

复合材料加筋壁板轴压承载能力试验研究

刘洪权*, 薛应举, 杜正兴

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 为了使复合材料加筋壁板轴压承载能力试验方法相对统一, 结合国内型号开展的此类试验及国外相关文献资料, 对比分析了试验件构型、支持方式等因素对试验结果的影响, 给出了试验件加筋根数、端部灌胶区的设计方式, 试验件侧边蒙皮、端部支持方式及试验件贴片位置的建议, 同时提供了蒙皮屈曲点的判断方法, 可为今后此类试验设计提供参考。

关键词: 复合材料; 加筋壁板; 轴压试验; 试验构型

中图分类号: V257

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2015) 12-0071-06

对于复合材料加筋壁板结构, 国内外均进行了大量的轴压承载能力试验, 但试验件构型、夹持方法、应变片布置方案等各不相同。到目前为止, 也没有专门针对其中某一项参数进行过对比试验, 因此, 试验的设计没有一个统一标准, 每次试验都是根据其规模、经费等因素决定试验方案, 这样的试验其结果的可信性也无法评判。鉴于此, 亟需一种相对统一的试验方法, 以确保试验结果的准确性和可靠性。

通过对比分析国内外做过的此类试验, 研究试验件构型、试验件夹持方法、应变片布置方案及蒙皮屈曲点的判断等因素对试验结果的影响, 给出规范可靠的复合材料加筋壁板轴压承载能力试验建议。

1 试验件构型

试验件通常选取多根长桁的平板加筋结构, 总长度包括一倍框距或肋距的试验考核段、过渡区段及端部灌胶区。

1.1 加筋根数

真实飞机结构中, 无论机翼还是机身的加筋壁板, 壁板侧边为连续结构。但加筋壁板轴压承载能力试验中加筋壁板的侧边为不连续结构, 该差异需要在试验件设计时进行考虑。

国外进行的复合材料加筋板轴压承载能力试验中, 试验件加筋根数的取法为: 文献[1-4]为5根; 文献[5]为6根; 文献[6]的试验件分2类, 一类为5根, 一类为4根; 文献[7]为4根。文

献中均没有提到加筋根数对试验结果的影响, 但加筋根数最少为4根。

研究结果表明^[8]: 当加筋桁条多于4根时, 可以忽略壁板两侧边的边界支持条件的影响。因此, 国内进行此类试验时一般参考该结论, 试验件大多取4根加筋桁条, 但也有试验仅采用2根、3根加筋桁条。

纵上所述, 为减少加筋壁板侧边结构不连续对承载能力的影响, 得到加筋壁板的实际承载能力, 同时减小试验件规模, 建议试验件采用4根加筋桁条。

1.2 压损试验件

复合材料加筋壁板轴压承载能力试验的一个重要目的是验证加筋壁板轴压承载能力的工程计算方法。工程计算方法主要分为2类^[9]: 第1类为“抛物线公式”, 该方法需要的一个重要参数为加筋壁板平均压损应力; 第2类为“考虑蒙皮有效宽度的加筋单元柱强度的方法”, 其压损应力取加筋的压损应力, 而不是整个加筋壁板的压损应力, 通过对加筋附加考虑长细比修正及蒙皮有效宽度计算加筋壁板的轴压承载能力。

由于缺少复合材料加筋桁条压损应力的计算曲线, 且复合材料蒙皮有效宽度计算方法暂不成熟, 目前大多采用第1类方法, 其加筋壁板平均压损应力的获取主要有2种方法:

方法1: 进行加筋壁板的短板压损试验得到平均压损破坏应力;

收稿日期: 2015-07-08; 退修日期: 2015-09-28; 录用日期: 2015-10-22

*通讯作者. Tel.: 029-86832060 E-mail: xiaoliu810609@sina.com

引用格式: LIU Hongquan, XUE Yingju, DU Zhengxing. Automatic geometry extracting method on aircraft pipeline flow simulation [J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(12): 70-75. 刘洪权, 薛应举, 杜正兴. 复合材料加筋壁板轴压承载能力试验研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(12): 70-75.

方法2:不进行加筋壁板压损试验,近似取蒙皮层压板的纯压缩破坏应力0.75倍的值,其中蒙皮层压板不考虑冲击的影响,该方法得到的压损应力只适用于初步设计阶段。

由于第2种方法适用性的限制,国内多采用第1种方法通过试验得到加筋壁板的平均压损应力,加筋壁板长细比取5~10之间。

综合所述,建议试验件包含压损试验件。

1.3 试验件端部灌胶区形式

经打磨过的端部灌胶区除保证压缩载荷均匀施加在试验件外,还保证试验件在压缩载荷作用下不发生端部压塌破坏。但试验过程中,尤其对蒙皮厚度较厚(大于3.0mm)的加筋壁板,其端部灌胶区可能发生如灌胶区环氧树脂的裂纹和破碎、蒙皮和灌胶区环氧树脂的分离及灌胶区金属框的突然破坏^[2],如图1所示。

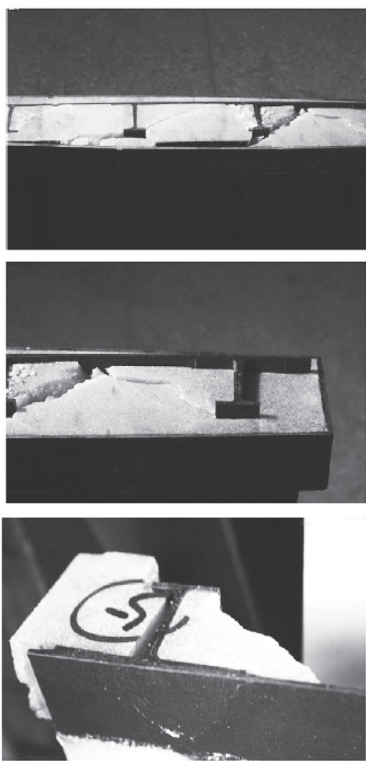


图1 加筋壁板加载端灌胶区破坏模式

Fig.1 Failure of reinforced ends of specimens

灌胶区的提前破坏导致加筋壁板的非均匀加载,这将影响加筋壁板最终的破坏模式。为解决该问题,可特制5mm厚灌胶区金属框架,将该金属框架固定到加筋壁板的上下加载端面,保证加载端灌胶区不发生提前破坏^[2],如图2所示。

2 试验件夹持方法

2.1 试验件侧边蒙皮夹持方法



图2 加筋壁板端部灌胶区加装金属框架

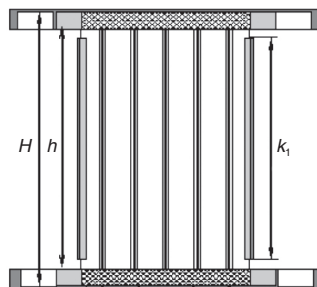
Fig.2 Improved design of the reinforced ends

当试验件侧边蒙皮宽度较大且侧边蒙皮不夹持时,在加载过程中,侧边蒙皮会较中间蒙皮更早发生屈曲,导致试验得到的蒙皮屈曲载荷偏小。某型飞机平尾加筋壁板轴压承载能力试验进行了侧边蒙皮夹持与不夹持的对比试验,试验结果表明相较于有侧边夹持的情况,侧边蒙皮未夹持试验件在加载过程中,侧边蒙皮会较早出现S型弯曲变形,当接近破坏时,可以观察到较为明显的整体弯曲变形;从破坏形式看,侧边未夹持的试验件破坏后,蒙皮分层、筋条脱胶范围较大,且破坏后呈现明显的整体弯曲变形。

文献[1]、[3]、[6]试验件侧边采用纵向夹持板进行支持,夹持方式见图3。文献[2]、[4-5]试验件侧边蒙皮处自由状态,但是最外侧长桁很靠近自由边蒙皮,这样保证了自由边蒙皮在加载过程中不过早发生失稳。



(a) 文献[1]



(b) 文献[3]



(c) 文献[6]

图3 文献中侧边蒙皮夹持方式

Fig.3 support condition of longitudinal edge in papers

文献[7]中试验件侧边蒙皮为自由状态,试验过程中发现,当载荷小于蒙皮屈曲载荷时,侧边自由状态的蒙皮提前发生的屈曲,如图4所示^[7]。这时的屈曲载荷不能认为是蒙皮的屈曲载荷。

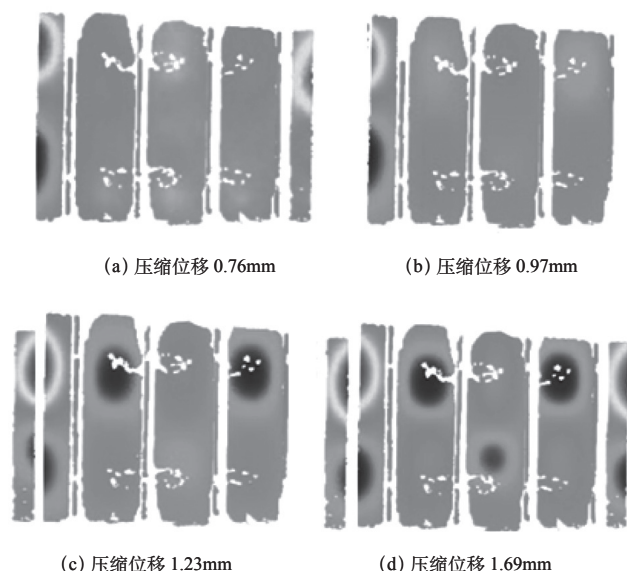


图4 不同压缩量下采用数字图像相关技术得到的失稳影像
Fig.4 DIC images for different shortenings from stringer side

综上所述,对试验件侧边蒙皮的支持状态分为2种情况:当最外侧长桁很靠近自由边蒙皮时,一般自由边蒙皮宽度为10~20mm之间,自由边蒙皮可不夹持;当试验件侧边蒙皮宽度较大时,如宽度为0.5倍长桁间距,建议侧边蒙皮采用夹具进行支持,夹持宽度一般取20mm,要求侧边失稳不能发生在蒙皮失稳之前。同时,侧边夹持范围应限制在两端刀口或框之间,以保证试验件过渡段两侧蒙皮不会过早发生压损破坏。

2.2 试验件端部夹持方法

试验件端部夹持方式对屈曲载荷和后屈曲承载能力影响较大。在加筋壁板屈曲载荷和后屈曲承载能力的工程计算中,多采用偏保守的简支假设,端部支持系数取为1。在真实的飞机结构中,复合材料加筋壁板支持在2个框之间,其端部支持系数与框自身刚度及长桁与框的连接形式等息息相关。框对加筋壁板结构的支持状态为介于简支和固支之间的弹性支持状态,其支持系数大于1。当支持系数由1.0增加到2.0时,其工程计算得到的许用值可提高10%~20%。因此,开展复合材料加筋壁板端部支持系数研究具有重要的现实意义。

目前试验件端部支持方法主要有3种。

方法1:试验件加载端直接采用夹具进行夹持,该方法优点为试验夹具及试验实施方案简单,易操作。缺点为试验件端部支持系数与夹紧力和夹持深度相关,且通常支持系数较大,如某飞机尾翼加筋壁板轴压试验件的端部支持系数为3.02,试验件端部夹持状态接近于固支,这样试验得到的屈曲载荷大于工程算法中按加载端简支给出的屈曲载荷。同时该方法不能给出结构中上下框真实结构对加筋壁板的支持系数。

方法2:试验件加载端采用刀口进行夹持,该方法可以模拟加筋壁板上下端部简支状态,但该方法不能给出结构中上下框真实结构对加筋壁板的支持系数。

方法3:试验件上下端部增加真实框结构,通过约束框的径向位移模拟框结构对加筋壁板的支持作用。文献[6]和[7]中加筋壁板轴压承载能力试验采用这种支持方式,如图5所示。

该方法可以给出真实结构中上下框结构对加筋壁板的支持系数,经过框支持系数试验结果验证的有限元仿真方法可以应用到飞机机身或机翼的加筋壁板结构中,按不

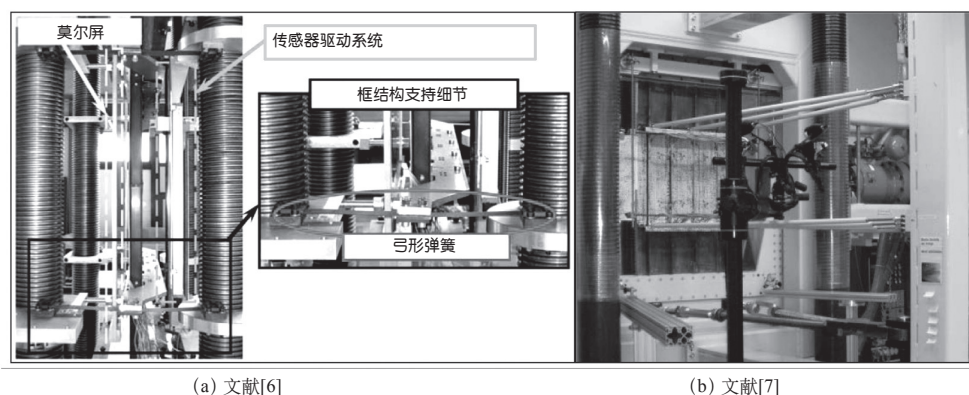


图5 文献中复合材料加筋板轴压承载能力试验方案

Fig.5 Buckling test facility of composite reinforced panels in paper

同框刚度、框与蒙皮连接方式、框和长桁连接方式给出不同的加筋壁板端部支持系数,提高结构设计的精细化水平,减轻结构重量。该方法的缺点是试验夹具及试验实施方案复杂。

因此,建议试验件加载端增加真实框结构,并模拟框对加筋壁板的支持作用。

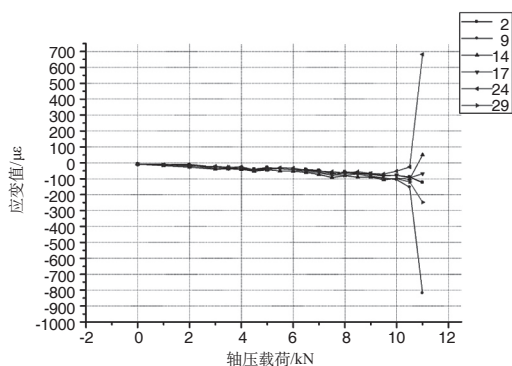
2.3 试验件端部支持系数的获取

2.2节给出了加筋壁板轴压承载能力试验件3种端部夹持方法。无论采用哪种夹持方式,都需要准确地获取加筋壁板的端部支持系数。端部支持系数的获取方法较为固定,多采用与加筋壁板试验件大小相当的金属平板假件,使金属假件在与试验件相同的支持方式下发生欧拉屈曲,利用经典欧拉公式反推试验件的端部支持系数,因此金属假件欧拉屈曲载荷的准确判断至关重要。

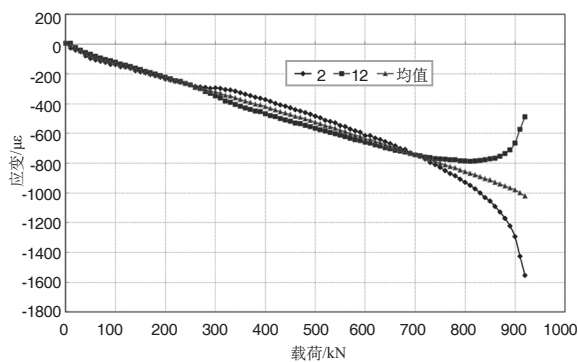
通过对各型号加筋壁板轴压承载能力试验报告分析发现,金属平板假件的厚度影响假件欧拉屈曲载荷的判断。由经典欧拉屈曲理论可知,当杆或平板发生欧拉屈曲失稳后,结构即丧失承载能力。

金属平板假件厚度较薄时(4mm),当发生欧拉屈曲后,金属假件失去承载能力,其典型载荷-应变曲线如图6(a)所示。由图6(a)可知,该金属假件的欧拉屈曲载荷为10.5kN。

金属平板假件厚度较厚时(16mm),当发生欧拉屈曲后,该假件不会马上失去承载能力,通过厚板弯曲还可以承受附加的载荷,其典型载荷-应变曲线如图6(b)所示。由图6(b)可知,当载荷达到700kN时,金属假件发生欧拉失稳,但其最后的破坏载荷达到930kN,这种情况下金属假件的欧拉失稳载荷应取应变分叉点载荷700kN,而不是最终破坏载荷930kN。



(a)



(b)

图6 金属假件的载荷-应变曲线

Fig.6 Load-strain curve of metallic dummy

3 应变片布置方案

蒙皮及加筋单元处粘贴应变片的一个目的为判断试验件是否处于均匀压缩状态,同时通过应变片得到的加筋壁板载荷-应变曲线对蒙皮或加筋单元的屈曲点进行判断。

对于蒙皮处应变片的布置方案,文献[1]指出应首先建立试验件有限元模型,进行试验件的线性屈曲分析,得到试验件的一阶和二阶屈曲模态,应变片背靠背粘贴在屈曲波形的波峰或波谷位置(屈曲时应变最大位置)。

加筋单元粘贴应变片是为了判断加筋单元是否发生了总体弯曲变形^[2](试验件发生总体失稳认为试验件发生了破坏)、监控加筋各剖面是否发生局部屈曲失稳,同时也可以通过对加筋单元应变片载荷-应变曲线斜率的变化对蒙皮的局部屈曲点进行判断,因为蒙皮发生局部屈曲后,加筋单元载荷-应变曲线斜率会相应的增大。

为监控试验件的总体弯曲变形情况,应变片应粘贴在长桁上缘条中间位置,同时在该应变片相反方向的无长桁蒙皮处粘贴应变片;为监控加筋各剖面是否发生局部屈曲失稳,需要在各剖面粘贴应变片;同时也通过这些应变片载荷-应变曲线斜率的变化准确判断蒙皮的局部屈曲点。

4 蒙皮屈曲点的判断

试验过程中很难准确判断蒙皮局部屈曲的发生^[3]。目前对于加筋壁板蒙皮局部屈曲点的判断主要有3种方法。

第1种方法通过加载端的载荷-位移曲线进行判断,但由于蒙皮发生局部屈曲后,蒙皮并没有丧失承载能力,而是蒙皮的应力进行了重新分配,在这种情况下,整个加筋壁板的压缩刚度并没有一个大的突变,因此,加载端的载荷-位移曲线也没有明显的转折现象。

第2种方法通过蒙皮或加筋单元应变片的载荷-应变曲线进行判断,加筋壁板轴压承载能力试验应变片的布置需按照文中方法,保证应变片贴到蒙皮或加筋的应变最大的位置。可以通过蒙皮上下表面应变片的载荷-应变曲线分叉点捕捉蒙皮的失稳点,或通过加筋单元应变片的载荷-应变曲线斜率变化点捕捉蒙皮的失稳点。这是因为当蒙皮发生局部屈曲后,压缩载荷在加筋单元和蒙皮之间进行了重新分配,因此加筋单元载荷-应变曲线的斜率会增大。

第3种方法采用“阴影莫尔条纹”(Shadow Moiré Technology)方法或“数字图像相关”(Digital Image Correlation)方法进行蒙皮屈曲波形和面外位移的测量,通过蒙皮屈曲波形来判断蒙皮的局部屈曲点。为方便进行屈曲波形的测量,需要将莫尔条纹反射板或摄像设备放置在加筋壁板没有长桁的一侧,同时该侧蒙皮需要刷一层白漆使得屈曲波形更容易捕捉。

试验过程中,可通过3种方法相结合来判断蒙皮的局部屈曲点,如可以在加筋壁板长桁一侧铺贴应变片,采用载荷-应变曲线判断蒙皮屈曲点,无长桁一侧采用“阴影莫尔条纹”或“数字图像相关”方法进行蒙皮屈曲点的判断。

5 结束语

通过对国内外相关复合材料加筋壁板轴压承载能力试验报告及文献的分析,建议该试验按下列方式进行,以保证试验的一致性、准确性和可靠性。

(1) 试验件选取时加筋根数不少于4根,试验件应包含压损试验件,试验件端部灌胶区可采用金属框架进行固定,此外,为了获取端部支持系数,应进行金属平板假件欧拉失稳试验,假件尺寸与加筋壁板试验件大小相当。

(2) 试验件侧边蒙皮的支持状态根据试验件最外侧长桁与自由边之间的距离来定:当二者之间的距离较近时,自由边蒙皮不需要支持,否则建议采用夹具进行支持。

(3) 建议根据试验件有限元模型分析结果确定蒙皮应变片的位置:在屈曲应变最大处、长桁上缘条中间位置及与之相反方向的无长桁蒙皮处、加筋各剖面处粘贴应变片,以监控试验件的总体弯曲变形及局部屈曲失稳。

(4) 试验件蒙皮屈曲点的判断可采用载荷-位移曲线、阴影莫尔条纹或数字图像相关等方法或结合起来进行。

参考文献

- [1] Abramovich H, Grunwald A, Pevsner P. Experiments on axial compression post-buckling behavior of stiffened cylindrical composite panels[C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, Virginia.2003.
- [2] ZHU Shuhua, YAN Jiayi, CHEN Zhi. 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.
- [3] Abramovich H, Bisagni C, Cordisco P. Post-buckling test simulation of a stiffened composite panel[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii. 2007.
- [4] Bisagni C, Giavotto V, Romeo G. Research activities on buckling of composite structures in Italy[C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California.2009.
- [5] Lanzi L, Bisagni C. Post-buckling experimental tests and numerical analysis on composite stiffened panels[C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 7-10 April 2003, Norfolk, Virginia.
- [6] Zimmermann R, Klein H, Kling A. Buckling and post-buckling of stringer stiffened fibre composite curved panels-Tests and computations[J]. Composite Structures, 2006, 73:150-161.
- [7] Wilckens D, Odermann F, Kling A. Buckling and post-buckling of stiffened CFRP panels under compression and shear -test and numerical analysis[C]//54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, Massachusetts.2013.
- [8] 中国航空研究院.复合材料结构稳定性分析指南[M].北京:航空工业出版社,2002.
China Aviation Academy. The design manual for composite structure stability[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.(in Chinese)
- [9] 飞机设计手册总编委会.飞机设计手册(第9册)[M].北京:航空工业出版社,2002.
Aircraft Design Manual Chief Editor. Aircraft design manual 9th copies[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.(in Chinese)

作者简介

刘洪权(1981—) 男,高级工程师。主要研究方向:复合材料
结构强度设计。

Tel: 029-86832060

E-mail: xiaoliu810609@sina.com

Research on the Compression Test Configuration of Composite Reinforced Panel

LIU Hongquan*, XUE Yingju, DU Zhengxing

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to standardize the compression test methods of composite reinforced panels, parameters like specimens configuration and specimens clamping methods were compared and studied with both test data in domestic and some research results in papers. Suggestions were obtained in terms of number of stringers, design approach and clamping methods of the reinforced end, clamping methods of the lateral skin, location of the strain gauge and ways to determine the skin buckling point which can be used as a design reference for the future.

Key Words: composite; reinforced panel; compression test; test configuration

Received: 2015-07-08; Revised: 2015-09-28; Accepted: 2015-10-22

*Corresponding author. Tel. : 029-86832060 E-mail: xiaoliu810609@sina.com