

文章编号: 1674-8190(2023)01-104-10

# 复合材料整体机身框环向弯曲试验研究与强度分析

梁珩, 汤国伟, 郑晓玲

(上海飞机制造有限公司 复合材料中心, 上海 201324)

**摘要:** 机身框作为民用飞机的主要承载结构, 其承载效率对飞机的重量具有重要意义。为研究整体机身框的失效模式和承载能力以及侧向支撑对框承载能力的影响, 对复合材料C型和Z型整体机身框弯曲板试验件进行环向弯曲试验。采用大小相等方向相反的一对力偶将弯曲载荷施加在试验件上, 对工程方法进行修正, 与有限元模型一同对整体机身框失效载荷进行预测, 并与试验结果进行对比。结果表明: C型整体框拥有比Z型整体框更好的承载能力; 侧向支撑对整体机身框失效模式影响效果显著, 合理地设计布置侧向支撑, 是提高复合材料机身框承载效率的关键; 采用修正后的工程方法能够有效预测框的侧向失稳, 可以用于整体机身框尺寸和侧向支撑布置方案的快速计算迭代; 但是框内缘局部稳定性方法不够保守, 需要采用有限元模型进行优化迭代。

**关键词:** 机身框; 复合材料; 稳定性; 失效模式; 工程方法

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.12

## Research and strength analysis of hoop bending test of composite fuselage integral frame

LIANG Heng, TANG Guowei, ZHENG Xiaoling

(Composite Center, Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 201324, China)

**Abstract:** As the main bearing structure of civil aircraft, the fuselage frame is of great significance to the weight of the aircraft. A hoop bending test is carried out on the composite fuselage curved panels with C-type and Z-type integral frames to study the failure mode and load-bearing capacity of the integral frame, as well as the influence of lateral support on the load-bearing capacity of the frame. A pair of force couple is used to apply bending load on the panel. The modified engineering method and finite element (FE) model are used to predict the failure load and compare with the test results. The results show that C-type integral frame has better design redundancy than Z-type integral frame. The arrangement of lateral support is the key to improve the load capability of the integral frame, as it can affect the failure mode. The modified engineering method can predict the frame lateral stability effectively, which can be used for calculation iterations of the integral frame size and lateral support arrangement rapidly. However, the engineering algorithm for inner flange local stability is not conservation, and the FE model should be used for optimization iteration.

**Key words:** fuselage frame; composite; stability; failure mode; engineering method

收稿日期: 2022-02-17; 修回日期: 2022-04-13

通信作者: 梁珩, liangheng@comac.cc

引用格式: 梁珩, 汤国伟, 郑晓玲. 复合材料整体机身框环向弯曲试验研究与强度分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 104-113.

LIANG Heng, TANG Guowei, ZHENG Xiaoling. Research and strength analysis of hoop bending test of composite fuselage integral frame[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 104-113. (in Chinese)

## 0 引言

民用飞机中机身框主要起到维持机身壁板外形、承担机身面外载荷的作用,作为壁板的加筋结构能够提高机身抗弯刚度,是机身承载结构的重要组成部分<sup>[1]</sup>。近年来随着高强度碳纤维复合材料的研究愈发成熟,新一代的大型民用飞机如波音787和空客A350均采用了先进复合材料作为飞机的主承力结构,可以减少12%~15%的最大起飞重量<sup>[2]</sup>。其中,波音787-9采用了复合材料整体机身框,充分发挥了复合材料可设计性强、连接件数量少的优点,可以大幅降低飞机的结构重量<sup>[3]</sup>。

复合材料结构的失稳是复合材料机身的主要失效模式,对于复合材料加筋结构的稳定性,国内外已经进行了大量研究,给出了复合材料机身壁板结构的设计、分析和验证方法<sup>[4-8]</sup>。然而对于复合材料机身框,这种筋条高度较大的结构在环向载荷作用下的失效研究相对较少。龚德志等<sup>[9]</sup>研究了加筋壁板在轴向压缩载荷作用下长桁凸缘的侧向稳定性,给出了侧向支撑件的刚度设计计算方法;何周理等<sup>[10]</sup>对单个C型整体框采用两端施加载荷的方式,使考核区承担纯弯曲载荷,最终试验件发生面外失稳,且在支持区域发生破坏;陆磊等<sup>[11]</sup>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;陈昊等<sup>[12]</sup>对复合材料机身曲框进行了环向弯曲加载试验,对曲框的环向稳定性和破坏模式进行了分析;高宾华等<sup>[13]</sup>采用三点弯的方式研究了J型机身框在冲击载荷作用下的载荷响应和能量吸收,发现J型截面发生扭转变形;S. Heimbs等<sup>[14]</sup>通过试验获取了C型整体框内缘和腹板的动响应参数,并建立有限元模型对机身适坠性进行了模拟;Zhang Lei等<sup>[15]</sup>采用全新的屈曲理论研究C型和Z型梁的侧向稳定性,并与有限元模型进行了对比;Hao C等<sup>[16]</sup>采用四点弯的试验方式对比研究了C型和Z型整体框的屈曲和后屈曲承载能力。上述文献主要研究对象为单框结构,在试验过程中由于缺少壁板的足够支撑,试验件大多发生扭转变形,与实际飞机结构变形状态不符。

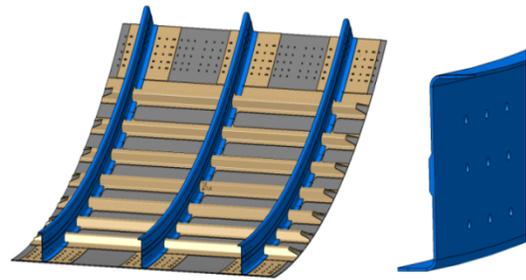
本文对比研究C型和Z型整体机身框的承载能力,针对框侧向失稳问题,对工程方法进行修

正,并将工程方法和有限元分析方法计算得到的失效应变与试验结果进行对比分析。

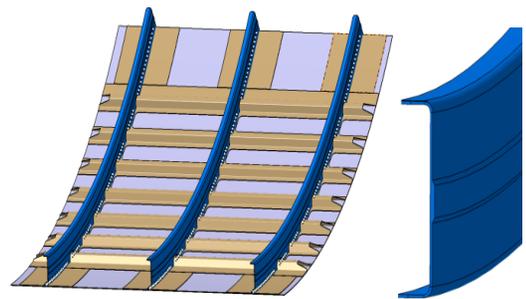
## 1 试验件与试验

### 1.1 试验件

机身框的主要功能是维持机身剖面的形状,承担飞机惯性载荷、气动载荷及增压载荷。在这些载荷的作用下,机身框主要承受拉伸、压缩、剪切及弯曲载荷。根据上述载荷形式及飞机结构形式,将试验件设计为3个框、7个长桁的带曲率壁板结构。试验件总长度为2 050 mm,总宽度为1 640 mm,曲率半径为3 000 mm。试验件长桁剖面为帽型,框剖面分别采用C型和Z型,如图1所示。



(a) Z型整体框及试验件



(b) C型整体框及试验件

图1 复合材料整体机身框试验件示意图  
Fig. 1 Composite panels with integral frames

试验件的蒙皮、长桁和框均采用中模高强碳纤维自动铺丝/铺带预浸料进行制造,铺层信息如表1所示,单层厚度 $t=0.19$  mm,蒙皮与长桁连接为共胶接,框与壁板之间采用高锁螺栓连接。预浸料材料基本力学性能如表2所示。

表 1 试验件铺层信息  
Table 1 layer information of test article

部位	层数	铺层顺序
蒙皮	12	[45/-45/0/90/45/-45] <sub>s</sub>
长桁	9	[45/0/0/-45/90/-45/0/0/45]
框	10	[45/-45/0/90/45/-45/90/0/-45/45]

表 2 预浸料力学性能  
Table 2 Mechanical properties of prepreg tape

参数	数值	参数	数值
$E_{11}/\text{GPa}$	155	$\mu_{12}$	0.3
$E_{22}/\text{GPa}$	9.6	$t/\text{mm}$	0.19
$G_{12}/\text{GPa}$	4.6		

由于民用飞机机身框需要有较好的抗弯刚度,因此设计的内缘高度较高,且将材料尽量往内、外缘条堆积。但是这样的设计会导致框内缘的侧向弯曲刚度大幅降低,在承受弯曲载荷时,存在侧向失稳先于内缘局部失稳的危险,从而引起框剖面形状的改变,结构承载效率降低。因此需要在合适的距离设计框侧向支撑角片,如图 2 所示,用最小的重量代价获得框与壁板组合剖面的最大抗弯刚度。



图 2 侧向支撑角片示意图  
Fig. 2 Diagram of lateral support

本文试验共设计 5 种构型的试验件,如表 3 所示,用于研究 C 型整体框与 Z 型整体框的承载能力以及侧向支撑角片的支撑效果,其中支撑跨距指相邻侧向支撑之间长桁的数量。

表 3 复合材料整体框弯曲试验件构型  
Table 3 Test configuration of composite integral frame

编号	构型	支撑数量	支撑跨距	框连续受压长度/mm
Z-1#	Z 型	—	—	1 700
Z-2#	Z 型	2	4	800
Z-3#	Z 型	4	2	400
C-1#	C 型	—	—	1 700
C-2#	C 型	4	4	400

## 1.2 试验支持与测量

本文试验的主要目的是对比 C 型整体框与 Z 型整体框的承载能力,获取整体框的失效模式,指导民用飞机复合材料整体机身框的设计。试验采用一对作动筒在试验件上下两侧协调加载,形成大小相等方向相反的一对力偶,将弯曲载荷对称地施加在两端夹持区域。由于试验件由 4 根台柱支撑,为防止试验过程中试验件变形带来额外的载荷约束,台柱一侧为固支,另一侧为铰支。试验装置的原理图如图 3 所示。

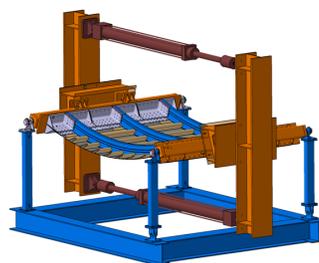


图 3 整体框弯曲试验装置  
Fig. 3 Test device of hoop bending test

试验开始前需要计算因夹具、液压作动筒自重产生的额外弯矩,在两个作动筒施加一对平衡力偶,从而保证试验件考核区承受纯弯曲载荷,扣重的计算方法如图 4 所示。

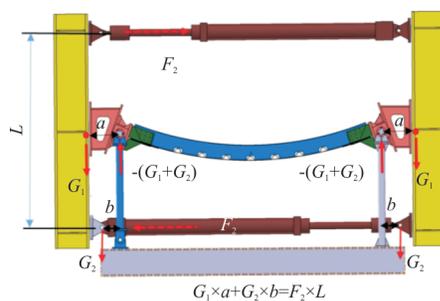


图 4 扣重载荷计算示意图  
Fig. 4 Tare load calculation

## 1.3 试验测量

为得到整体框在承弯状态下的载荷分布及失效状态,在试验件的内缘,腹板及蒙皮的正反面贴上应变片用于测量对应位置的应变,如图 5 所示。应变测量装置采用 ST-16 应变采集系统,量程为  $\pm 20\,000\ \mu\epsilon$ ,测量精度为 0.5 级。同时,本试验还用 3 维数字散斑测量系统对试验件框内缘进行位移测量。

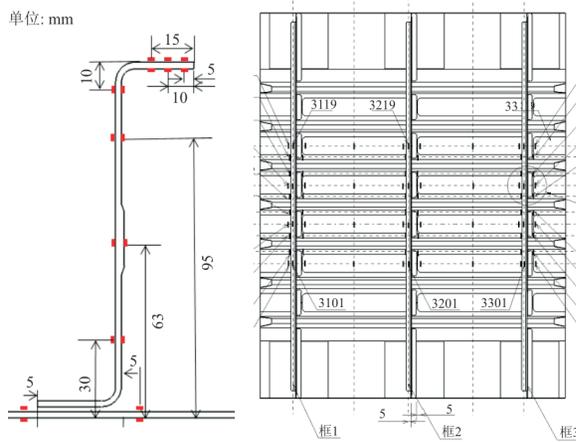


图 5 试验件贴片示意图

Fig. 5 Positions of strain gauges on integral frame panel

## 2 试验结果

Z-1#试验件中框腹板上同一高度环向应变片(202、205、208、211、214、217、220)的载荷—应变曲线如图 6 所示,可以看出:应变曲线在线性阶段有良好的一致性,表明试验载荷均匀施加在试验件考核区上。

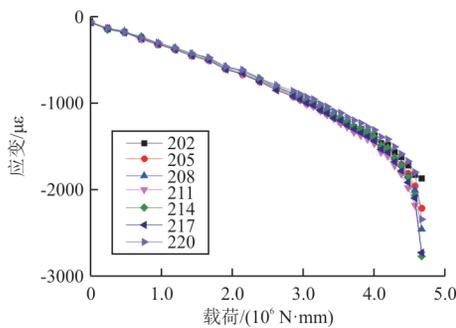


图 6 Z-1#中框腹板环向载荷—应变曲线

Fig. 6 Hoop load-strain curves of Z-1# middle frame web

复合材料整体机身框弯曲试验各个构型试验件的失效模式以及破坏载荷的汇总如表 4 所示。

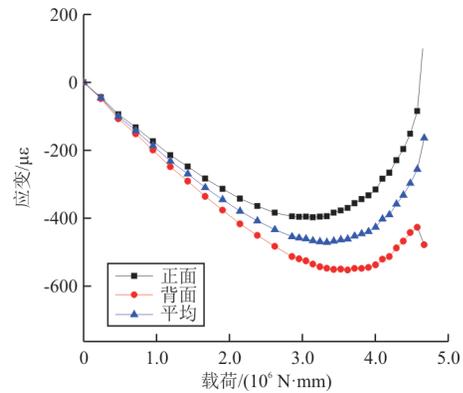
表 4 整体框不同构型失效模式及破坏载荷对比

Table 4 Comparison of failure modes and failure loads of different configurations of integral frame

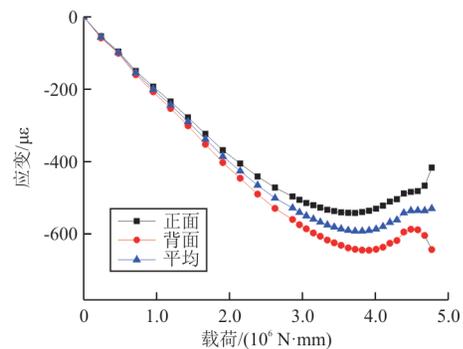
编号	支撑数量	失效模式	失效载荷/ (N·mm)	破坏载荷/ (N·mm)
Z-1#	—	侧向失稳	$3.33 \times 10^6$	$4.66 \times 10^6$
Z-2#	2	侧向失稳	$5.56 \times 10^6$	—
Z-3#	4	内缘局部失稳	$8.01 \times 10^6$	$9.72 \times 10^6$
C-1#	—	侧向失稳	$3.73 \times 10^6$	$4.77 \times 10^6$
C-2#	4	内缘局部失稳	$8.38 \times 10^6$	$1.02 \times 10^6$

失效载荷指试验件出现第一种失效模式时的载荷,破坏载荷指试验件发生破坏失去承载能力时的载荷。Z-2#试验件因其他需要,未进行破坏载荷试验。从表 4 可以看出:当整体框没有侧向支撑时,在受到压缩载荷时,框连续受压长度可认为无限长。此时,受到主惯性矩方向的影响,内缘会带动框腹板向内侧倾斜,这种非线性变形会改变框组合剖面的形状,降低框的承载能力。

选取试验件中框对称面上内缘的 4 组背对背应变片,绘制平均载荷—应变曲线,如图 7 所示,可以看出:Z-1#试验件在载荷为  $3.33 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{mm}$ ,内缘平均应变仅在  $481 \mu\epsilon$  时,C-1#试验件在载荷为  $3.73 \times 10^6 \text{ N}\cdot\text{mm}$ ,内缘平均应变在  $592 \mu\epsilon$  时,内缘应变曲线开始反向弯曲,表明内缘失去承载能力。



(a) Z-1#试验件



(b) C-1#试验件

图 7 整体框无侧向支撑试验件考核区内缘载荷—应变曲线  
Fig. 7 Load-strain curve of inner flange in focus area of integral frame without lateral support

Z-1#试验件中框对称面上腹板的背对背应变如图 8 所示,可以看出:腹板一侧应变快速增加,但是另一侧变化较小,框向内缘方向发生失稳,载荷向外缘汇聚;随着载荷的增加,框侧向变形加剧,

外缘R区受到严重的层间载荷,最终导致层间分层,使试验件完全丧失承载能力。破坏时框内缘最大侧向位移42 mm,破坏部位如图9所示。

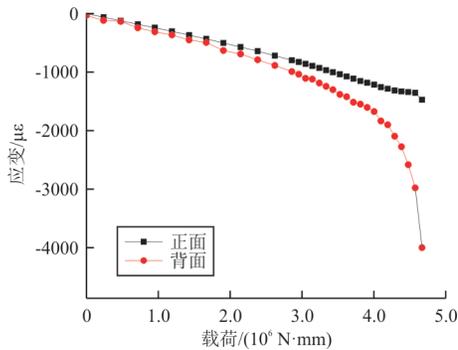


图 8 Z-1#中框腹板对称面载荷—应变曲线  
Fig. 8 Hoop load-strain curves of Z-1# middle frame web symmetry axis



图 9 整体框无侧向支撑试验件外缘R区破坏  
Fig. 9 Unfolding failure of outer flange of integral frame without lateral support

Z-2#试验件在框上增加2个侧向支撑件,侧向支撑之间的距离为800 mm。Z-2#试验件考核区内缘背对背应变片的载荷—应变曲线如图10所示,可以看出:试验件内缘应变在初始阶段表现出良好的线性关系;在载荷达到 $5.56 \times 10^6$  N·mm时,内缘背对背应变发生了非线性的转折,表明试验件发生了侧向失稳,平均应变为 $1\,296 \mu\epsilon$ 。

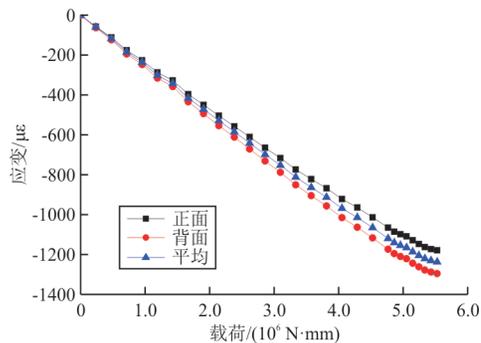
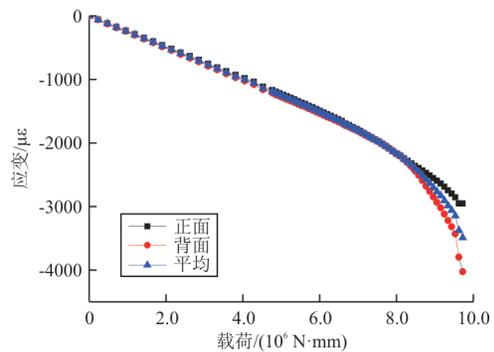
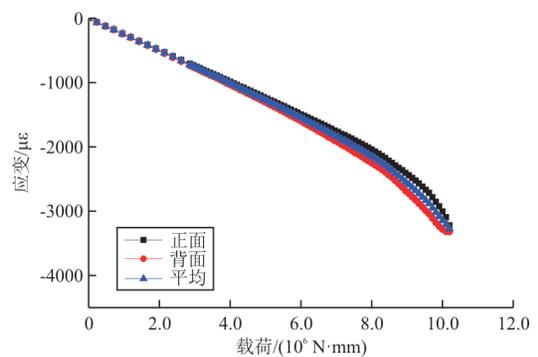


图 10 整体框双侧向支撑试验件考核区内缘载荷—应变曲线  
Fig. 10 Load-strain curve of inner flange in focus area of integral frame with two lateral supports

Z-3#和C-2#试验件增加4个侧向支撑件,侧向支撑之间的距离为400 mm。选取考核区内缘的背对背应变片,绘制载荷—应变曲线,如图11所示,可以看出:应变曲线表现出良好的线性承载能力,当载荷分别达到 $8.01 \times 10^6$ 和 $8.38 \times 10^6$  N·mm时,应变曲线发生分叉,表明内缘发生局部失稳,失效应变分别为 $2\,172$ 和 $2\,250 \mu\epsilon$ 。试验件最终破坏模式为内缘失稳分层,如图12所示。



(a) Z-3#试验件



(b) C-2#试验件

图 11 整体框4侧向支撑试验件考核区内缘载荷—应变曲线  
Fig. 11 Load-strain curve of inner flange in focus area of integral frame with four lateral supports



图 12 整体框内缘分层破坏  
Fig. 12 Delamination of integral frame inner flange

试验表明,侧向支撑对试验件失效模式影响至关重要,布置合适间距的侧向支撑,能够维持框的剖面形状,提升机身框的结构效率。

横向对比 5 种构型试验件内缘应变,如图 13 所示,可以看出:在线性段,C 型和 Z 型整体框的刚度及载荷分布基本一致,在进入非线性阶段后,无论是失效载荷还是破坏载荷,C 型整体框都要比 Z 型整体框高出 5% 左右。原因在于,Z 型整体框与 C 型整体框相比,内外缘方向不一致。在框受载变形的过程中,Z 型整体框外缘 R 区向外张开,C 型整体框外缘 R 区则向内闭合,受壁板紧固件连接的影响,C 型整体框外缘 R 区提供了更高的面外支撑刚度,因此 C 型整体框有着更高的承载能力。

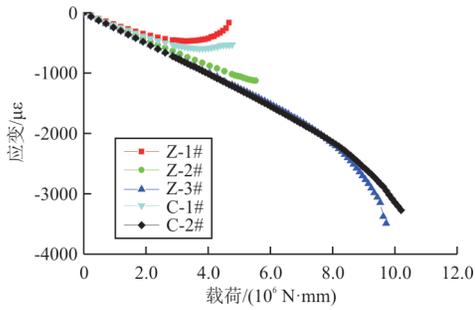


图 13 不同构型整体框内缘平均载荷—应变对比  
Fig. 13 Inner flange average strain comparison of different configuration panels with integral frame

### 3 整体框失效模式分析

#### 3.1 有限元模型

采用 ABAQUS 根据试验构型建立有限元模型,如图 14 所示。模型采用四节点缩减积分壳单元 (S4R),网格尺寸约为 5 mm。紧固件采用 1 维单元与壳单元刚性耦合 6 个自由度,框与壁板之间建立接触连接,在两侧建立参考点与试验件夹持边界耦合,其中一端参考点约束 6 个自由度,另一端释放弦向平动自由度,施加航向旋转,用于模拟弯曲载荷。

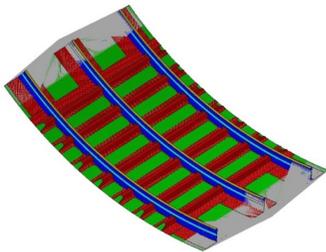


图 14 整体框弯曲试验有限元模型示意图  
Fig. 14 FE model of curved panel with integral frame

根据试验构型不同,共建立 C 型和 Z 型整体框无侧向支撑、双侧向支撑和四侧向支撑共五套模型,提取中框对称面处的内缘平均载荷—应变曲线判断模型的失效模式和失效载荷。

#### 3.2 框侧向稳定性工程方法

根据里兹法<sup>[15]</sup>,框侧向稳定性的问题简化为带有连续弹性支撑的压杆稳定性问题,侧向支撑简化为离散支撑刚度,如图 15 所示。

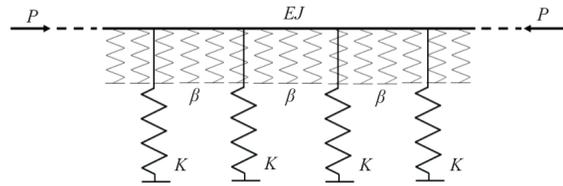


图 15 带有连续支撑的压杆稳定模型示意图  
Fig. 15 Diagram of elastic beam stability with continuously support under compression load

侧向失稳的临界载荷计算公式为

$$P_{cr}^* = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \left( m^2 + \frac{1}{m^2} \frac{\beta L^4}{\pi^4 EI} \right) \quad (1)$$

式中: $E$ 为框内缘等效模量; $I$ 为内缘主惯性矩; $L$ 为侧向支撑之间的框长度,或者框连续受压的长度; $m$ 为框发生侧向失稳时,侧向支撑之间的半波数, $m$ 的取值为整数。

框的侧向失稳,可以发生于  $m \in N^+$  时,从工程使用角度出发, $m$ 的取值应使得  $P_{cr}^*$  最小。此时有:

$$m = \text{int} \left[ \frac{1}{2} \left( \sqrt{1 + 4 \sqrt{\frac{\beta L^4}{\pi^4 EI}}} + 1 \right) \right] \quad (2)$$

式中: $\beta$ 为框内缘的支持刚度,由腹板支持刚度  $\beta_{web}$ 、蒙皮支持刚度  $\beta_{skin}$  和侧向支撑角片刚度  $K$  三部分构成。

对于各向异性的复合材料,腹板的支持刚度计算公式为

$$\beta_{web} = \frac{3D_{22,web}}{h^3} \quad (3)$$

式中: $h$ 为框内缘到蒙皮内表面的距离。

蒙皮支持刚度的计算公式为

$$\beta_{skin} = \frac{4D_{22,skin}}{h^2 b_s c} \quad (4)$$

式中: $b_s$ 为框间距; $c$ 为端部支持系数,对于紧固件连接的框一般取 1.0。

由于复合材料壁板采用帽型长桁,机身框上开有长桁通过孔,需要对蒙皮支撑刚度 $\beta_{skin}$ 进行修正:

$$\beta'_{skin} = \beta_{skin} \frac{L-l}{L} \quad (5)$$

式中: $\beta'_{skin}$ 为修正后的弥散支持刚度; $l$ 为框上长桁穿过孔的总宽度。

侧向支撑角片可以简化为一端固支,另一端施加集中载荷的变截面悬臂梁,其支撑刚度 $K$ 可采用公式(6)进行计算<sup>[17]</sup>:

$$K = \frac{4EI_1\lambda(\lambda-1)^4}{h_c^4(2+3\lambda-6\lambda^2+\lambda^3+6\lambda\ln\lambda)} \quad (6)$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{I_2}{I_1}} \quad (7)$$

$$P_{cr}^* = \frac{\pi^2 EI}{L^2} \left[ \frac{C \left( \frac{m^6 \pi^4}{L^2} - \frac{2m^4 \pi^2}{R^2} + \frac{m^2 L^2}{R^4} \right) + K' \left( \frac{EI}{R^2} + C \frac{m^2 \pi^2}{L^2} \right)}{\frac{EIm^2 \pi^2}{R^2} + C \frac{m^4 \pi^4}{L^2}} \right] \quad (10)$$

其中:

$$K' = \frac{\beta L^4}{\pi^2 EI} \quad (11)$$

$$C = GJ \quad (12)$$

式中: $R$ 为内缘的曲率半径; $C$ 为内缘的扭转刚度; $G$ 为内缘的剪切模量; $J$ 为扭转常数。

式(12)可以简化计算为

$$J = \frac{1}{3} \sum bt^3 \quad (13)$$

式中: $b$ 为内缘宽度; $t$ 为内缘厚度。

### 3.3 框内缘局部稳定性工程方法

对于整体框内缘受压局部失稳的计算,可以认为框内缘是两侧边一边自由、一边简支,两端受压的矩形平板,根据公式(14)计算局部失稳载荷<sup>[19]</sup>。

$$N_{xcr} = \frac{12D_{66}}{b^2} + \frac{\pi^2 D_{11}}{L^2} \quad (14)$$

式中: $b$ 为内缘宽度。

### 3.4 结果分析

不同支撑状态下,有限元计算得到的Z型整体框位移云图对比如图16所示。五种构型的内缘载荷—应变曲线如图17所示,可以看出:随着侧向支撑状态的变化,整体框失效模式发生变化。在无

式中: $I_1$ 为自由端截面惯性矩; $I_2$ 为固支端截面惯性矩; $h_c$ 为侧向支撑高度。

根据压杆稳定理论<sup>[18]</sup>,如果侧向支撑提供的刚度大于固支边界条件的刚度 $K_f$ ,则 $K=K_f$ 。

框内缘总支持刚度 $\beta$ 的计算公式为

$$\beta = \frac{\beta_{web} \beta'_{skin}}{\beta_{web} + \beta'_{skin}} + \frac{K}{L} \quad (8)$$

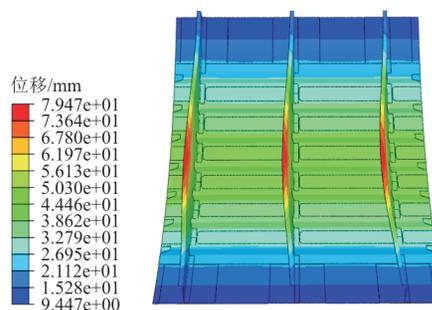
计算各个半波数的临界失稳载荷后,取最小值计算侧向失稳许用应变:

$$[\epsilon] = \frac{P_{cr}^*}{EA} \quad (9)$$

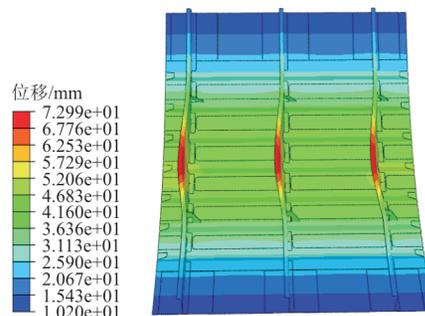
式中: $A$ 为内缘的面积。

上述临界失稳的载荷是基于直杆推导得到的,对于机身框,需要考虑机身曲率,对公式(1)进行修正:

侧向支撑和双侧向支持时,框的内缘正反面向同一方向偏转,结合图16,表明框失效模式为侧向失稳;在四侧向支撑(间距400mm)时,框内缘正反应变发生了分叉,表明框失效模式为内缘条局部失稳。



(a) Z-1#无侧向支撑



(b) Z-2#双侧向支撑

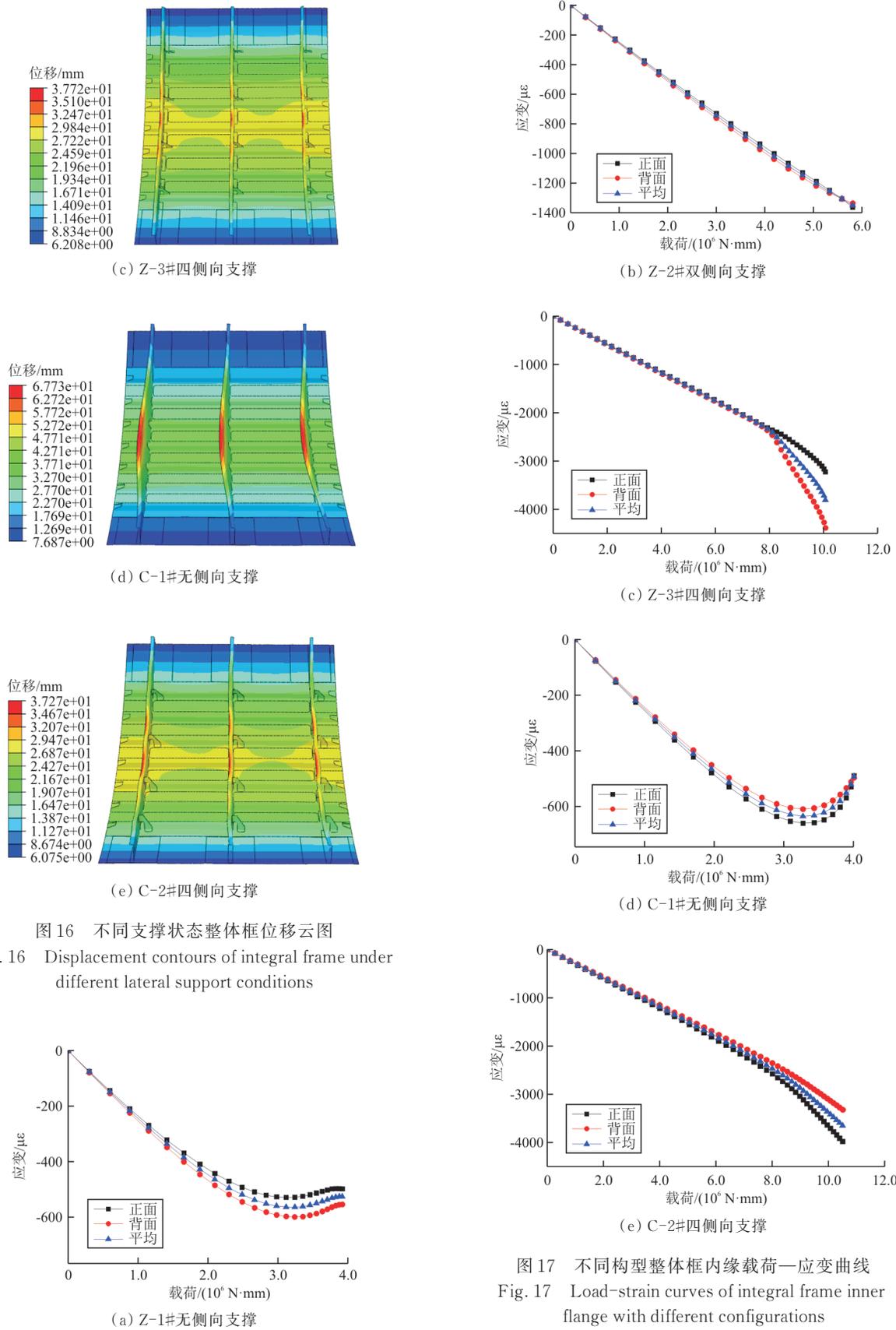


图 16 不同支撑状态整体框位移云图

Fig. 16 Displacement contours of integral frame under different lateral support conditions

图 17 不同构型整体框内缘载荷—应变曲线  
Fig. 17 Load-strain curves of integral frame inner flange with different configurations

采用有限元法、工程方法计算得到的框内缘 失效应变与试验结果的对比如表 5 所示。

表 5 整体框有限元法、工程方法与试验值对比  
Table 5 Comparison of finite element method, engineering algorithm and experimental values

编号	框构型	侧向支撑距离/mm	侧向稳定性工程值/ $\mu\epsilon$	内缘局部失稳工程值/ $\mu\epsilon$	失效模式	有限元值/ $\mu\epsilon$	试验值/ $\mu\epsilon$
Z-1#	Z型	1700	677	2742	侧向失稳	563	481
Z-2#	Z型	800	1416	2742	侧向失稳	1304	1296
Z-3#	Z型	400	4940	2742	内缘失稳	2246	2172
C-1#	C型	1700	677	2742	侧向失稳	634	592
C-2#	C型	400	4940	2742	内缘失稳	2466	2250

工程方法没有考虑外缘 R 区带来的额外刚度支撑作用,因此 C 型整体框与 Z 型整体框计算值一样。当侧向支撑距离大于 800 mm 时,工程方法计算结果表明整体框首先发生侧向失稳,且计算结果与试验数据相差 200  $\mu\epsilon$  以内;当侧向支撑距离为 400 mm 时,工程方法计算结果表明整体框首先发生内缘局部失稳,但是计算结果比试验值高出 22%,并不保守。其原因在于工程方法中将内缘 R 区假设为简支,但试验过程中框腹板发生变形,对框内缘的支持作用弱于简支。

相比之下,有限元计算结果与试验数据吻合较好,但针对不同的构型,有限元法需要大量的前处理和计算时间。因此在初步设计阶段,可以采用工程方法计算框侧向失稳的临界值,用于快速计算框的初步尺寸和侧向支撑的布置方案。在详细设计阶段则需采用有限元法对框的尺寸进行精细设计和优化。

## 4 结 论

(1) 通过试验和有限元法分析了 C 型整体机身框与 Z 型整体机身框的失效模式和破坏过程,研究了 C 型整体框和 Z 型整体框在承载能力上的区别,受缘条方向影响,在相同的安装方式和受载环境下,C 型整体框具有更高的承载能力。

(2) 没有侧向支撑或侧向支撑距离大于 800 mm 时,整体框的主要失效模式为框侧向失稳,框剖面变形过大,剖面抗弯刚度迅速下降,框承载能力较低;当侧向支撑间距为 400 mm 时,整体框主要失效模式为内缘的局部失稳,框剖面几乎没有形变,框承载能力显著提升。因此,在设计复合材料整体机身框时,应避免发生侧向失稳,增加侧向支撑,可以有效提高机身框的承载能力。

(3) 本文在里兹法的基础上,对框的侧向稳定

性工程方法进行了修正。经过与试验和有限元结果的对比,修正后的工程方法能够有效预测整体框的侧向失稳应变,可以快速高效地支持机身框尺寸和侧向支撑布置方案的设计。但是框内缘局部稳定性方法不够保守,需要采用有限元模型进行优化迭代。

## 参 考 文 献

- [1] 黄雨霓,余康. 民用飞机普通框结构设计分析[J]. 科学技术创新, 2018(25): 168-169.  
HUANG Yuni, YU Kang. Structure design and analysis of civil aircraft fuselage frame[J]. Scientific and Technological Innovation, 2018(25): 168-169. (in Chinese)
- [2] ALBERT R A, ADAM P K. Vibroacoustic tailoring of a rodstiffened composite fuselage panel with multidisciplinary considerations[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(2): 692-702.
- [3] KOLESNIKOV B, HERBECK L. Carbon fiber composite airplane fuselage: concept and analysis[C]// Merging the Efforts: Russia in European Research Programs on Aeronautics. [S. l.]: Russia in European Research Programs, 2004: 1-11.
- [4] GAL E, LEVT R, ABRAMOVICH H, et al. Buckling analysis of composite panels [J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 179-185.
- [5] DEGENHARDT R, KLING A, ROHWER K, et al. Design and analysis of stiffened composite panels including post-buckling and collapse[J]. Computers and Structures, 2008, 86: 919-929.
- [6] 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.
- [7] 高伟,姚雄华,王运锋. 复合材料加筋壁板压缩稳定性工程算法验证研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 851-858.  
GAO Wei, YAO Xionghua, WANG Yunfeng. Research on engineering calculation verification of compression buckling of composite stiffened panel [J]. Advances in Aeronautical

- Science an Engineering, 2020, 11(6): 851-858. (in Chinese)
- [8] 李真, 程立平. 复合材料机身帽型长桁加筋壁板压缩屈曲及失效特性研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(4): 123-130.  
LI Zhen, CHENG Liping. Research on compression buckling and failure characteristics of composite fuselage cap-stiffened panel[J]. Advances in Aeronautical Science an Engineering, 2021, 12(4): 123-130. (in Chinese)
- [9] 龚德志, 王新栋, 王爱军, 等. 加筋壁板长桁凸缘侧向稳定性设计与研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2018(3): 104-107.  
GONG Dezhi, WANG Xindong, WANG Aijun, et al. Design and study on the lateral stability of the stringer flange of stiffened panel[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2018(3): 104-107. (in Chinese)
- [10] 何周理, 何林锋, 李萍. 飞机复合材料 C 型框研究[J]. 装备制造技术, 2015(11): 215-216, 221.  
HE Zhouli, HE Linfeng, LI Ping. Study on composite C-frame structure of aircraft [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2015(11): 215-216, 221. (in Chinese)
- [11] 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 Lei, XU Jiabao, LI Jieyu. Analysis and research of composite fuselage frame buckle under axial compression [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(1): 69-75. (in Chinese)
- [12] 陈昊, 柴亚南, 迟坚, 等. 复合材料机身曲板环向弯曲加载试验及失效机制[J]. 复合材料学报, 2020, 37(10): 2463-2472.  
CHEN Hao, CHAI Yanan, CHI Jian, et al. Experiment and failure mechanism of composite fuselage curved panel under circumferential bending load[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(10): 2463-2472. (in Chinese)
- [13] 高宾华, 任毅如. 编织复合材料机身隔框的冲击动力学特性[J]. 复合材料学报, 2017, 34(8): 1780-1787.  
GAO Binhua, REN Yiru. Impact dynamic characteristics of braided composite fuselage frame [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(8): 1780-1787. (in Chinese)
- [14] HEIMBS S, HOFFMANN M, WAIMER M, et al. Dynamic testing and modeling of composite fuselage frames and fasteners for aircraft crash simulations[J]. International Journal of Crashworthiness, 2013, 18(4): 406-422.
- [15] ZHANG Lei, TONG Genshu. Lateral buckling of simply supported C-and Z-section purlins with top flange horizontally restrained[J]. Thin-Walled Structures, 2016, 99: 155-167.
- [16] HAO C, NAN C Y, PENG Z, et al. Research on buckling and post-buckling characteristics of composite curved stiffened fuselage panel under hoop bending load[C]// IOP Material Science Engineering. [S.l.]: IOP, 2019: 012045.
- [17] 克里斯托斯·卡萨波格罗. 飞机复合材料结构设计与分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.  
KASSAPOGLOU C. Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011. (in Chinese)
- [18] 陆念力, 孟丽霞. 基于二阶理论的弹性约束变截面悬臂梁刚度与稳定性分析[J]. 工程力学, 2012, 29(12): 365-369.  
LU Nianli, MENG Lixia. The stiffness and stability analysis of a tapered beam with elastic restraint considering second-order effects[J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(12): 365-369. (in Chinese)
- [19] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2017.  
LIU Hongwen. Mechanics of materials[M]. Beijing: Higher Education Press, 2017. (in Chinese)

#### 作者简介:

梁珩(1989—),男,博士,工程师。主要研究方向:复合材料结构设计。

汤国伟(1985—),男,硕士,研究员。主要研究方向:复合材料结构设计。

郑晓玲(1962—),女,博士,副总设计师。主要研究方向:复合材料结构设计。

(编辑:丛艳娟)