

复合材料机身框轴向压缩屈曲分析与研究

陆磊* 许家宝 李洁玉

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 通过试验研究了复合材料机身框承受轴向压缩载荷下的失效模式,并与工程理论计算、有限元分析进行对比。试验研究的框构型包含“C”型框和“Z”型框,试验结果显示,复合材料机身框与蒙皮结构在承受沿框方向的轴向压缩载荷时,首先蒙皮发生局部屈曲;随着载荷的增大,框腹板和内缘也发生局部屈曲,最终导致整个框截面的破坏。对蒙皮局部屈曲采用两加载边简支、两侧边固支的层压平板屈曲工程分析方法,分析结果表明,工程理论计算与试验数据吻合良好,并且理论值具有保守性。对于框腹板及框内缘这类薄壁结构,其边界支持作用弱于简支,导致工程理论计算结果不保守。为了获得框腹板与框内缘更准确的局部屈曲结果,必须采用几何非线性有限元建模分析。

关键词: 复合材料;框;局部屈曲;工程理论计算;几何非线性

中图分类号:V214.8

文献标识码:A

OSID:



0 引言

复合材料层合结构因其比强度高、比刚度大和可设计性强等优点,被广泛应用于飞机结构上^[1],比如机身壁板和框等大部分结构。压缩屈曲作为复合材料结构典型的失效模式,需要对复合材料结构的屈曲特性以及后屈曲承载能力进行研究,从而充分发挥复合材料的结构承载效率,提高复合材料结构的承载能力^[2]。同时,这有助于提高飞机复合材料结构设计水平,在保证结构安全的前提下,减轻复合材料结构重量、提高使用效率^[3]。

目前,国内外对复合材料框进行了一系列的探索和研究,主要集中在有限元数值分析方法和工程理论计算结合试验进行对比研究。陈佳等^[4]设计了复合材料 L 型端框(拉伸角片)在底边受拉情况下的试验,研究其破坏部位和失效模式,并与有限元分析进行对比,同时还给出了结构的补强方案。杨雷等^[5]通过有限元仿真和试验的方法发现,复合材料端框在拉伸破坏过程中,对端框采用不同的强度理论进行的分析,分析值与试验值差异较大,因此在

复合材料框结构强度分析时,要选择合适的强度理论。李维娜^[6]通过试验的方法得出,在弯曲试验过程中复合材料框的主要破坏形式是受压框外缘的分层并扩展,导致框断裂、丧失承载能力。刘佳^[7]建立了一套民用飞机复合材料球面框全尺寸级试验的适航验证试验方法,该方法通过引入 BVID 损伤,验证存在使用缺陷情况下,复合材料球面框仍具有承受限制载荷的能力,同时考虑环境因素对复合材料疲劳性能的影响,该方法为民用飞机复合材料结构适航验证提供了一种思路。郝一鸣^[8]通过有限元分析软件 Patran/Nastran 对复合材料后压力框屈曲稳定性研究发现,结构的开孔、加强筋的排布和球皮厚度对后压力框的稳定性有较大影响。詹蓓^[9]通过采用变密度的方法,建立一套数学模型优化了复合材料框的结构设计。韩小勇^[10]等通过试验的方法研究了单向带预浸料的 Z 型框,测量出框缘与腹板之间的回弹、半径方向的变形以及整体变形情况,对隔框成型工装进行了型面补偿,验证了工装型面补偿的有效性。耿小亮^[11]等通过试验和有限元仿真的方法研究了机身后压力框开孔不同增强方式对

* 通信作者。E-mail: lulei1@comac.cc

引用格式: 陆磊,许家宝,李洁玉. 复合材料机身框轴向压缩屈曲分析与研究[J]. 民用飞机设计与研究,2021(1):69-75.
LU L, XU J B, LI J Y. Analysis and research of composite fuselage frame buckle under axial compression[J]. Civil Aircraft Design and Research,2021(1):69-75(in Chinese).

结构的影响,分析了两种增强方式(插层补强和圆形铝板补强)均能有效的对开孔进行增强,有限元仿真和试验结果吻合较好。郝新超^[12]通过试验研究了复合材料框的承弯能力,复合材料框采用热压罐成型技术和 RTM 成型技术,通过弯曲试验发现前者比后者有较好的抗弯能力。钟安彪^[13]等采用双轴拉伸试验研究了复合材料后压力框,测试分析了试件中心位置含有不同尺寸加强筋时对刚度和强度的影响,试验与模拟结果表明,在双轴拉伸载荷作用下,帽型加强筋明显提高了试件刚度和强度,有限元模拟与试验结果吻合良好。

本文通过试验及有限元分析,研究了民用飞机机身两种常见构型复合材料框在承受轴向压缩载荷下破坏部位及破坏模式,并与理论计算进行对比,该研究对工程应用具有重要的参考意义和价值。

1 试验介绍

1.1 试验件介绍

复合材料机身主要由浮框和蒙皮共同承受沿框方向的轴向载荷,蒙皮和浮框的载荷传递靠剪切角片来实现。如图 1 和图 2 所示,复合材料机身框轴向压缩试验件包含四根帽型长桁、三个框、三个剪切角片以及蒙皮,桁距为 190 mm,框距为 310 mm,考核段有效宽度为 3 个桁距。如图 3 所示,框的构型为“C”型和“Z”型,试验件数各 3 件。框、蒙皮和长桁材料选用 M21C/IMA,材料规范 CMS-CP-309,单层厚度为 0.187 mm。材料和铺层相关信息如表 1 和表 2 所示。



图 1 复合材料机身框轴向压缩试验件

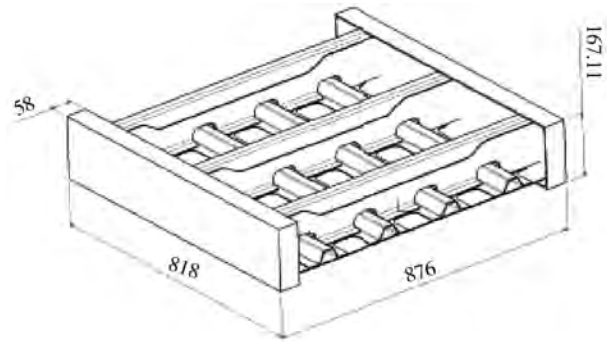


图 2 复合材料机身框轴向压缩试验件尺寸

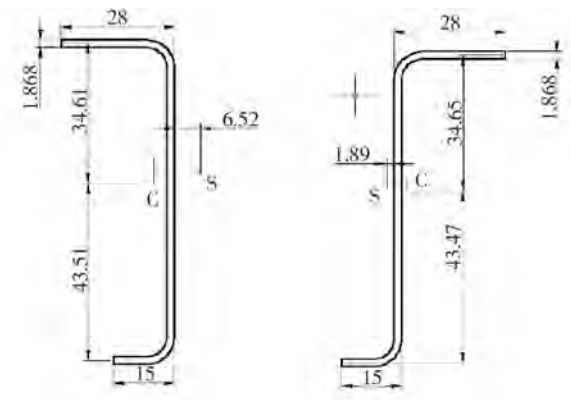


图 3 “C”型框和“Z”型框

表 1 材料属性

材料	E_{11} /MPa	E_{22} /MPa	E_{33} /MPa	G12 /MPa	μ_{12}
M21E/IMA	154 000	8 500	4 200	0.35	0.35

表 2 试验件铺层信息

分类	铺层	铺层数
蒙皮	[45/-45/-45/90/45/0/0/45/90/-45/-45/45]	12
长桁	[45/0/0/-45/90/-45/0/0/45]	9
角片	[45/-45/0/90/-45/45/0/0/45/-45/90/0/-45/45]	14
框	[45/-45/0/90/45/-45/90/0/-45/45]	10

1.2 试验支持及加载

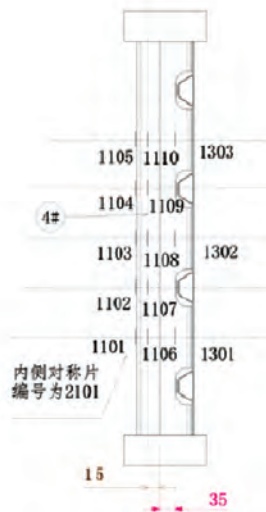
复合材料机身框轴向压缩试验在 2 000 kN 压缩试验机(ZWICK Z2000E)上进行,试验件放置在试验机平台上,由试验机下平台施加压缩载荷,上平台球铰固定支持,如图 4 所示。在低载荷下进行多次调试,当蒙皮与框内缘背对背应变数据误差在 10% 以内,则认为试验件承受纯压载荷。

1.3 试验测量

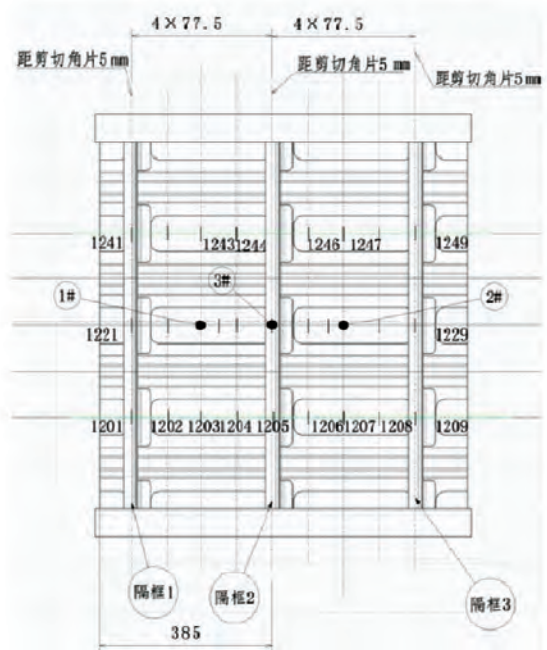
在框内缘、框腹板、剪切角片、蒙皮正反面贴上应变片以测量对应位置的应变,如图 5 和图 6 所示。



图 4 试验件支持和加载方式图



(a)侧视图 (隔板1)



(b)正视图

图 5 试验件贴片正面及侧面视图

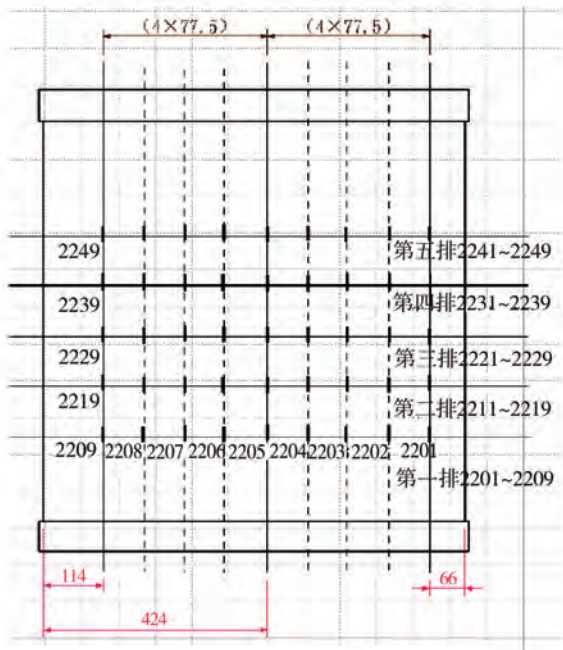


图 6 试验件贴片反面视图

蒙皮屈曲后,其背对背应变的平均值已不再增加,表明蒙皮屈曲后无法承受更多的载荷。

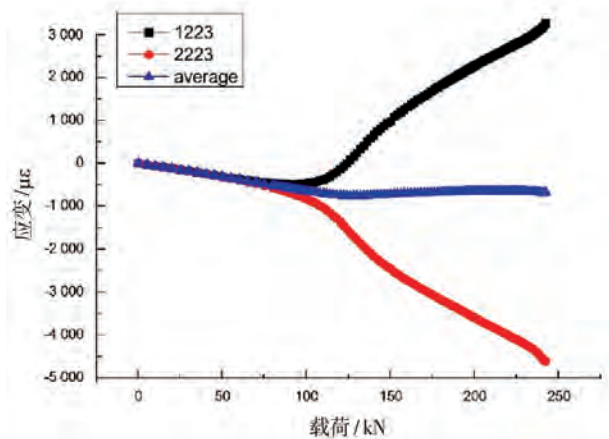


图 7 蒙皮背对背应变随载荷的变化

随着载荷的增加,考核段中间框腹板及框内缘发生局部屈曲,最终导致屈曲部位的框截面失去承载能力,破坏部位如图 8 所示。

框腹板与框内缘载荷应变曲线如图 9 和图 10 所示。根据框腹板背对背应变的平均值判断出屈曲载荷为 232 kN,屈曲应变为 -2 034 me;根据框内缘背对背应变的平均值判断出屈曲载荷为 234 kN,屈曲应变为 -1 959 me。

2 试验结果及分析

复合材料机身框轴向压缩试验过程中,蒙皮首先发生屈曲,如图 7 所示;根据蒙皮背对背应变的平均值判断出屈曲载荷为 120 kN,屈曲应变为 -739 me。



图 8 试验破坏部位

3 局部屈曲工程计算

3.1 蒙皮受压局部屈曲

蒙皮轴向压缩屈曲载荷计算按正交各向异性矩形层压板理论分析^[14]。四边简支正交各向异性层压平板的轴压屈曲计算,模型如图 11 所示。

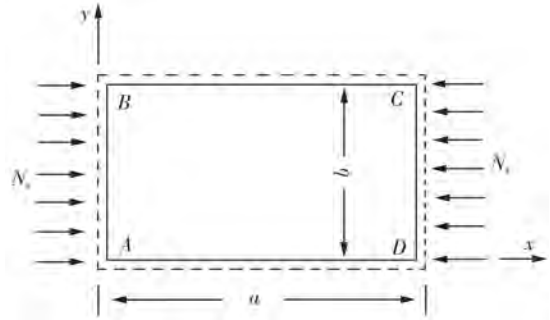


图 11 轴压作用下四边简支矩形平板

四边简支正交各向异性层压平板的轴压屈曲计算为:

$$N_x = \frac{\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[\frac{D_{11}}{D_{22}} \left(\frac{b}{a} \right)^2 m^2 + 2 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} + \left(\frac{a}{b} \right)^2 \frac{1}{m^2} \right] \quad (1)$$

式中, m 为板屈曲半波数(正整数),计算相应的一组 N_x ,其最小值就是板的屈曲载荷 N_{xcr} ^[15]。

支持条件为四边固支的正交各向异性矩形层压平板,其屈曲载荷计算^[14]公式为:

$$N_{xcr} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2} \left[K - 2.46 \left(1 - \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \right) \right] \quad (2)$$

两加载边简支、两侧边固支的正交各向异性矩形层压平板的屈曲载荷计算公式为:

$$N_{xcr} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2} \left[K - 2.40 \left(1 - \frac{D_{12} + 2D_{66}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} \right) \right] \quad (3)$$

式中, K 按图 12 中曲线查取, $\lambda = (a/b) (D_{22}/D_{11})^{1/4}$ 。

表 3 给出了蒙皮屈曲理论计算参数,表 4 为蒙皮屈曲试验值与工程计算的对比。结果显示,蒙皮屈曲试验值是介于四边简支和四边固支的支持状态。考虑到复合材料机身蒙皮承受沿框方向的轴向载荷时,加载边由帽型长桁立边支持,两侧由剪切角片通过高锁螺栓连接支持。这种支持状态更接近于两加载边简支、两侧边固支的支持状态。试验数据表明,采用两加载边简支、两侧边固支的正交各向异

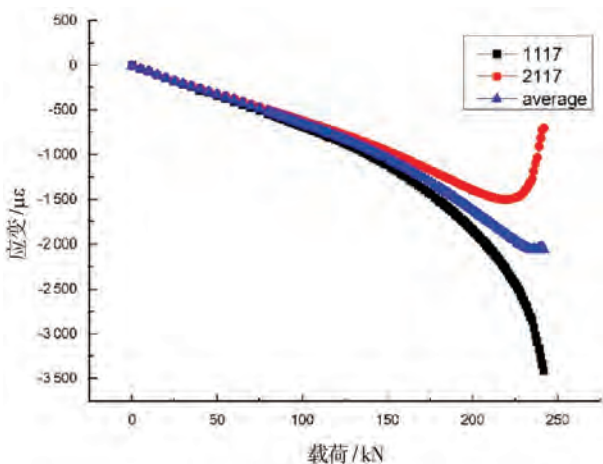


图 9 框腹板背对背应变随载荷的变化

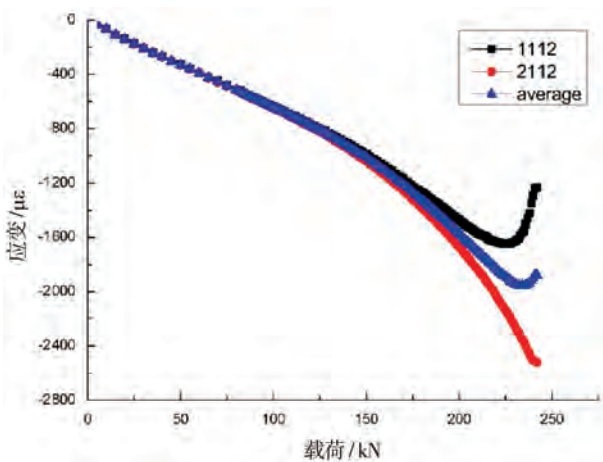


图 10 框内缘背对背应变随载荷的变化

性矩形层压平板的屈曲载荷计算公式更接近试验数据,且计算值保守。

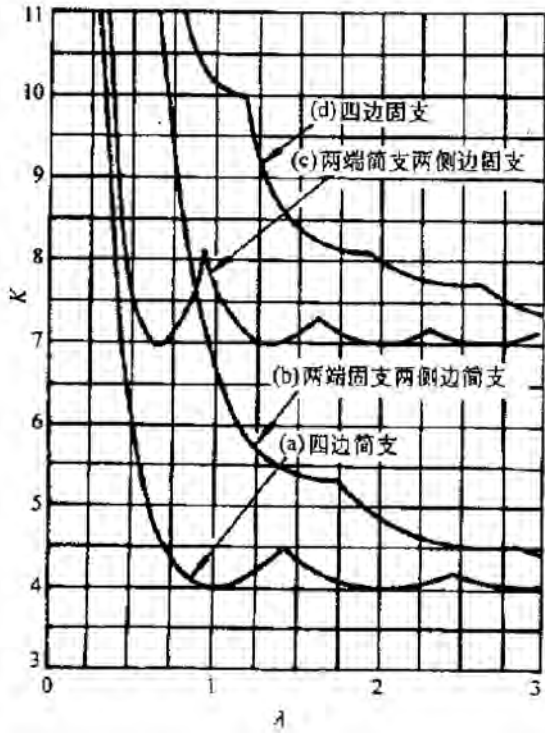


图 12 正交各向异性矩形平板的轴压 $K-\lambda$ 曲线

表 3 蒙皮屈曲理论计算参数

D_{11} /MPa	D_{12} /MPa	D_{22} /MPa	D_{66} /MPa	E_{xx} /MPa	E_{yy} /MPa	a /mm	b /mm
39 895	31 620	50 919	32 754	44 824	44 824	124.6	262.0

表 4 蒙皮屈曲理论计算参数

序号	框类型	试验值 /me	四边简支 /me	四边固支 /me	两加载边简支、 两侧边固支 /me
1	C 型	-739	-546	-1 022	-662
2	C 型	-769	-546	-1 022	-662
3	C 型	-715	-546	-1 022	-662
4	Z 型	-741	-546	-1 022	-662
5	Z 型	-737	-546	-1 022	-662
6	Z 型	-746	-546	-1 022	-662

3.2 框腹板受压局部屈曲

对于机身框腹板,可认为是两长边简支的矩形长板,其局部屈曲载荷计算公式如下^[16]:

$$N_{scr} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2} [\sqrt{D_{11} D_{22}} + D_{12} + 2D_{66}] \quad (4)$$

表 5 给出了框屈曲理论计算参数,表 6 给出了框腹板局部屈曲试验值与工程计算的对比。结果表明,理论计算值并不保守。其原因在于上述分析方法假设长板的两侧支持为简支边界条件,但是对于实际浮框结构,其两侧仅靠框缘条支撑,弱于简支边界。

表 5 框腹板屈曲理论计算参数

D_{11} /MPa	D_{12} /MPa	D_{22} /MPa	D_{66} /MPa	E_{xx} /MPa	E_{yy} /MPa	t /mm
32 072	16 179	24 722	16 835	49 379	49 379	1.87

表 6 框腹板局部屈曲试验值与理论计算值对比

序号	框类型	试验值/me	理论计算值/me
1	C 型	-2 034	-2 732
2	C 型	-2 192	-2 732
3	C 型	-2 199	-2 732
4	Z 型	-2 063	-2 732
5	Z 型	-2 229	-2 732
6	Z 型	-2 128	-2 732

采用 Abaqus 软件进行几何非线性分析,C 型框和 Z 型框试验件的位移云图以及框腹板失稳部位的载荷应变曲线如图 13~图 16 所示。位移结果显示,两种构型的框腹板均出现了局部屈曲现象。根据框腹板载荷应变曲线判断,C 型框腹板的局部屈曲应变为 -2 092 me,C 型框腹板的局部屈曲应变为 -1 949 me,有限元分析的屈曲应变均低于理论计算值。

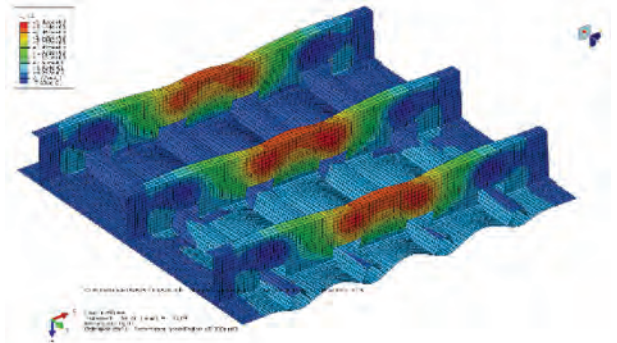


图 13 C 型框试验件位移云图

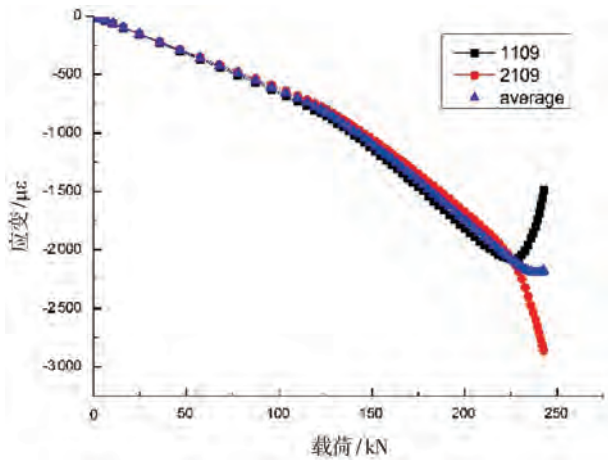


图 14 C 型框腹板背对背应变随载荷的变化

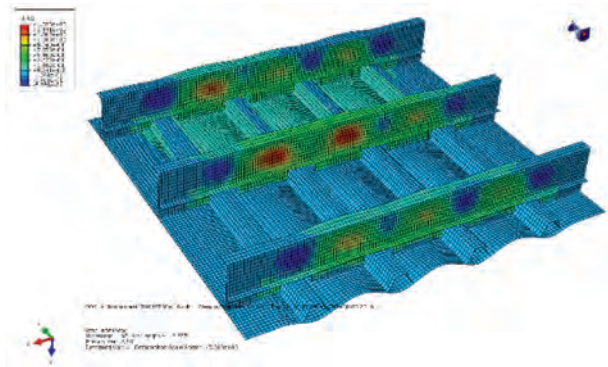


图 15 Z 型框试验件位移云图

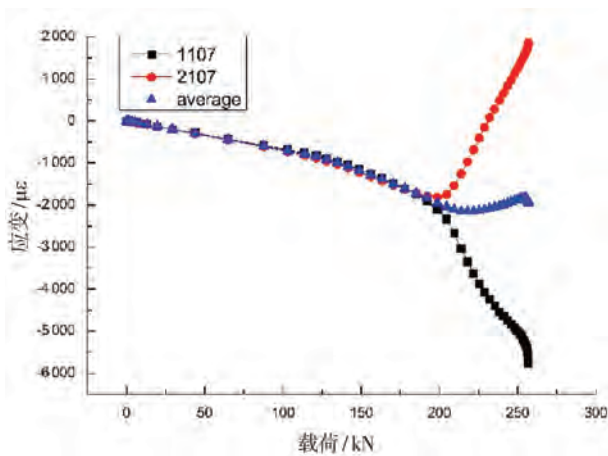


图 16 Z 型框框腹板背对背应变随载荷的变化

综上,对于机身框腹板既宽又薄的结构形式,采用上述公式进行局部屈曲分析是不保守的,必须进行细化有限元建模分析,才能获得更准确的局部屈曲结果。

3.3 框内缘受压局部屈曲

对于机身框内缘的压缩屈曲计算,可认为框内缘是一边自由、一边简支的矩形长板,按下式计算^[16]局部屈曲载荷:

$$N_{xcr} = \frac{12D_{66}}{b^2} + \frac{\pi^2 D_{11}}{L^2} \quad (5)$$

式中, b 为缘条的宽度, L 为缘条的长度。

表 7 给出了框内缘局部屈曲试验值与工程计算的对比,结果表明,理论计算值并不保守。其原因在于上述分析方法假设长板的一长边自由、另一长边简支,但试验过程中框腹板发生局部屈曲,此时框腹板对框内缘的支持作用已弱于简支,导致理论计算不保守。

表 7 框内缘局部屈曲试验值与理论计算值对比

序号	框类型	试验值/me	理论计算值/me
1	C 型	-1 962	-2 989
2	C 型	-1 889	-2 989
3	C 型	-1 857	-2 989
4	Z 型	-2396	-2 989
5	Z 型	-1 987	-2 989
6	Z 型	-1 999	-2 989

4 结论

1) 复合材料机身承受沿框方向的轴向压缩载荷下,蒙皮首先发生局部屈曲。考虑蒙皮加载边由帽型长桁立边支持,两侧由剪切角片通过高锁螺栓连接支持,这种支持状态更接近于两加载边简支、两侧边固支的支持状态。试验数据表明,采用两加载边简支、两侧边固支的正交各向异性矩形层压平板的屈曲载荷计算公式更接近试验数据,且计算值保守。

2) 随着载荷的增加,考核段中间框腹板发生局部屈曲。相对于试验值,框腹板局部屈曲理论计算值并不保守。其原因在于,理论计算假设长板的两侧支持为简支边界条件,但是对于实际浮框结构,其两侧仅靠框缘条支撑,弱于简支边界。为了获得更准确的局部屈曲结果,必须细化有限元建模分析。

3) 框腹板发生局部屈曲后,框内缘也同时发生局部屈曲。由于框腹板屈曲,导致腹板对框内缘的支持作用已弱于简支,造成导致理论计算值相对于试验值不保守。

参考文献:

- [1] 童晓琳. 复合材料层合板的非线性后屈曲分析[J]. 北京航空航天大学学报, 1994, 20(2):174-178.
- [2] 孙中雷, 张国凡, 李军鹏. 轴压载荷下复合材料加筋板后屈曲承载能力研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(3):63-66.
- [3] 张国凡, 孙侠生, 孙中雷. 复合材料加筋壁板剪切破坏试验与后屈曲分析[J]. 机械科学与技术, 2016, 35(8):1280-1285.
- [4] 陈佳, 郑权, 王志瑾, 等. 复合材料L型端框的失效行为[J]. 复合材料学报, 2017, 34(8):1772-1779.
- [5] 杨雷, 燕瑛, 闫伟, 等. 复合材料端框渐进损伤分析方法与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7):931-935.
- [6] 李维娜. 复合材料机身框的力学性能[J]. 中国科技信息, 2016(11):52-53.
- [7] 刘佳. 复合材料球面框的全尺寸适航验证试验方法[J]. 飞机设计, 2014, 34(6):48-52.
- [8] 郝一鸣. 复合材料后压力框整体结构设计及其稳定性分析研究[D]. 上海交通大学, 2011.
- [9] 詹蓓. 民用无人机复合材料承力主框结构优化设计[J]. 科技创新导报, 2018, 15(2):16-17.
- [10] 韩小勇, 苏佳智, 王霖, 等. 复合材料机身Z型隔框变形控制研究[J]. 复合材料科学与工程, 2020(1):87-91.
- [11] 王犇, 耿小亮, 钟安彪, 等. 复合材料后压力框开口增强方式的比较研究[J]. 工程力学, 2014, 31(12):241-248.
- [12] 郝新超. 复合材料框承弯能力对比试验[J]. 科技信息, 2013(18):449-450.
- [13] 钟安彪, 岳珠峰, 耿小亮, 等. 复合材料后压力框加筋元件双轴拉伸试验与模拟[J]. 实验力学, 2014, 29(2):155-162.
- [14] 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, 2001.
- [15] 李真, 王俊, 邓凡臣, 等. 复合材料机身壁板的强度分析与试验验证[J]. 航空学报, 2020, 41(9):123-135.
- [16] 张绪, 冯瑞, 张晔, 等. 民机复合材料帽型长桁压缩承载力分析与试验[J]. 材料导报, 2019, 33(增2):215-221.

作者简介

陆磊 男, 硕士, 结构强度工程师。主要研究方向:民用飞机结构力学。E-mail: lulei1@comac.cc

许家宝 男, 硕士, 结构强度助理工程师。主要研究方向:民用飞机结构力学。E-mail: 1451856750@qq.com

李洁玉 女, 硕士, 结构强度工程师。主要研究方向:民用飞机复合材料力学。E-mail: lijieyu@comac.cc

Analysis and research of composite fuselage frame buckle under axial compression

LU Lei * XU Jiabao LI Jieyu

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The failure modes of the composite fuselage frame under axial compression are studied through experiments, and compared with the engineering theoretical calculation and finite element analysis. The frame configurations of experimental study includes "C" frame and "Z" frame. The test results show that when the composite fuselage frame and skin structure bear the axial compression load along the direction of frame, the skin occurs local buckling first. With the increase of the load, the web and inner edge of the frame also occur local buckling, which eventually leads to the failure of the entire frame section. For local buckling of skin, the buckling engineering method of laminated plates with two loading sides simplified-supported and the others clamped-supported is used to analyze the local buckling of skin. The analysis results show that the engineering theoretical calculation is in good agreement with the experimental data, and theoretical calculation values are conservative. For thin-walled structures such as frame webs and frame inner edges, the boundary support is weaker than the simple support, which results in unconservative engineering theoretical calculation. In order to obtain more accurate local buckling results of web and inner edge of frame, geometric nonlinear finite element modeling analysis is necessary.

Keywords: composite material; frame; local buckling; engineering calculation method; geometric nonlinearity

* Corresponding author. E-mail: lulei1@comac.cc