysis system of stability and strength for airframe composite stiffened plate/shell [J]. *Acta aeronautica et astronautica sinica*, 2009, 30(5): 896 - 900. (in Chinese)
- [9] Hwang Shunfa, Liu Guihuann. Buckling behavior of composite laminates with multiple delamination under uniaxial compression [J]. *Compositestructures*, 2001, 53: 235 - 243.
- [10] Ambur Damodar R, Navin Jaunky, Hilburger Mark W. Progressive failure studies of stiffened panels subjected to shear loading [J]. *Composite structures*, 2004, 65: 129 - 142.
- [11] Kong C W, Lee I C, Kim C G, et al. Postbuckling and failure of stiffened composite panels under axial compression [J]. *Composite structures*, 1998, 42(1): 13 - 21.

(编辑:徐敏)

Study of Buckling and Stability Performance of Composite Stiffened Panel under Compress Load

SHAO Qing, HE Yu - ting

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Finite element software MSC. PATRAN/NASTRAN is applied to analyze the buckling behavior of stiffened composite panel under compress load. In addition, experiment on this kind of structure is conducted in order to obtain the stability performance, failure process and carrying capacity of the structure. It is found that the emulation analysis results are accordant with the test results, which validates the correctness of the modeling and computation. The experiment results indicate that the structure studied has a biggish post - buckling carrying capacity and the finite element method is suitable and can be used for the analysis of the stability of the structure, which offers a reference measure for the optimization design and engineering application of the structure.

Key words: composite; stiffened panel; buckling; stability; FEM