

蒙皮-翼肋连接对复材壁板压缩屈曲的影响研究

李朋辉¹, 王栋华¹, 杨磊峰^{2*}, 彭星³

(1.中国人民解放军 93170 部队, 西安 710000; 2.中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所, 西安 710089; 3.西南技术工程研究所, 重庆 400039)

摘要: **目的** 研究蒙皮与翼肋连接与否对整体壁板的屈曲承载能力具体影响。**方法** 针对机翼结构中常见的蒙皮与翼肋连接和不连接两种构型, 通过实物样件压缩试验分析、局部屈曲临界载荷理论分析、整体壁板在压缩载荷下的屈曲有限元仿真分析和 3 种结果对比分析, 开展整体壁板屈曲承载能力的系统性研究。**结果** 蒙皮与翼肋连接、蒙皮与翼肋不连接 2 组试验件的平均屈曲载荷相差 0.98%, 蒙皮与翼肋连接或不连接对一阶屈曲模态下的屈曲载荷的影响很小。翼肋与蒙皮的连接对复合材料整体加筋壁板二阶和以上的屈曲模态有所影响, 变化较大。蒙皮与翼肋连接、蒙皮与翼肋不连接两种构型对比下的有限元计算屈曲载荷、试验屈曲载荷均相差很小。同时 2 种构型各自的有限元计算屈曲载荷、试验屈曲载荷进行对比, 相差也很小。**结论** 在机翼结构的工程设计中, 对于非密封肋, 在不考虑油箱密封等的连接下可简化翼肋与壁板的连接, 从而减少结构质量, 简化装配。复合材料机翼加筋壁板的工程设计边界通常为一阶屈曲, 可认为翼肋与蒙皮的连接对复合材料机翼加筋壁板的屈曲模态不构成影响。整体壁板压缩试验的局部屈曲载荷计算方法、有限元分析方法和试验方法成熟度高, 吻合性好。

关键词: 复合材料; 整体壁板; 翼肋; 连接; 屈曲; 承载性能; 有限元仿真

中图分类号: V214.19

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2025)03-0069-11

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.03.009

Effects of Connection between Skin and Wing Rib on Compressional Properties of Composite Panels

LI Penghui¹, WANG Donghua¹, YANG Leifeng^{2*}, PENG Xing³

(1. Unit 93170 of the PLA, Xi'an 710000, China; 2. Xi'an Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China; 3. Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 400039, China)

ABSTRACT: The work aims to study the specific effect of the connection or disconnection between the skin and wing ribs on the buckling load-carrying capacity of the integral panel. For the two common configurations of the wing structure, namely the connection and disconnection between the skin and wing ribs, a systematic study on the buckling load-carrying capacity of the integral panel was conducted through physical sample compression tests, theoretical analysis of local buckling critical loads, finite element simulation analysis of the integral panel under compressive loads, and comparison of the three results. The average buckling loads of the two groups of test specimens with and without the connection between the skin and wing ribs differed by

收稿日期: 2025-02-19; 修订日期: 2025-03-08

Received: 2025-02-19; Revised: 2025-03-08

引文格式: 李朋辉, 王栋华, 杨磊峰, 等. 蒙皮-翼肋连接对复材壁板压缩屈曲的影响研究[J]. 装备环境工程, 2025, 22(3): 69-79.

LI Penghui, WANG Donghua, YANG Leifeng, et al. Effects of Connection between Skin and Wing Rib on Compressional Properties of Composite Panels[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(3): 69-79.

*通信作者 (Corresponding author)

0.98%。The connection or disconnection between the skin and wing ribs had a negligible effect on the buckling load in the first-order bending mode. The connection between the wing ribs and skin had a significant impact on the second-order and higher buckling modes of the composite integral stiffened panel. Through finite element calculation, the buckling loads and test buckling loads of the two configurations with and without the connection between the skin and wing ribs were close. At the same time, the buckling loads and test buckling loads calculated by finite element of each configuration were also close. In the engineering design of wing structures, for non-sealing ribs, the connection between the wing ribs and the panel can be simplified without considering the connection for fuel tank sealing, thereby reducing the structural weight and simplifying the assembly. The engineering design boundary of the composite wing stiffened panel is usually the first-order buckling, and it can be considered that the connection between the wing ribs and the skin does not affect the buckling mode of the composite wing stiffened panel. The methods for calculating local buckling loads in integral panel compression tests, finite element analysis, and tests are mature and have good consistency.

KEY WORDS: composite; integral stiffened panel; wing rib; connection; buckling; load-bearing performance; finite element simulation

复合材料凭借其比强度比刚度高的优势,被广泛应用于飞机主体结构中,起到了显著的减重效果^[1-5]。研究表明,相较于金属壁板,复材机翼壁板的质量可以有效减轻 25%~30%^[6,7]。但复合材料蒙皮和长桁的厚度公差较大,翼肋台阶通常需要加垫才能满足装配要求,这在实际的生产中将极大增加机翼装配工作量。为此,研究蒙皮与翼肋不连接的整体壁板与翼肋连接形式,可以大大简化翼肋零件及翼盒连接设计,同时减少装配过程中的加垫,提高装配质量和效率。因此,必须研究蒙皮与翼肋连接与否对整体壁板的屈曲承载能力具体影响。

针对复合材料整体加筋板的压缩承载能力的影响因素,国内外学者做了大量的研究工作^[8-12]。Mo 等^[13-14]通过试验和理论相结合的方式,提出了一种可以预测复合材料帽形长桁加筋板的压缩屈曲载荷工程解法,该解法的准确度较高,为复合材料加筋壁板的压缩屈曲提供了理论依据。在此基础上,陆磊等^[15]通过试验研究了复合材料框加筋结构在承受轴压载荷下的屈曲特性,给出了工程计算和数值仿真之间的结果可信度建议。高志刚等^[16]、冯宇等^[17]、Zhu 等^[18]以航空中常见的复合材料加筋板为研究对象,通过工程和试验结合的方式给出了复合材料单向加筋板的屈曲和后屈曲承载能力特性。在此基础上,Zhou 等^[19]以侧肋支撑复合材料单筋条加筋板的轴压承载为研究对象,通过数值仿真开展了黏接特性对屈曲和后屈曲的承载特性影响研究。贾晔等^[20]更进一步通过理论结合有限元分析的方法,给出了复合材料加筋壁板的抗屈曲设计方法,该方法揭示了长桁与蒙皮刚度比例分配对加筋壁板屈曲能力的影响机理。周睿等^[21]以复合材料加筋壁板中的长桁与翼肋的连接形式为研究对象,通过试验和仿真结合对比的方法给出了长桁-翼肋连接对复合材料加筋板失稳载荷和后屈曲承载特性的影响。程立平等^[22]则以 13 种 T 形长桁整体加筋壁板为对象,开展了肋距、长桁蒙皮刚度比对加筋

壁板的失稳特性研究。结果表明,在合理设计范围内,肋距的变化对屈曲载荷的影响不大。徐荣章等^[23]在众多研究基础上,通过数值计算与试验相结合的方式,开展了翼肋支撑对工形和帽形长桁的复合材料整体壁板轴压性能的影响研究。研究结果表明,对于自身刚度较强的加筋板,是否布置翼肋支撑对两种长桁形式下的加筋板屈曲载荷影响并不显著。

上述这些研究大多集中于复合材料特征属性、加筋形式和工艺及缺陷形式等,针对工程上所应用的复合材料壁板装配边界,尤其是翼肋与复合材料蒙皮的连接形式对复合材料加筋壁板承载特性之间的关联研究极少^[24-27]。因此,开展相应的翼肋-蒙皮连接对复合材料加筋壁板屈曲承载特性研究具有重要的工程意义。本文基于现有研究基础和设计经验及需求,针对复材壁板结构承压工况,设计了复合材料整体壁板与翼肋的连接和不连接 2 种构型的试验件,开展了系统性的压缩屈曲试验研究,结合有限元仿真和理论计算结果,对比分析不同构型下的复材整体壁板屈曲承载性能,为飞机复合材料整体壁板蒙皮与翼肋连接与否给出指导性的建议。

1 试验

1.1 整体加筋壁板试验件设计

针对复合材料整体壁板与翼肋连接结构压缩承载能力研究需求,分别设计了如图 1 所示的蒙皮翼肋全连接(P1 构型)和不连接(P2 构型)2 种连接构型。试验件长 1 212 mm,宽 680 mm,长桁间距 200 mm,翼肋间距 700 mm。试验件由整体壁板、翼肋及端部角盒组成,2 组试验件的整体壁板参数一致,不同处仅在于翼肋构型以及壁板与翼肋的连接构型。复合材料整体壁板采用 T800 级高温固化中模高强碳纤维增韧环氧树脂单向带铺叠,蒙皮和长桁表面各自额外铺贴一层 0.22 mm 的 CF8611 级织物。整体壁板

的“T”形长桁为 2 个背靠背的“L”形长桁整体成型,故腹板厚度为下缘条的 2 倍,由两侧下缘条翻边贴合自然形成,蒙皮和长桁之间采用胶膜粘贴 2 次,金属肋和壁板的连接采用螺栓连接,翼肋材料为 AL7050-T7451。复合材料的材料属性与 2 种构型试验件蒙皮长桁铺层顺序见表 1 和表 2,蒙皮厚度 $t_{\text{skin}}=4.5\text{ mm}$,长桁缘条厚度 $t_{\text{str}}=3.16\text{ mm}$ 。

为避免整体壁板受压端面直接受力,发生不可预见的分层损伤,壁板端部设计有槽型金属角盒套合,角盒两端面加工平整,端面与蒙皮表面、长桁腹板均垂直,同时两个受压端面还保证了足够高的平行度,如图 2 所示。端部角盒内灌注常温固化树脂,将复材壁板和槽型金属盒固化为一个整体,端部金属盒材料为 AL7050-T7451,以使端部结构受力均匀,不易压溃。

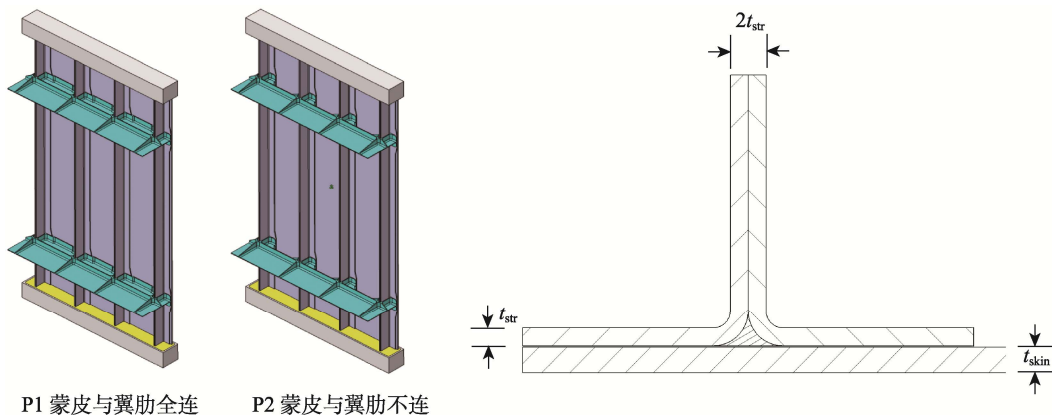


图 1 试验件结构
Fig.1 Schematic diagram of the specimens

表 1 T800 单向带材料性能
Tab.1 Properties of T800 unidirectional band material

材料	密度/(g·cm ⁻³)	E_1 /MPa	E_2 /GPa	ν_{12}	G_{12} /GPa
T800/CCF800H	1.56	147	9.23	0.330	4.40
T800/CF8611	1.55	77	76.20	0.047	3.97

表 2 铺层顺序
Tab.2 Stacking sequence

区域	铺层顺序
蒙皮	[±45/0/-45/90/45/0/-45/0/45/0/-45/90/45/0/-45/0] ^s
长桁	[±45/0/-45/0/0/45/90/-45/0/0/0/45/0/0/45/0/0/0/-45/90/45/0]

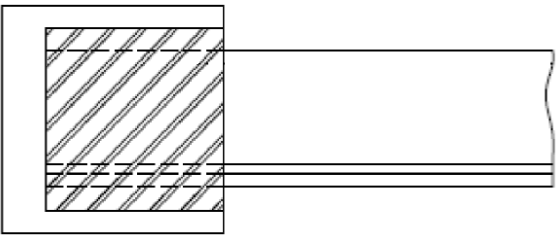


图 2 试验件端部支持结构
Fig.2 The end supporting structure of the specimens

1.2 试验方法

压缩试验在 200 t 静力压缩试验机 (ZWICK Z2000E) 上进行,最大量程为 200 t。试验时,将试验件放置在支持平台上,试验件翼肋通过低刚度铝合金连接件固定在侧向支持夹具上,该连接件可以随着翼肋沿加载方向随动。试验机下压台固定,上压台为

铰支支持,如图 3 所示。试验时,试验机加载中心线与试验件中间剖面形心轴对齐。试验件加载剖面中心轴距离壁板外表面 10.5 mm。

试验件的变形位移和载荷可通过试验机横梁传感器记录,其中 W1~W4 号位移测量点测量试验件壁板翼肋处外表面的法向位移,W5、W6 号位移测量点测量 2 个翼肋沿加载方向的相对位移,测量采用大量程数显千分表进行测量,如图 4 所示。为了深入分析试验过程中整体壁板的压缩承载性能,分别在如图 5 所示的试验件典型位置粘贴应变花与应变片,记录应变变化情况。试验件蒙皮上应变计背对背粘贴,T 形长桁腹板上应变计背对背粘贴,长桁凸缘上单侧贴应变计,并在外表面背对背粘贴应变计,应变花中 0°片沿长桁轴线方向。

2 结果与分析

2 种构型试验件的实际屈曲载荷见表 3。蒙皮与翼肋全连接和蒙皮与翼肋不连接两种构型的复合材料整体壁板不同部位 (如图 6 所示) 的载荷-应变曲线如图 7 和图 8 所示。可以看出,本次试验重复性良好,2 种构型试验件呈现出类似的试验结果,均呈现

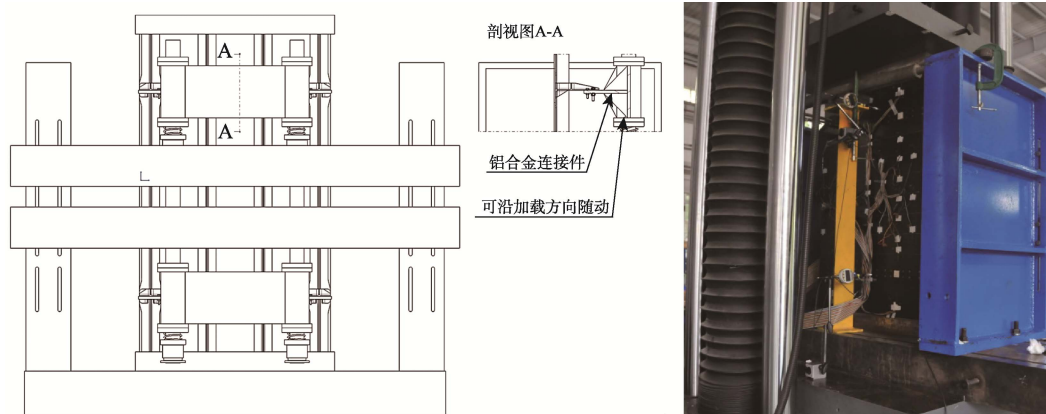


图3 试验件加载形式
Fig.3 Loading form of specimens

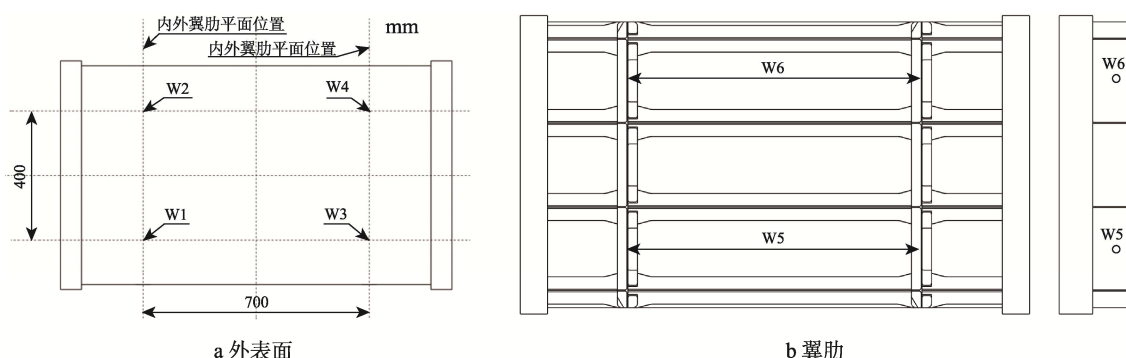


图4 试验件位移测量点
Fig.4 Displacement measurement position of the specimens: a) outer surface; b) rib

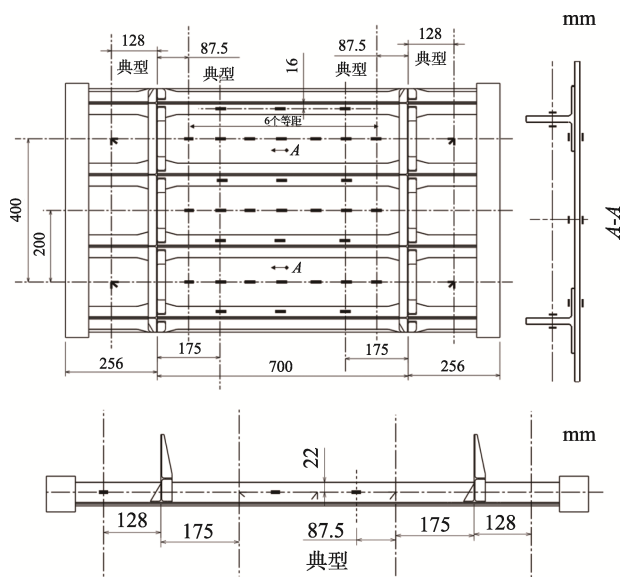


图5 应变片粘贴位置
Fig.5 Position of the strain gauge

一阶失稳模态。在压缩载荷逐渐增加,初始屈曲发生在蒙皮上,蒙皮上出现屈曲波形并到达临界失稳载荷后,相同位置处的蒙皮内外应变呈现反向变化。图7和图8中应变-载荷曲线分叉点对应的载荷即为两种构型试验件的一阶失稳载荷。

图7中,图例304~310代表考核段2~3长桁之间,

自上而下依次粘贴的7个应变片代号;图例404~410代表壁板光面一侧考核段2~3长桁间,自上而下依次粘贴的7个应变片代号,具体粘贴位置如图5所示。图8中的W1~W6代表图4所示的6个位移测量点。

综合表3、图7和图8可以发现,对比2种构型下的复材加筋壁板压缩承载性能:2组试验件的屈曲载荷分散性都很小,最大只有1.7%。另外,对比2组试验件可知,其平均屈曲载荷相差9.56 kN,相差0.98%。结果表明,蒙皮与翼肋是否全连接对一阶失稳模态和失稳载荷影响较小。

从图7、图8中的曲线可以发现,在载荷施加超过1 000 kN后,同一构型的试验件曲线发生了程度不一的异常变化,结合试验现象,此时的试验件已逼近临界失稳状态,试验件上出现了不同程度的屈曲,因而图7的应变在约1 000 kN后出现了发散性变化。在壁板出现屈曲后,翼肋发挥其侧向支撑的约束作用产生变形,而又因制造装配和试验加载公差,该变形并不统一,这直接导致W1~W4的位移测量呈现异常波动变化,但变化均不显著,也从侧面证明了翼肋起到了侧向支撑的简支边界作用。从图8可以看出,与P1构型相比,因P2构型翼肋与蒙皮不连接,所以测量点位W1~W4处的连接刚度相对较弱,更易产生变形波动,该波动易受部件公差影响。因此,在1 000 kN之后,P1与P2的测量点位数据有较大出入,但整体变形波动并不大。

表 3 试验结果分析
Tab.3 Analysis of test results

组号	试件编号	蒙皮与翼肋	屈曲载荷/kN	平均值/kN	分散性/%
蒙皮与翼肋全连接	P1-1	连接	994.24	984.68	0.97
	P1-2		975.12		
	P1-3		984.68		
蒙皮与翼肋不连接	P2-1	不连接	956.00	975.12	1.70
	P2-2		984.68		
	P2-3		984.68		

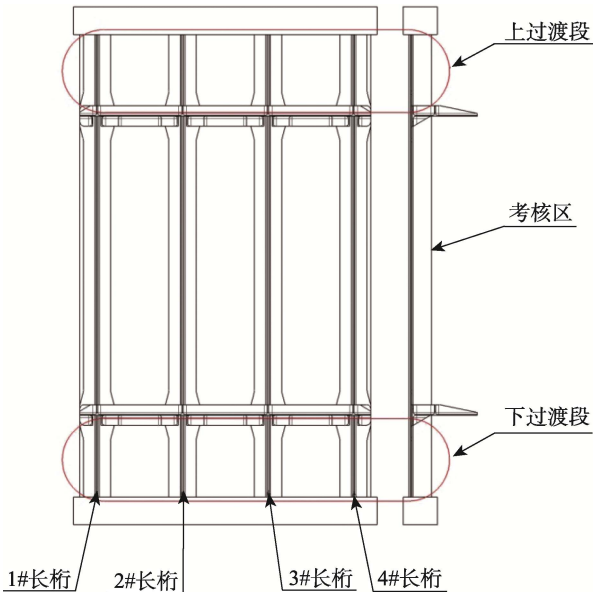


图 6 不同部位说明
Fig.6 Description of all parts

3 整体加筋壁板压缩屈曲理论分析

3.1 整体加筋壁板的基本参数

结合试验件的基本尺寸参数和材料性能参数, 根据复合材料力学不难得到整体加筋壁板蒙皮、长桁腹板及长桁内缘条的部分参数及刚度系数见表 4。由表 4 可计算得壁板横截面面积 $A=5\,002.4\text{ mm}^2$ (不包含翼肋), 取蒙皮外表面为参考轴, 加筋板剖面中性轴位置 $Z=10.5\text{ mm}$, 整体加筋层压板剖面弯曲刚度为 $53\,374\,240\text{ kN}\cdot\text{mm}$, 剖面回转半径为 12 mm 。

3.2 蒙皮与翼肋连接构型局部屈曲临界载荷计算

3.2.1 蒙皮局部屈曲临界应力

当蒙皮与翼肋连接时, 相邻 2 个长桁间的蒙皮可视为四边简支的正交各向异性有限长矩形板, 其长度 L 为肋距 700 mm , 根据飞机设计手册, 四边简支的正交

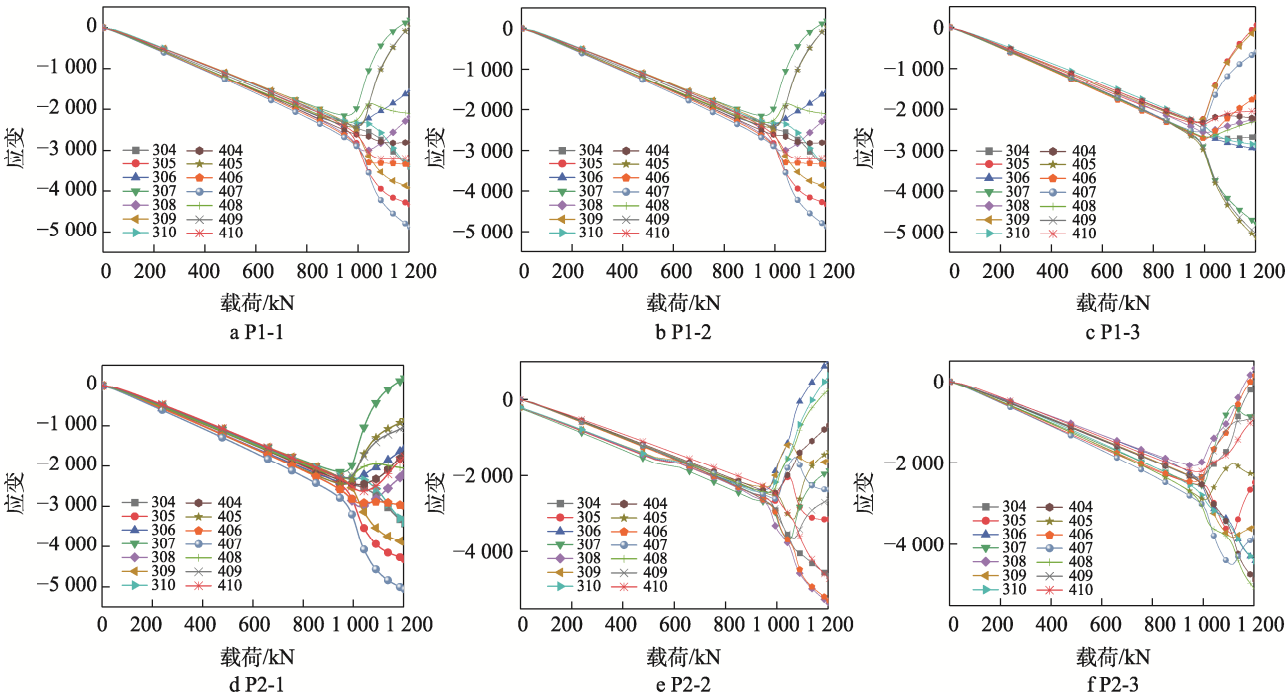


图 7 不同构型考核区 2~3 长桁间蒙皮载荷-应变曲线
Fig.7 Load-strain curves of the skin between the 2nd and 3rd stringer of different configurations

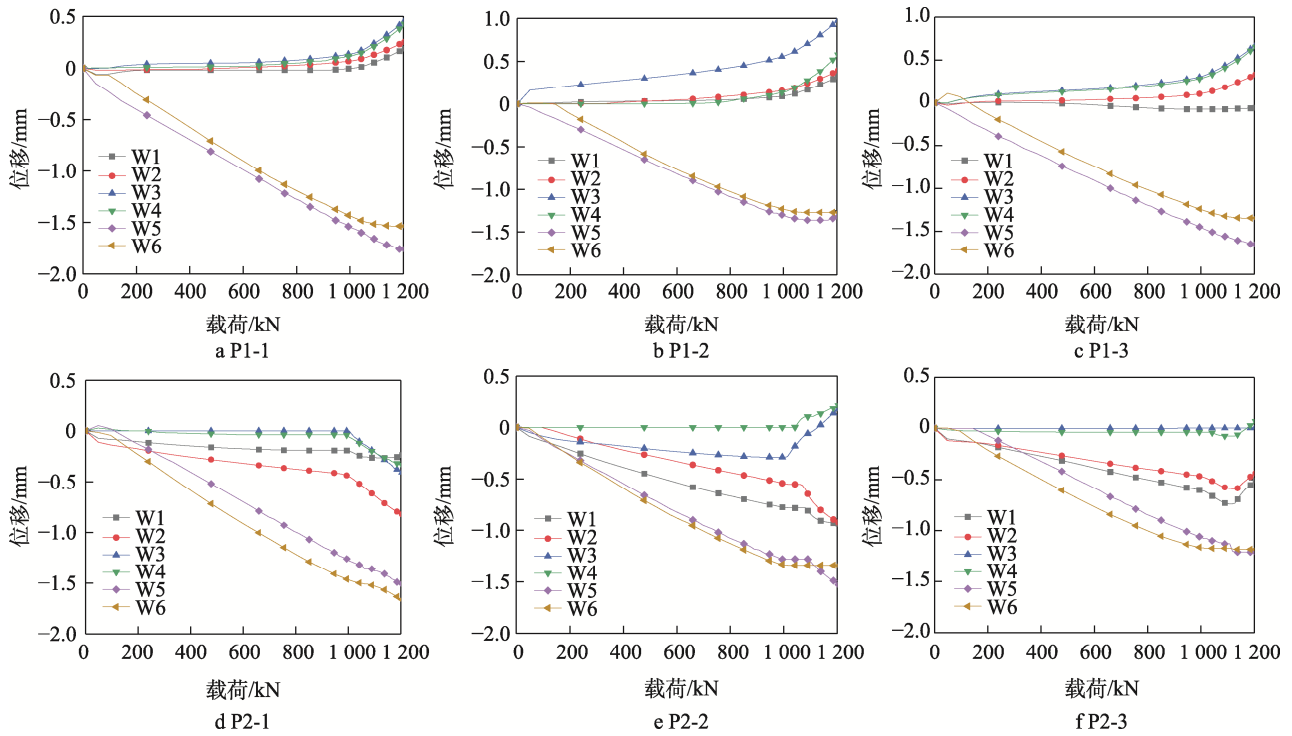


图8 不同构型蒙皮载荷-位移曲线

Fig.8 Load-displacement curves of the different configurations: a) load-displacement curves of the P1 configuration (Left: P1-1; Mid: P1-2; Right: P1-3), b) load-displacement curves of the P2 configuration (Left: P2-1; Mid: P2-2; Right: P2-3)

表4 整体加筋壁板基本参数

Tab.4 Parameters of integral stiffened panel

部位	长边 a/mm	短边 b (有效 计算宽度)/mm	厚度 t/mm	$A_{11}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$A_{22}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$A_{12}/(\text{N}\cdot\text{mm})$
蒙皮	700	168	4.50	347 235	211 309	98 356
长桁下缘条	700	32	3.16	308 311	114 130	51 975
腹板	700	45	6.32	616 621	228 260	103 950

部位	$A_{66}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$D_{11}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$D_{22}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$D_{12}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	$D_{66}/(\text{N}\cdot\text{mm})$	等效轴向 弹性模量 E_x/GPa
蒙皮	104 484	566 202	383 295	196 938	207 838	65.19
长桁下缘条	56 246	233 644	112 298	54 438	58 129	88.36
腹板	112 492	1 971 603	792 269	437 339	466 862	88.36

各向异性有限长矩形板屈曲载荷按照下式计算^[28]:

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

式中: σ_{cr} 为轴压失稳应力; D_{ij} 层压板的弯曲刚度系数; a 、 b 、 t 分别为板的长、宽和厚度; m 为沿板的方向失稳半波数。

计算时取 $m=1, 2, 3, \dots$, 计算相应的一组 σ_{cr} , 其中最小值即为板的失稳应力 σ_{cr} 。代入表4整体加筋壁板基础参数, 当 $m=4$ 时, σ_{cr} 最小, 即蒙皮的屈曲临界应力 σ_{cr} 为 167.9 MPa。

3.2.2 长桁局部屈曲临界应力

T形长桁失稳通常发生在腹板位置, 根据长桁的

实际连接关键, 其腹板可视为一长边自由但另一长边简支的长板处理, 根据飞机设计手册, 可按照下式计算其屈曲临界载荷^[28]:

$$\sigma_{\text{xcr}} = \frac{12D_{66}}{b^2 t} + \frac{2\pi^2 D_{11}}{L^2 t}$$

式中: L 为板长, 因长桁与翼肋存在连接关系, 因此板长 L 应取单个肋距 700 mm。计算得到长桁腹板失稳的临界应力为 σ_{xcr} 为 453.4 MPa。

3.2.3 局部失稳临界载荷

综合以上数据可见, 蒙皮的屈曲应力最低, 则蒙皮的屈曲应力就为整体壁板结构的局部屈曲应力 $\sigma_{\text{cr}}=167.9$ MPa。当蒙皮屈曲时, 假设此时相邻筋条结构的应变一致, 则壁板的局部屈曲载荷可估算如下:

$$P_{cr-P1} = \sigma_{cr} / E_{skin} \times \sum_{k=1}^3 E_{xk} A_k = 955.8 \text{ kN}$$

式中: E_{xk} 为蒙皮、长桁缘条和长桁腹板的轴向弹性模量; A_k 为蒙皮、长桁缘条和长桁腹板的截面积。

3.3 蒙皮与翼肋不连接构型局部屈曲临界载荷计算

当蒙皮与翼肋不连接时, 相邻 2 个长桁间的蒙皮可视为无限长板, 根据飞机设计手册, 各向异性材料的无限长板屈曲载荷按照下式计算^[11]:

$$\sigma_{cr} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2 t} \left[\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \right]$$

代入表 5 整体加筋壁板基础参数可得, 蒙皮的屈曲临界应力 σ_{cr} 为 167.6 MPa。

长桁腹板屈曲临界应力计算与 3.2.2 节完全一致, 此处不再赘述。

综合以上数据可见, 蒙皮的屈曲应力最低, 则蒙皮的屈曲应力就为整体壁板结构的局部屈曲应力: $\sigma_{cr} = 167.6 \text{ MPa}$ 。当蒙皮屈曲时, 假设此时相邻筋条结构的应变一致, 则壁板的局部屈曲载荷可估算如下:

$$P_{cr-P1} = \sigma_{cr} / E_{skin} \times \sum_{k=1}^3 E_{xk} A_k = 954.1 \text{ kN}$$

4 有限元仿真分析

4.1 不同连接构型的有限元模型

使用有限元软件 ABAQUS 对蒙皮与翼肋连接和不连接两种构型的整体壁板在压缩载荷下的屈曲进行数值分析。对于蒙皮与翼肋连接构型试验件, 将蒙皮、长桁缘条和腹板均简化为壳单元, 采用复合材料 Laminate 形式进行建模并进行网格划分。翼肋在本试

验中仅作为简支边界, 不作为考核段, 因此忽略翼肋的剪切角片特征, 将其简化为平板壳单元进行模拟。翼肋与长桁、蒙皮之间的连接均采用共节点建模约束, 所有壳元采用 S4R 单元进行仿真。

根据受力情况, 其中在固定端上所有自由度全部约束, 在加载端仅放开 x 向加载自由度, 其余自由度全部约束, 在翼肋上边界施加面内简支约束, 两侧边自由, 加载端施加轴压载荷。同时考虑到端部角盒同壁板通过树脂灌注连接为一体, 故在固定端上 60 mm 处增加约束与加载端一致的约束。对于蒙皮与翼肋不连接构型试验件仿真, 通过放开翼肋与蒙皮之间的共节点实现, 翼肋与蒙皮不连接构型有限元模型如图 9 所示。

有限元分析采用 ABAQUS 的自带的线性摄动分析中的 buckle 计算模块, 计算分析获得整体加筋壁板模型各阶屈曲模态对应的失稳载荷。ABAQUS 的 buckle 计算分析基于结构的小变形和线弹性材料假设, 通过求解结构的刚度矩阵和载荷矩阵的特征值来确定屈曲载荷和屈曲模态, 其核心依据该方程:

$$[K + \lambda P]\Phi = 0$$

式中: K 代表结构的刚度矩阵; P 为结构的载荷矩阵; λ 为待求解的特征值, 表示屈曲载荷的因子; Φ 为屈曲模态的向量。在有限元计算分析中, 通过节点与节点之间的刚度矩阵迭代反复计算并收敛得到整个结构的特征值。

考虑到本试验的考核对象为复合材料整体加筋壁板, 复合材料基本不存在塑性区, 在其发生破坏之前均可视为线弹性材料, 而翼肋仅起到简支边界约束作用, 并不参与直接传载, 翼肋结构不会进入材料屈服区域, 因此仅考虑其线弹性部分进行计算是可靠的, 故而本文采用线性摄动分析中的 buckle 计算模块是可行的。

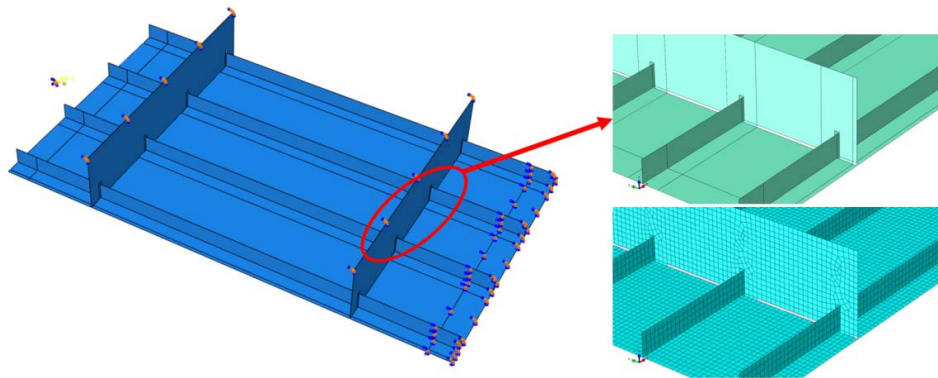


图 9 有限元模型

Fig.9 Finite element model

4.2 屈曲承载能力分析

蒙皮与翼肋连接/不连接构型模型 1~4 阶屈曲模

态有限元仿真云图如图 10 和图 11 所示, 各阶屈曲承载能力对比见表 5。对比发现, 相比蒙皮与翼肋连接构型 (P1), 蒙皮与翼肋连接与否对整体加筋壁板的

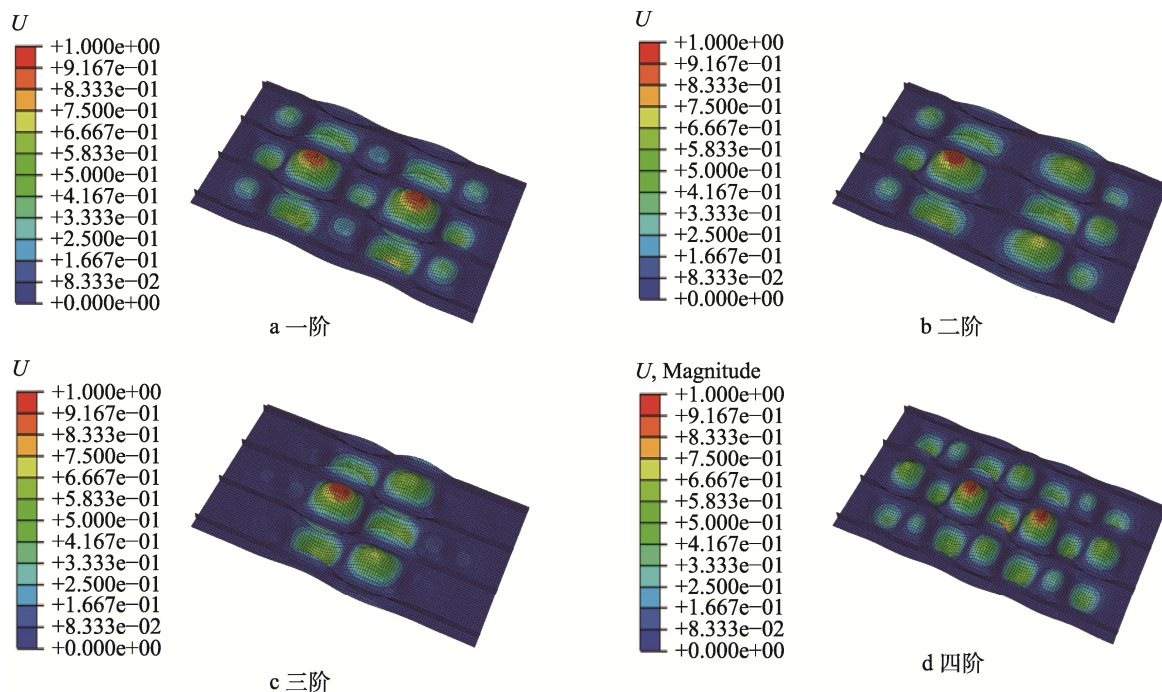


图 10 蒙皮与翼肋连接构型 1~4 阶屈曲模态

Fig.10 1st -4th order buckling models of the connected configuration between the skin and wing ribs:

a) first order; b) second order; c) third order; d) fourth order

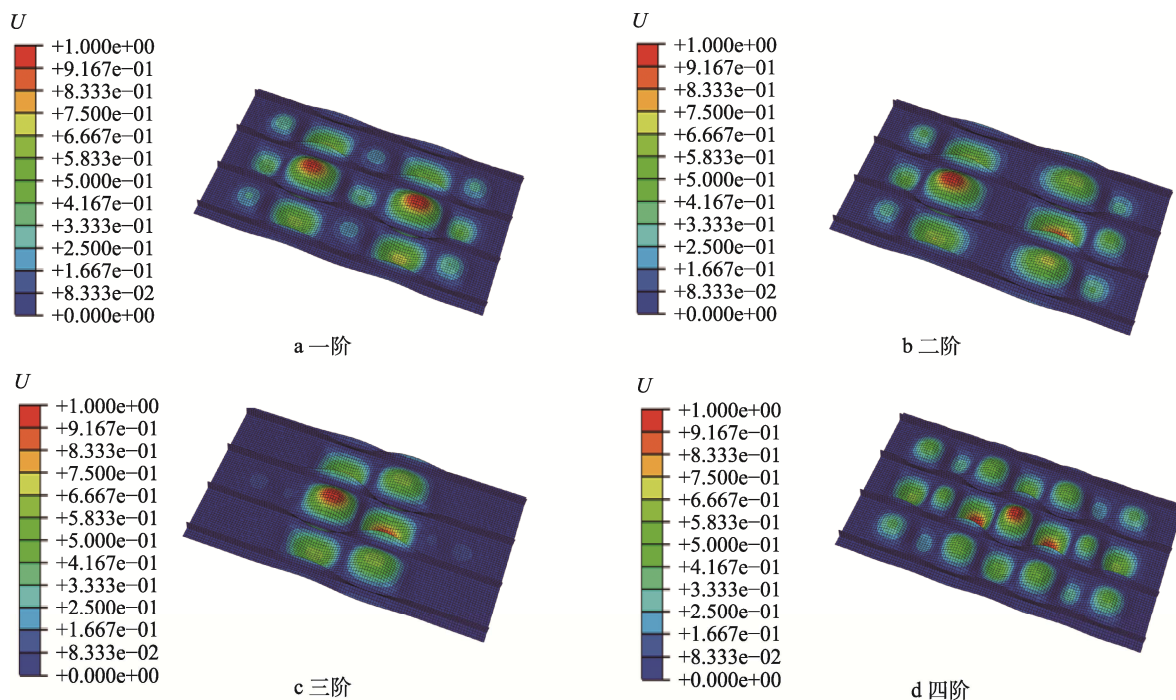


图 11 蒙皮与翼肋不连接构型 1~4 阶屈曲模态

Fig.11 1st -4th order buckling models of the non-connected configuration between the skin and wing ribs:

a) first order; b) second order; c) third order; d) fourth order

表 5 仿真结果对比分析

Tab.5 Analysis of simulation results

构型	一阶屈曲载荷/N	二阶屈曲载荷/N	三阶屈曲载荷/N	四阶屈曲载荷/N
P1	1 068.8	1 094.1	1 124.1	1 202.1
P2	1 063.1	1 089.5	1 109.2	1 144.4
差值 (P1 为基准) /%	-0.5	-0.4	-1.3	-4.8

一阶屈曲模态和屈曲承载能力影响不大, 主要影响的是整体加筋壁板的 2、3、4 阶屈曲模态。蒙皮与翼肋不连接构型 (P2) 的各阶临界屈曲载荷均有所下降, 屈曲模态阶数越高, 屈曲载荷下降越多, 但下降均不显著。

5 不同计算方法的压缩屈曲结果对比分析

工程计算、有限元分析和试验获得的蒙皮与翼肋全连接与翼肋和蒙皮不连接两种构型的屈曲临界载荷对比情况见表 6。从表 6 可以看出, 蒙皮与翼肋是否连接对复合材料整体壁板的一阶屈曲载荷几乎没有影响。深入分析理论计算 3.2 节可知, 对于四边简支的复合材料层合板的一阶屈曲载荷而言, 当长宽比 a/b 大于 4 之后, 屈曲载荷几乎不受长宽比的影响^[14], 可以直接采用 3.3 节公式计算。

对于大中型飞机复合材料机翼结构设计, 考虑到维修性工作需求, 翼肋结构需设计维护通过孔, 并保证翼盒内部具有充足的维护空间, 翼肋间距通常在 600 mm 以上。为了提高壁板的传载效率, 长桁间距越小越好, 但又受制于紧固件连接等需求, 长桁间距通常设计在 150~200 mm, 也就是说机翼结构中复合材料壁板上肋距与长桁间距的比值通常均在 4 左右。因此可认为壁板与翼肋是否连接对大中型飞机复合材料整体壁板的一阶屈曲载荷无影响。而本试验中肋

距与长桁间距的比值约为 4.2, 故而通过试验、有限元计算还是理论计算得到的 P1 与 P2 这 2 种构型的一阶屈曲载荷区别不大。

表 6 不同构型结果对比分析 (对比)
Tab.6 Comparative analysis of different configurations results

方法	屈曲载荷/kN		差值/%
	蒙皮与翼肋连接	蒙皮与翼肋不连接	
工程计算	955.8	954.1	0.18
有限元计算	1 069	1063	-0.56
试验结果	984.68	975.12	0.97

试验、理论和仿真所得到的 2 种构型下的临界屈曲载荷对比情况见表 7, 对比发现, 同类构型的数据分散性较小, 工程计算、有限元仿真和试验结果的吻合程度较高。但结果中有限元计算结果偏高, 而理论计算结果偏保守。这是因为有限元模型计算中, 由于共节点约束的限制, 翼肋的侧向支撑刚度相比较较大, 且有限元计算不存在制造装配安装公差累计和加载偏心等问题的存在, 因此整体刚度相比试验情况更大。而理论计算结果偏保守的原因是飞机设计手册中的公式大多为理论结合试验修正而来, 不同试验状况和条件均会对测量结果产生影响, 因此设计手册给出的公式往往均偏向保守。综上可以认为, 采用理论+仿真分析结合的方式可以为工程上类似的复合材料整体壁板结构设计提供参考依据。

表 7 不同阶段结果对比分析
Tab.7 Comparative analysis of different stages results

构型	屈曲载荷/kN			差值/%	分散性/%
	理论计算	有限元仿真	试验数据		
蒙皮与翼肋连接	955.80	1 069.00		11.84	5.0
			984.68	3.02	
蒙皮与翼肋不连接	954.10	1 063.00		11.41	4.8
			975.12	2.2	

6 结论

本文针对复合材料机翼整体壁板与翼肋的连接问题, 从机翼翼盒结构设计角度出发, 设计了蒙皮与翼肋全连接和蒙皮与翼肋不连接 2 种典型构型试验件。然后通过试验、仿真和工程计算相结合的方法, 研究了不同构型下的复材整体加筋壁板承载性能差异。主要结论如下:

1) 蒙皮与翼肋连接、蒙皮与翼肋不连接两组试验件的平均屈曲载荷相差 0.98%, 说明蒙皮与翼肋连接或不连接对大中型飞机机翼结构复合材料壁板的一阶屈曲模态下的屈曲载荷的影响很小, 这说明在机翼结构的工程设计中, 对于非密封肋, 在不考虑油箱密封等的连接下可简化翼肋与壁板的连接, 从而减轻结

构质量, 简化装配。
2) 翼肋与蒙皮的连接对复合材料整体加筋壁板二阶及以上的屈曲模态有所影响, 变化较大, 但复合材料机翼加筋壁板的工程设计边界通常为一阶屈曲, 更高阶的屈曲模态和屈曲载荷不在工程设计考量范围内, 因此可认为翼肋与蒙皮的连接对复合材料机翼加筋壁板的屈曲模态不构成影响;
3) 蒙皮与翼肋连接、蒙皮与翼肋不连接两种构型对比下的有限元计算屈曲载荷、试验屈曲载荷均相差很小; 同时两种构型各自的有限元计算屈曲载荷、试验屈曲载荷进行对比, 相差也很小。以上说明整体壁板压缩试验的局部屈曲载荷计算方法、有限元分析方法和试验方法成熟度高, 吻合性好, 证明了本文结论的正确性。

参考文献:

- [1] 周凯华, 陈普会, 柴亚南. 复合材料加筋板长桁终止端失效机制[J]. 复合材料学报, 2012, 29(6): 212-218.
ZHOU K H, CHEN P H, CHAI Y N. Failure Mechanism at Stiffener Runout in Stiffened Composite Panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(6): 212-218.
- [2] 王宇, 欧阳星, 余雄庆. 采用等效有限元模型的复合材料机翼结构优化[J]. 复合材料学报, 2015, 32(5): 1487-1495.
WANG Y, OUYANG X, YU X Q. Structural Optimization of Composite Wing Using Equivalent Finite Element Model[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(5): 1487-1495.
- [3] 张立, 郭定文, 潘凯, 等. 噪声与静压载荷同时作用下飞机壁板试验研究[J]. 装备环境工程, 2020, 17(9): 180-184.
ZHANG L, GUO D W, PAN K, et al. Experiment on Aircraft Panel under Simultaneous Action of Acoustic Load and Hydrostatic Load[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(9): 180-184.
- [4] 于克杰, 李艳, 焦良. 某军机整体壁板裂纹损伤强度评估研究[J]. 装备环境工程, 2007, 4(4): 31-33.
YU K J, LI Y, JIAO L. Study on Strength Assessment of Crack Damage for Integral Panel of an Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2007, 4(4): 31-33.
- [5] 薛蒙, 慕仙莲, 刘元海, 等. 环境对某型飞机典型结构部位疲劳寿命影响分析[J]. 装备环境工程, 2019, 16(12): 108-117.
XUE M, MU X L, LIU Y H, et al. Influences of Environment on Fatigue Life of a Typical Aircraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(12): 108-117.
- [6] 党举红. 大型飞机翼面类复材结构的减重分析[C]//第21届全国复合材料学术会议(NCCM-21)论文集. 呼和浩特: 中国航空学会, 2020.
DANG J H. Weight-Reduction Analysis on Composite Wing Structure of Large Transport Aircraft[C]// Proceedings of the 21st National Conference on Composite Materials (NCCM-21). Hohhot: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [7] MARSH G. Airbus Takes on Boeing with Reinforced Plastic A350 XWB[J]. Reinforced Plastics, 2007, 51(11): 26-29.
- [8] 张浩宇, 何宇廷, 冯宇, 等. 先进复合材料薄壁加筋板轴压屈曲特性及后屈曲承载性能[J]. 航空材料学报, 2016, 36(4): 55-63.
ZHANG H Y, HE Y T, FENG Y, et al. Buckling and Post-Buckling Performance of Advanced Composite Stiffened Panel under Compression[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(4): 55-63.
- [9] 许良, 边钰博, 宋万万, 等. 轴压载荷下蒙皮参数对复合材料加筋壁板屈曲及后屈曲行为的影响[J]. 复合材料科学与工程, 2023(4): 100-106.
XU L, BIAN Y B, SONG W W, et al. Effect of Skin Parameters on the Buckling and Post-Buckling Behavior of Composite Stiffened Panels under Axial Load[J]. Composites Science and Engineering, 2023(4): 100-106.
- [10] 林国伟, 李新祥. 复合材料加筋板后屈曲分析方法及实验验证[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4): 149-156.
LIN G W, LI X X. Post-Buckling Analysis Method of Stiffened Composite Panels and Test Verification[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(4): 149-156.
- [11] 胡波涛, 柴亚南, 陈向明, 等. 后屈曲复合材料加筋板筋条-蒙皮界面失效表征[J]. 机械强度, 2019, 41(6): 1473-1479.
HU B T, CHAI Y N, CHEN X M, et al. Stiffener-Skin Interface Failure Characterization of the Stiffened Composite Panel at Post-Buckling Stage[J]. Journal of Mechanical Strength, 2019, 41(6): 1473-1479.
- [12] 郭文婧, 孙金云, 巴晓蕾, 等. 复合材料薄壁加筋结构轴压稳定性测试分析[J]. 强度与环境, 2020, 47(6): 15-21.
GUO W J, SUN J Y, BA X L, et al. Testing and Analysis on the Stability of Composite Structure Stiffened with Thin Wall Ribs under Axial Compression[J]. Structure & Environment Engineering, 2020, 47(6): 15-21.
- [13] MO Y M, GE D Y, ZHOU J F. Experiment and Analysis of Hat-Stringer-Stiffened Composite Curved Panels under Axial Compression[J]. Composite Structures, 2015, 123: 150-160.
- [14] MO Y M, GE D Y, HE B L. Experiment and Optimization of the Hat-Stringer-Stiffened Composite Panels under Axial Compression[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 84: 285-293.
- [15] 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 & Research, 2021(1): 69-75.
- [16] 高志刚, 冯宇, 马斌麟, 等. 航空复合材料加筋板压缩屈曲及后屈曲力学性能[J]. 航空材料学报, 2020, 40(1): 53-61.
GAO Z G, FENG Y, MA B L, et al. Compressive Buckling and Post-Buckling Mechanical Properties of Aeronautic Composite Stiffened Panel[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2020, 40(1): 53-61.
- [17] 冯宇, 何宇廷, 安涛, 等. 湿热环境对航空复合材料加筋板压缩屈曲和后屈曲性能的影响[J]. 材料工程, 2015, 43(5): 81-88.
FENG Y, HE Y T, AN T, et al. Influence of Hygrothermal Environment on Compressive Buckling and Post-Buckling Performance of Aero Composite Stiffened Panel[J]. Journal of Materials Engineering, 2015, 43(5): 81-88.
- [18] ZHU S H, YAN J Y, CHEN Z, et al. 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.
- [19] ZHOU R, GAO W C. Influence of Adhesive Interface

- Properties on the Post-Buckling Response of Composite I-Stiffened Panels with Lateral Support under Axial Compression[J]. *Journal of Adhesion Science and Technology*, 2021, 35(12): 1337-1355.
- [20] 贾晔, 金海波. 复合材料加筋盒段结构抗屈曲设计方法[J]. *飞机设计*, 2015, 35(5): 28-35.
- JIA Y, JIN H B. Buckling Optimization Design of Composite Stiffened Box[J]. *Aircraft Design*, 2015, 35(5): 28-35.
- [21] 周睿, 关志东, 黎增山, 等. 长桁-翼肋连接对复合材料单加筋板压缩性能的影响[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2): 491-500.
- ZHOU R, GUAN Z D, LI Z S, et al. Effects of Connector between Stringer and Rib on Compressional Properties of Single-Stiffened Composite Panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 491-500.
- [22] 程立平, 迟坚, 闫亚斌. T形长桁整体加筋壁板稳定性研究与试验验证[J]. *工程与试验*, 2018, 58(3): 31-34.
- CHENG L P, CHI J, YAN Y B. Study on Stability of Integrated Stiffened Panel of T-Shaped Truss and Test Verification[J]. *Engineering & Test*, 2018, 58(3): 31-34.
- [23] 徐荣章, 关志东, 王仁宇, 等. 翼肋支撑对复合材料加筋板轴压性能的影响[J]. *复合材料学报*, 2016, 33(4): 893-901.
- XU R Z, GUAN Z D, WANG R Y, et al. Effects of Rib Support on Axial Compression Behaviors of Composite Stiffened Panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(4): 893-901.
- [24] 苏雁飞, 赵占文, 薛应举. 轴压载荷下复合材料薄壁加筋板后屈曲承载能力分析试验验证[J]. *航空科学技术*, 2014, 25(12): 26-29.
- SU Y F, ZHAO Z W, XUE Y J. Post-Buckling Study and Test Verification of Thin-Walled Composite Stiffened Panel under Compression Load[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2014, 25(12): 26-29.
- [25] 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.
- SUN Z L, ZHANG G F, LI J P. Study on Loading Capacity of Composite Panels under Uniaxial Compression[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2016, 46(3): 63-66.
- [26] 汪厚冰, 李新祥, 魏景超, 等. 复合材料曲面帽形加筋壁板在内压-轴压联合载荷下的屈曲及承载性能[J]. *航空制造技术*, 2020, 63(18): 55-64.
- WANG H B, LI X X, WEI J C, et al. Buckling and Post-Buckling of Curved Hat-Stiffened Composite Panels under Combined Internal Pressure and Axial Compression[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2020, 63(18): 55-64.
- [27] 郑亚雄, 陈静, 赵小全. 复合材料薄壁加筋板的压缩后屈曲研究[J]. *直升机技术*, 2013(3): 11-17.
- ZHENG Y X, CHEN J, ZHAO X Q. Postbuckling Analysis of Thin-Walled Composite Stiffened Panels under Compression[J]. *Helicopter Technique*, 2013(3): 11-17.
- [28] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft Design Handbook Volume 9 Load, Strength and Stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.