

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.01.010

## 中心开孔加筋壁板压缩性能研究

杨博晗, 吴富强, 龚凡珂, 王斌

(南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

**摘要:** 为了研究飞机结构中不同开孔尺寸加筋壁板在压缩载荷下的屈曲行为和后屈曲行为, 本文设计了相应的试验方法和试验夹具, 完成了壁板压缩试验。得到了不同开孔尺寸加筋壁板的屈曲/破坏载荷、失稳过程及破坏模式。结果表明: 加筋壁板的屈曲模式是筋条间蒙皮和筋条外蒙皮发生相反的变形, 且屈曲模式随载荷的增加发生多次跳变; 加筋壁板的压缩破坏模式是在屈曲变形的基础上筋条伴有明显的变形。针对不同开孔尺寸的加筋壁板进行压缩加载有限元仿真, 得到的屈曲与破坏模式和试验的吻合, 屈曲/破坏载荷与试验结果的误差在 4% 以内, 验证了有限元模型的有效性。随着开孔尺寸的增加, 加筋壁板的屈服载荷先缓慢减小后快速增大; 壁板的破坏载荷逐渐减小, 最终结构失去后屈曲承载能力。

**关键词:** 加筋壁板; 压缩试验; 屈曲; 后屈曲; 有限元法

中图分类号: V215

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)01-0096-07

### Study on Compression Behavior of Stiffened Panel with Central Opening

YANG Bohan, WU Fuqiang, GONG Fanke, WANG Bin

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to study the buckling behavior and post-buckling behavior of stiffened panels with different opening sizes in aircraft structures under compression load, the corresponding test method and test fixture are designed and the compression test of the panels is completed. The buckling/failure loads, instability processes and failure modes of stiffened panels with different opening sizes are obtained. The results show that the buckling mode of the stiffened panel is the opposite deformation of the interbar skin and the outer skin, and the buckling mode changes several times with the increase of load. The compressive failure mode of stiffened panel is based on the buckling deformation with obvious deformation. The finite element simulation for stiffened panels with different opening sizes is carried out. The buckling and failure modes obtained are consistent with the experimental results. The error of buckling/failure load and test results is less than 4%, which verifies the validity of the finite element model. The simulation results show that with the increase of the opening size, the yield load of the stiffened panel decreases slowly at first and then increases rapidly, the failure load of the panel decreases gradually, and finally the structure loses the post-buckling bearing capacity.

**Key words:** stiffened panel; compression test; buckling; post-buckling; finite element method

加筋壁板结构能够在较小的质量下保持良好的刚度和强度, 力学性能突出, 因此在航空领域中被广泛使用。随着结构设计的复杂化, 飞行器机身

和机翼蒙皮上设有许多开孔用于安装设备或检修内部结构。因此, 为保证设有开孔的加筋壁板符合结构压缩性能要求, 需要研究开孔加筋壁板的屈曲

**基金项目:** 国家自然科学基金(52075244); 江苏省高校优势学科建设工程。

**收稿日期:** 2023-06-12; **修订日期:** 2023-10-31

**通信作者:** 吴富强, 男, 博士, 副教授, E-mail: stonewu@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 杨博晗, 吴富强, 龚凡珂, 等. 中心开孔加筋壁板压缩性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(1): 96-102. YANG Bohan, WU Fuqiang, GONG Fanke, et al. Study on compression behavior of stiffened panel with central opening[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(1): 96-102.

行为,以及发生屈曲后的后屈曲行为特性。

国内外许多学者对加筋壁板的压缩问题进行了很多研究。文献[1]研究了钛合金加筋板在剪切载荷下屈曲行为和破坏模式,并通过有限元模型分析了筋条厚度和高度对屈曲载荷和破坏载荷的影响。文献[2]研究了加筋壁板几何构型下的屈服载荷和屈曲模态的差异,最终确定了最优几何外形,屈曲载荷得到了提高。文献[3]研究了局部屈曲强度随纵向加筋肋旋转约束刚度的变化,并提出了平板和曲板均适用的设计方法。文献[4]研究了系列用于客机机身并承受压缩载荷的加筋弯曲壁板,对这些加筋壁板的各种损伤模式进行了详细探讨,结果表明最大后屈曲载荷与筋条截面面积之间存在线性关系。文献[5]进行了一组有限元仿真,分析了整体加筋板在轴向压缩下的力学行为,证明初始模型中的几何缺陷对极限载荷影响很大。文献[6]通过试验和数值分析研究了 L 形筋条采用 MLG 焊接方法的加筋壁板的屈曲与破坏特性。文献[7]研究了舰载机机身加筋壁板的屈曲疲劳性能,通过试验、理论计算和数值模拟为机身壁板轻量化设计提供技术服务。文献[8]研究了不同形式和制造工艺的筋条在轴向载荷下的屈曲载荷和后屈曲特性,表明 T 形加筋壁板的屈曲载荷和破坏载荷最大,焊接加筋板后屈曲承载能力最大。文献[9]研究了在剪切载荷下加筋壁板的屈曲和后屈曲行为,有限元仿真与试验结果一致,破坏模式吻合。

随着复合材料性能的提高,诸多学者对复合材料的加筋壁板结构进行了许多研究<sup>[10-14]</sup>。但相比于复合材料,铝锂合金在抗冲击、塑性和可修复性等方面具有明显优势<sup>[15]</sup>。目前,对铝锂合金的研究大多集中于基础力学性能<sup>[16-19]</sup>及成形技术方面<sup>[20-23]</sup>。本文对 3 种不同开孔尺寸的铝锂合金加筋壁板进行了压缩试验,研究了试验件的屈曲失稳、后屈曲过程和屈曲与破坏模式。分析比较了不同开孔尺寸对屈曲载荷和破坏载荷的影响。利用有限元进行了仿真分析,仿真结果与试验结果一致,验证了模型的有效性。并采用数值分析方法,进一步研究了开孔尺寸对壁板的屈曲/破坏模式和屈曲/破坏载荷和的影响。

## 1 试验方法

选取机翼/机身蒙皮典型开孔部位的结构作为加筋壁板压缩试验件,采用 3 种不同开孔尺寸的铝锂合金加筋壁板进行轴向压缩试验,分析开孔尺寸对加筋壁板压缩性能的影响。

试件外形尺寸为 200 mm×200 mm×

21.5 mm,壁板厚度为  $t=1.5$  mm,壁板中间设有开孔,开孔尺寸分别为  $\Phi 0$ 、 $\Phi 30$ 、 $\Phi 70$ 。筋条尺寸:高为 20 mm,厚为 3 mm,长为 200 mm,如图 1 所示。试验件材料为 2050 铝锂合金,其材料参数如表 1 所示。

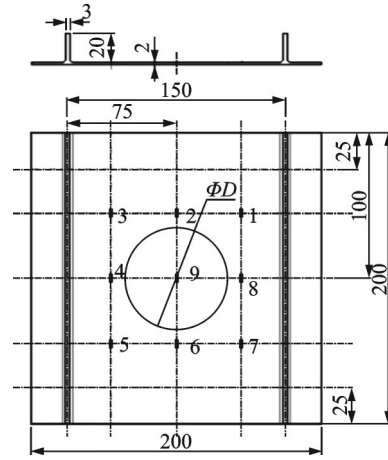


图 1 铝锂合金加筋壁板试验件(单位:mm)

Fig.1 Test piece of aluminum lithium alloy stiffened wall panel (unit:mm)

表 1 2050 铝锂合金材料参数

Table 1 Material parameters of 2050 aluminum lithium alloy

类型	弹性模量 $E/\text{GPa}$	泊松比 $\mu$	屈服强度 $\sigma_s/\text{MPa}$	破坏强度 $\sigma_b/\text{MPa}$	延展率 $\delta/\%$
数值	76.835	0.33	508	553	13.81

试验在 MTS 370.25 型电磁液压伺服试验机上进行,实验范围加载精度为 1%。试验过程中固定加载速率为 2.00 mm/min,载荷-位移曲线由试验机自动记录保存。

试验夹具由多个零件构成,通过螺栓装配限制试验件在垂直加载方向的水平面内移动,保证试验件轴向方向与试验机加载方向一致,试验件安装如图 2 所示。

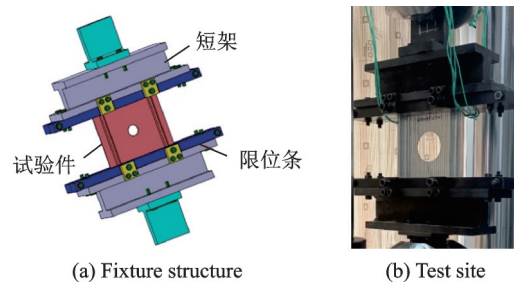


图 2 夹具与试验安装

Fig.2 Fixture and test installation

在试验件有筋条一面贴有应变片,对应位置如图 1 所示,编号为  $i(i=1\sim 9)$ ,通过应变测量仪检测并记录应变数据,采集频率为 5 Hz,应变测量范围

为 $0\sim\pm 20\,000\mu\epsilon$ ;分辨率为 $\pm 1\mu\epsilon$ 。

通过数字散斑(Digital image correlation, DIC)设备检测和记录试验件的形变以及屈曲模式的跳变。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 屈曲模式与屈曲载荷

通过DIC检测记录了加筋开孔壁板加载过程中达到屈曲载荷时的屈曲模式形变,如图3所示,右侧光柱 $U$ 表示形变位移。当结构产生局部失稳时,可观察到蒙皮法向发生变形,其中蒙皮中央或孔边周围形变最大。

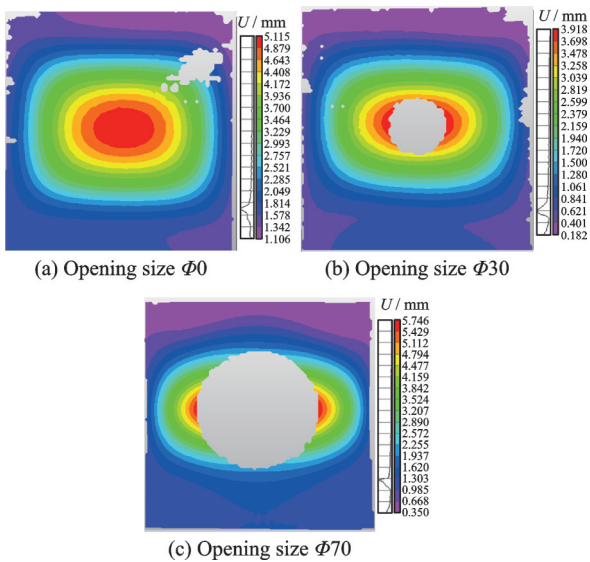


图3 DIC记录的3种试验件屈曲形变

Fig.3 Buckling deformation of three types of specimen recorded by DIC

根据载荷-应变曲线(图4),屈曲前应变随载荷增加而增大(绝对值),当结构进入失稳时,法向变

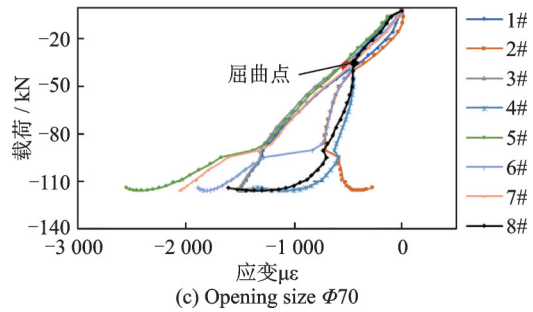
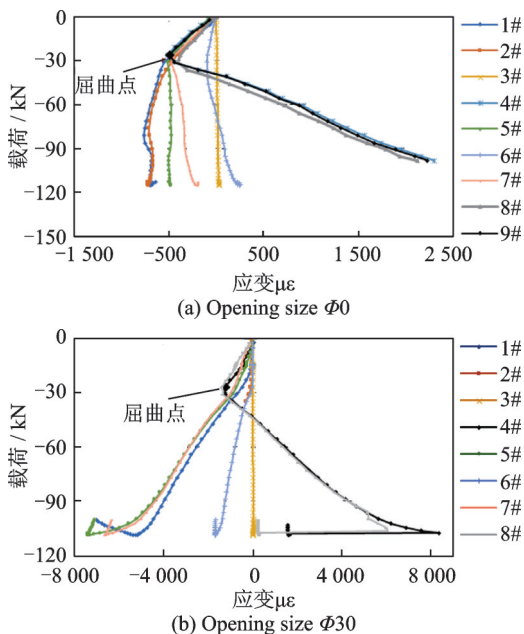


图4 3种试验件的载荷-应变曲线

Fig.4 Load-strain curves of three types of test pieces

形所引起的附加弯曲会导致孔边或中央处蒙皮表面的应变数据(如4#、8#、9#应变片)发生突变,此时加筋壁板所受到的压缩载荷即为其屈曲载荷。3种试验件的应变值率先发生突变的分别是9#、4#和8#应变片,对应加筋壁板的屈曲载荷为29.80、27.85和33.47 kN。

载荷的增加也会影响加筋壁板屈曲模式的变化,当 $\Phi 0$ 、 $\Phi 30$ 和 $\Phi 70$ 试验件所加载荷达到42、44和40 kN时,屈曲模式发生了跳变,如图5所示。

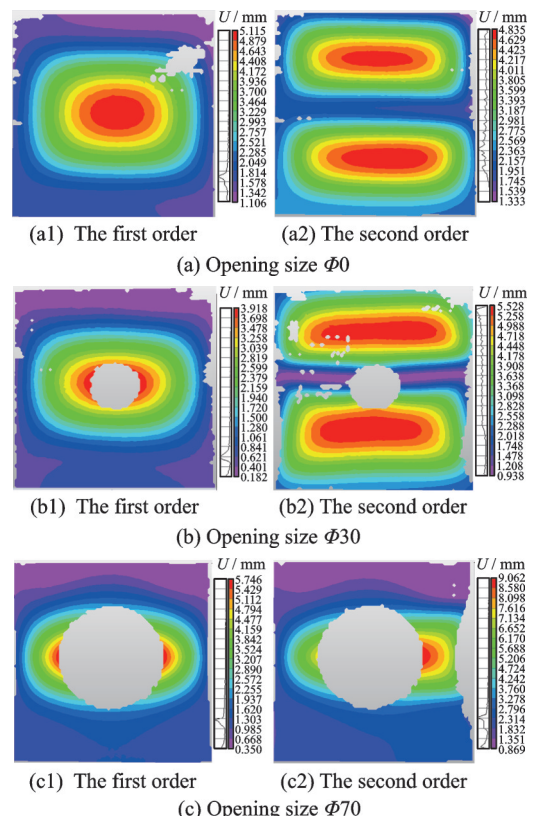


图5 屈曲模式发生跳变

Fig.5 Jumping of buckling mode

### 2.2 破坏模式与破坏载荷

在压缩试验加载过程中实时采集载荷和位移数据,从加载开始至结构失效,绘制了3种试验件的载荷-位移数据,如图6所示。图中标出了屈曲点(通过载荷-应变曲线所确定)。由于试验件发生



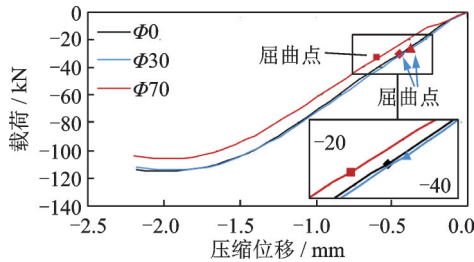


图 6 3 种试验件的载荷-位移曲线

Fig.6 Load-displacement curves of three types of test pieces

局部屈曲时,载荷-位移曲线并没有明显变化,因此不能仅以载荷-位移曲线确定加筋壁板的屈曲点。

加筋壁板受压缩载荷作用,当试验件出现局部失稳时,载荷达到屈服载荷。继续加载至结构出现塑性破坏变形时,载荷达到极限载荷。在此过程中加筋壁板达到屈曲载荷后仍能继续承载,表明结构具有明显的后屈曲承载能力。

试件破坏模式如图 7 所示,试验结果表明:(1) 3 种试验件的破坏形式相同,都是筋条间蒙皮褶皱变形,筋条产生不可逆的扭转变形;(2)加筋壁板发生局部屈曲后,仍有较大承载能力,直至结构整体压缩破坏。

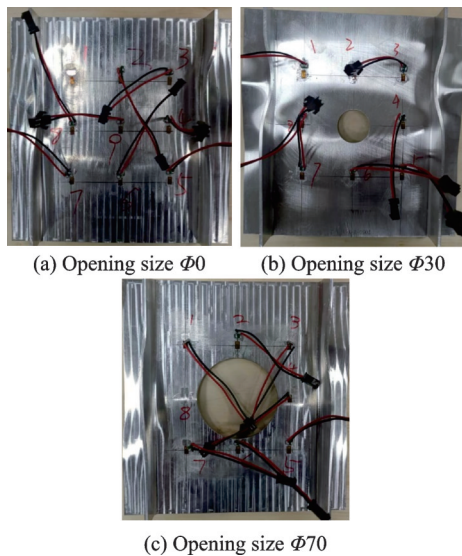


图 7 3 种试验件的破坏形式

Fig.7 Failure modes of three test pieces

结合载荷-位移试验数据,将载荷最大值作为破坏载荷,得到中心开孔  $\Phi 0$ 、 $\Phi 30$  和  $\Phi 70$  试验件的最终破坏载荷分别为 120、119 和 108 kN。随开孔直径的增加,试验件的破坏载荷不断减小。

### 3 有限元仿真与分析

#### 3.1 有限元模型

根据图 1 所示加筋壁板尺寸,采用 Abaqus 软件,分别对中心开孔  $\Phi 0$ 、 $\Phi 30$  和  $\Phi 70$  的 3 种试验件

建立了壳单元模型。蒙皮和筋条均选用 S4R 网格单元,尺寸定为 1 mm,并对筋条与壁板交接处以及孔边进行了加密处理。边界条件约束定义为:底端  $a$  区域完全固定,顶端  $b$  区域仅受载方向( $U_z$ 方向)不限制,如图 8 所示。

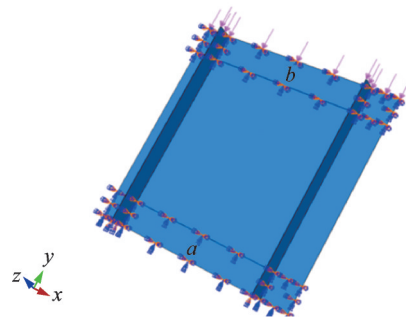


图 8 有限元分析边界条件

Fig.8 Boundary conditions for finite element analysis

由于铝锂合金各向异性不明显,因此仿真时设置为各向同性材料属性。铝锂合金的工程名义应力和名义应变表征材料性能,如表 1 所示。为提高 Abaqus 仿真结果的精度,引入真实应力  $\sigma_t$  和真实应变,可由公式<sup>[24]</sup>转化表示,  $\sigma_e$  为工程应力,  $\epsilon_e$  工程应变,如表 2 所示,定义为线性硬化塑性材料。

表 2 2050 铝锂合金的强度

Table 2 Strengths of 2050 aluminum lithium alloy MPa

类型	名义应力	真实应力
屈服强度	508	508.0
破坏强度	520	592.8

采用 Mises 屈服面来定义材料屈服现象,对模型分别进行屈曲分析和静力分析,有

$$\sigma_t = \sigma_e(1 + \epsilon_e) \quad (1)$$

#### 3.2 分析结果

对有限元模型分别进行特征值屈曲分析和采用 riks 弧长法的非线性屈曲分析,得到结构的屈曲载荷和破坏载荷。

特征值屈曲分析的结果如图 9 所示,  $U3$  表示  $z$  方向面外位移的变化程度,可见 3 种试验件屈曲模式相同,筋条内外蒙皮发生相反的形变:筋条间蒙皮向筋条一侧凸起,筋条外则产生与之相反的凹面,与图 3 的 DIC 检测结果相符。

3 种试验件屈曲模式跳变(图 10),与图 5 DIC 记录结果相符。随载荷逐渐增加筋条内外蒙皮变形逐渐增大,由局部屈曲变为整体屈曲。通过与 DIC 检测结果对比,屈曲模态结果与试验记录结果相吻合。

一般定义将一阶特征因子乘以施加的载荷作为屈曲载荷,得到 3 种试验件的仿真屈曲载荷如表 3 所示。

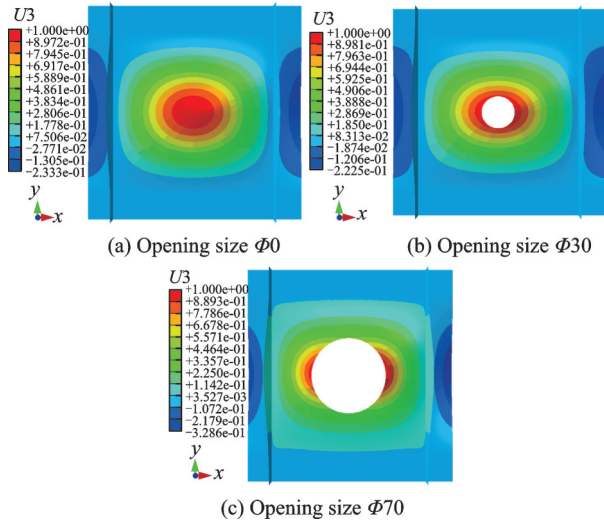


图9 3种试验件屈曲模式

Fig.9 Buckling modes of three types of specimen

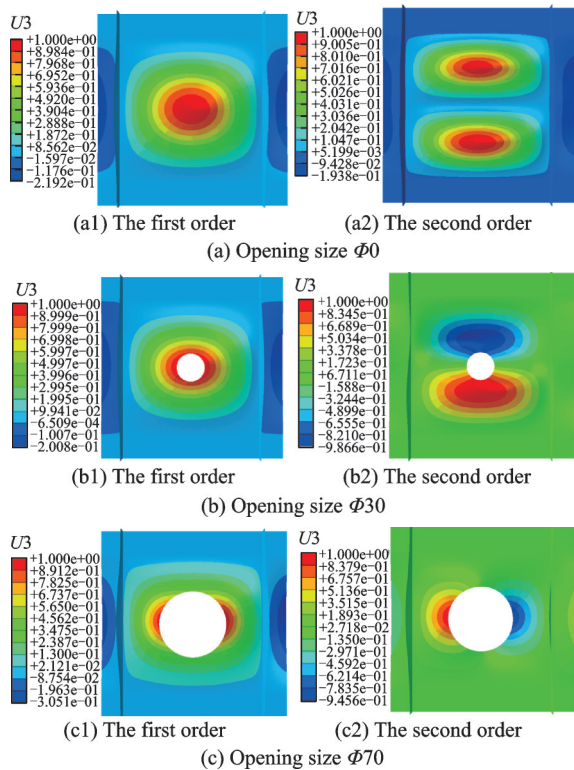


图10 加载过程中加筋壁板屈曲模式跳变

Fig.10 Buckling mode jumping of reinforced wall panels during loading process

表3 数值仿真结果与误差

Table 3 Numerical simulation results and errors

试验件规格	屈曲载荷/kN			破坏载荷/kN		
	仿真	试验	误差/%	仿真	试验	误差/%
Φ0	30.93	29.8	3.79	115.24	114.50	0.65
Φ30	28.47	27.85	2.23	111.25	113.96	2.37
Φ70	34.52	33.42	3.29	110.05	108.24	1.67

对试验件进行非线性屈曲分析时,将特征值分析得到的屈曲模态作为初始几何缺陷引入后屈曲分析模型中。即将一阶屈曲模态的位移场乘以模态比例因子作为几何缺陷,模态比例因子通常取壳

厚度的1%<sup>[25]</sup>。材料属性和边界条件设置与屈曲分析一致。

非线性分析结果如图11所示。由图可见,蒙皮褶皱变形,筋条发生了明显的扭曲变形。

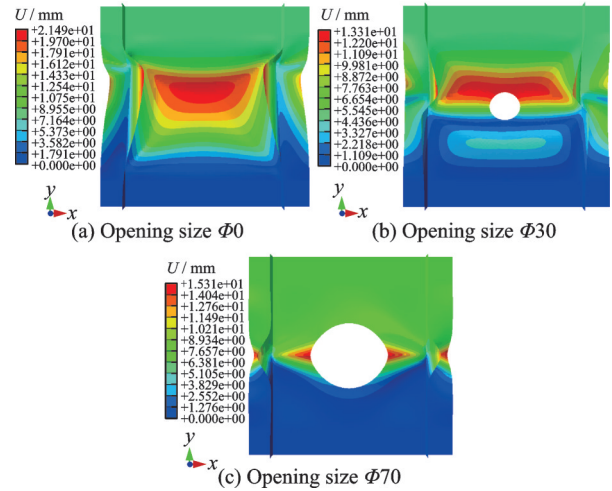


图11 3种试验件破坏位移云图

Fig.11 Failure displacement nephograms of three types of test piece

数值仿真后处理过程中选取图8中加载端b作为输出对象,记录加载过程中的载荷和位移数据,将结构所受最大载荷作为破坏载荷,得到3种试验件的破坏载荷如表3所示。

## 4 结果对比与分析

### 4.1 结果对比

载荷-位移曲线如图12所示,分别包含试验获取的和有限元仿真分析得到的载荷-位移曲线。两种方法得到的曲线变化趋势一致,发生屈曲变形后,结构仍能承载。仿真的载荷-位移曲线、屈曲/破坏模式以及失稳/破坏载荷与试验数据吻合较好,证明了有限元模型的有效性。

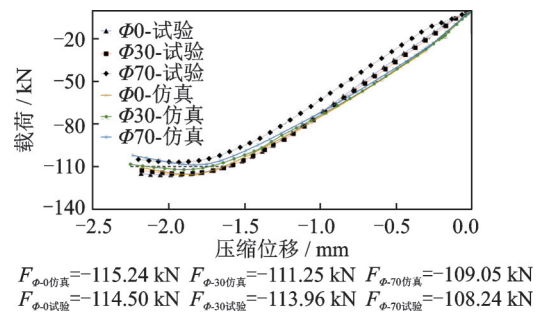


图12 数值分析与试验载荷-位移曲线

Fig.12 Numerical analysis and test load-displacement curves

数值仿真结果如表3所示,加筋壁板仿真屈曲载荷误差在4%以内,破坏载荷在3%以内,证明了有限元模型的有效性。仿真结果与试验结果存在一定差异,原因主要包括实际边界条件比有限元模

型要更加复杂,以及试验件会含有一定的初始缺陷。

#### 4.2 参数化分析

由于有限元模型有效性得到了验证,可以通过有限元仿真得到更多开孔尺寸加筋壁板的数据,减少时间成本和试验件制造成本。以此文中试验件外形尺寸为例,分析中心开孔尺寸对加筋壁板压缩性能的影响。

筋条间最大间距为 150 mm,所以开孔尺寸  $\Phi$  的选取范围为 0~150 mm,以 5 mm 为间隔研究了不同开孔尺寸试验件的屈曲载荷与破坏载荷。开孔尺寸对加筋壁板屈曲载荷和破坏载荷的影响如图 13 所示。将开孔直径与筋条间距比值定义为  $\lambda$ , (1) 当  $\Phi$  在 0~40 mm 之间时,即  $0 < \lambda \leq 0.27$ , 屈曲载荷变化不明显; 当  $\Phi$  在 40~130 mm 之间时,即  $0.27 < \lambda \leq 0.87$ , 即屈曲载荷快速增加; (2) 随着  $\Phi$  不断增大,破坏载荷整体趋势不断减小,当  $\Phi$  大于 70 mm 之后,即  $0.47 < \lambda \leq 1$ , 破坏载荷减小速率加快; (3) 当开孔尺寸大于 135 mm, 即  $0.9 < \lambda \leq 1$ , 接近筋条间距时,屈曲载荷与破坏载荷相近,说明结构发生屈曲后,失去了后屈曲承载能力。

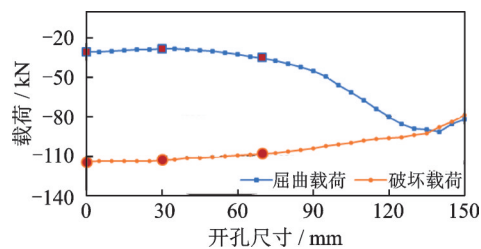


图 13 加筋壁板开孔尺寸对屈曲载荷和破坏载荷的影响

Fig.13 Effect of opening size on buckling load and failure load of stiffened wall panels

加筋壁板中心开孔可以引入额外的自由度,在压缩载荷下,开孔使得蒙皮的剪切变形能够得到有效的释放,从而减少了结构的应力集中和局部屈曲的可能性,故屈曲载荷在 40~130 mm 内随开孔尺寸增大而增加。

通过有限元分析和试验结果可以得出,筋条和蒙皮对加筋壁板的承载能力都有贡献。结合图 13 发现,适当的开孔尺寸可以提高结构的屈曲承载能力;且开孔尺寸在 70 mm 以内对破坏载荷的影响较小。因此可以通过两种方式优化加筋壁板结构: (1) 可以对关键承重结构中的加筋壁板结构进行开孔设计,用于结构的检测和维修以及线路管道的布置,并不会降低结构的承载能力; (2) 当加筋结构作为非主要承载结构时,可以适当增加蒙皮中心开孔尺寸,便能提高开孔加筋壁板结构的屈曲承载能力。

## 5 结 论

本文中采用试验方法和有限元仿真相结合的方法研究了不同开孔尺寸的铝锂合金加筋壁板在压缩载荷作用下的屈曲和后屈曲行为、屈曲载荷和破坏载荷以及破坏失效模式:

(1) 通过设计的试验方法和夹具完成了不同开孔尺寸加筋壁板的静力压缩试验,并获得屈曲/破坏载荷、屈曲/破坏模式、位移和应变等相关数据。该试验方法与夹具也适用于加筋壁板的压缩疲劳试验。

(2) 有限元模型得到的屈曲/破坏模式与试验结果基本吻合,载荷-位移曲线变化趋势相同,屈曲载荷误差在 4% 以内,破坏载荷在 3% 以内。

(3) 加筋壁板屈曲形变发生在蒙皮上,筋条内外蒙皮产生相反的形变状态,屈曲模式随载荷的增加而发生跳变;加筋壁板的后屈曲阶段仍有较强的承载能力;结构破坏是由整体屈曲和结构变形引起的。

(4) 加筋壁板破坏载荷随开孔直径增大而一直减小;屈曲载荷随开孔尺寸增大而增加,但当开孔尺寸接近筋条间距时,屈曲载荷逐渐减小,且与破坏载荷相近。开孔直径大小不会改变加筋壁板的屈曲模式和破坏失效形式。

#### 参考文献:

- [1] SU Y, GUAN Z, WANG X, et al. Buckling and post-buckling behavior of titanium alloy stiffened panels under shear load [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32: 619-626.
- [2] LIMA J, CUNHA M, DOS S E, et al. Constructal design for the ultimate buckling stress improvement of stiffened plates submitted to uniaxial compressive load [J]. Engineering Structures, 2020, 203: 109883.
- [3] MORENO LB, PARK Y, CHOI S, et al. Rotational stiffness requirements of closed-section stiffeners for buckling strength increment of stiffened plates under uniaxial compression [J]. International Journal of Steel Structures, 2019, 19: 1707-1717.
- [4] SUN W M, TONG M B, DONG D K, 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): 334-338.
- [5] PAULO R M F, TEIXEIRA-DIAS F, VALENTE R A F. Numerical simulation of aluminium stiffened panels subjected to axial compression: Sensitivity analyses to initial geometrical imperfections and material properties [J]. Thin-Walled Structures, 2013, 62: 65-74.
- [6] AALBERG A, LANGSETH M, LARSEN P K. Stiffened aluminium panels subjected to axial compression [J]. Thin-Walled Structures, 2001, 39(10): 861-885.
- [7] 张彦军, 朱亮, 杨卫平, 等. 舰载机机身加筋壁板屈



- 曲疲劳试验[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 40-48.  
ZHANG Yanjun, ZHU Liang, YANG Weiping, et al. Buckling fatigue test of fuselage stiffened panel for carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 40-48.
- [8] 王昭惠, 马玉娥. 筋条形式和制造工艺对轴压载荷下钛合金加筋板力学行为模式的影响分析[J]. 机械强度, 2022, 44(1): 148-154.  
WANG Zhaohui, MA Yu'e. Analysis of the influence of stiffener type and manufacturing process on mechanical behavior of titanium alloy stiffened panel under axial compression[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(1): 148-154.
- [9] 彭艺琳, 马玉娥, 赵阳, 等. 铝锂合金加筋壁板剪切屈曲性能[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 408-417.  
PENG Yilin, MA Yu'e, ZHAO Yang, et al. Shear buckling performance of AlLi alloy stiffened panels [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 408-417.
- [10] 张东健, 郑锡涛, 王崇哲, 等. 复合材料加筋壁板屈曲稳定性分析方法研究[C]//2018年全国固体力学学术会议(上).[S.l.]:中国力学学会固体力学专业委员会, 国家自然科学基金委员会数理科学部, 2018.  
ZHANG Dongjian, ZHENG Xitao, WANG Chongzhe, et al. Study on buckling stability analysis method for composite stiffened panels[C]//Proceedings of Excerpts from the 2018 National Academic Conference on Solid Mechanics (Part 1).[S.l.]:The Professional Committee of Solid Mechanics of the Chinese Society of Mechanics, and the Department of Mathematical and Physical Sciences of the National Natural Science Foundation of China, 2018.
- [11] 李乐坤, 李曙林, 常飞, 等. 复合材料加筋壁板压缩屈曲与后屈曲分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 563-568.  
LI Lekun, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Buckling and post-buckling of composite stiffened panel under compression[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 563-568.
- [12] MURPHY A, PRICE M, LYNCH C, et al. The computational post-buckling analysis of fuselage stiffened panels loaded in shear[J]. Thin-Walled Structures, 2005, 43(9): 1455-1474.
- [13] ARBELO MA, DE ALMEIDA, SÉRGIO FRASCIANO M, et al. An experimental and numerical analysis for the post-buckling behavior of composite shear webs [J]. Composite Structures, 2011, 93: 465-473.
- [14] DU S, GAO Y. A modified Levenberg-Marquardt method for nonsmooth equations with finitely many maximum functions[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2008. DOI: 10.1155/2008/942391.
- [15] 徐进军, 江茫, 熊纯. 铝锂合金及其在航空航天领域成形技术的研究进展[J]. 热加工工艺, 2019, 48(24): 11-16.  
XU Jinjun, JIANG Mang, XIONG Chun. Research progress of Al-Li alloys and its forming technology for aeronautic and astronautic industry[J]. Hot Working Technology, 2019, 48(24): 44-16.
- [16] 张显峰, 陆政, 高文理, 等. 2A66 铝锂合金板材各向异性研究[J]. 材料工程, 2017, 45(7): 7-12.  
ZHANG Xianfeng, LU Zheng, GAO Wenli, et al. Anisotropy of 2A66 Al-Li alloy sheet[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(7): 7-12.
- [17] CHONG G A O, YANG L, YU J, et al. Effect of thermo-mechanical treatment process on microstructure and mechanical properties of 2A97 Al-Li alloy[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2014, 24(7): 2196-2202.
- [18] MORRIS W L, BUCK O, MARCUS H L. Fatigue crack initiation and early propagation in Al 2219-T851 [J]. Metallurgical Transactions A, 1976, 7: 1161-1165.
- [19] 金阳, 王少刚, 黄炜, 等. 新型铝锂合金激光焊接数值模拟分析及其试验验证[J]. 热加工工艺, 2019, 43(21): 163-169.  
JIN Yang, WANG Shaogang, HAUNG Wei, et al. Numerical simulation analysis and experimental verification of laser beam welding of new type Al-Li alloy[J]. Hot Working Technology, 2019, 43(21): 163-169.
- [20] LI Y, SHI Z, LIN J, et al. FE simulation of asymmetric creep-ageing behaviour of AA2050 and its application to creep age forming[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2018, 140: 228-240.
- [21] CHU Q, LI W Y, YANG X W, et al. Microstructure and mechanical optimization of probeless friction stir spot welded joint of an Al-Li alloy[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2018, 34(10): 1739-1746.
- [22] 伊琳娜, 张坤, 李国爱, 等. 2A97 铝-锂合金薄板搅拌摩擦焊接接头组织特征及疲劳损伤特性[J]. 轻合金加工技术, 2018, 46(1): 53-60.  
YI Linna, ZHANG Kun, LI Guoai, et al. Microstructure and fatigue crack growth properties of friction stir welded joint in 2A97 Al-Li alloy sheet[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2018, 46(1): 53-60.
- [23] HAFLEY R A, DOMACK M S, HALES S J, et al. Evaluation of aluminum alloy 2050-T84 microstructure and mechanical properties at ambient and cryogenic temperatures: NF1676L-24863[R]. Hampton: NASA/Langley Research Center, 2011.
- [24] 崔德刚. 结构稳定性设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.  
CUI Degang. Structural stability design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.
- [25] 刘军鹏, 于波, 张嘉毓, 等. 大型球柱组合耐压壳体结构极限承载力模拟分析[J]. 中国海上油气, 2020, 32(6): 158-164.  
LIU Junpeng, YU Bo, ZHANG Jiayu, et al. Simulation analysis of ultimate bearing capacity of large spherical-cylindrical combined pressure shell structure [J]. China Offshore Oil and Gas, 2020, 32(6): 158-164.