

文章编号:1674-8190(2020)06-851-08

复合材料加筋壁板压缩稳定性工程算法验证研究

高伟,姚雄华,王运锋

(航空工业第一飞机设计研究院 结构设计研究所,西安 710089)

摘要: 复合材料加筋壁板的主要失效模式是丧失稳定性,为确保其结构安全同时有效降低结构重量,有必要对其稳定性校核时的边界条件和蒙皮受载边宽度选取进行系统的研究。通过对两种边界条件、三种蒙皮受载边宽度选取进行研究,提出考虑长桁影响的蒙皮受载边宽度选取方法,进行加筋壁板稳定性计算,将计算结果与试验结果进行验证。结果表明:边界条件选取四边简支,蒙皮受载边宽度选取考虑长桁影响的工程稳定性计算方法准确度最高,计算结果与试验结果最小偏差 0.29%,最大偏差 7.16%,且全部低于试验值;该方法用于结构强度稳定性校核是安全可靠的。

关键词: 复合材料;加筋壁板;稳定性;工程计算方法

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Engineering Calculation Verification of Compression Buckling of Composite Stiffened Panel

GAO Wei, YAO Xionghua, WANG Yunfeng

(Structural Design and Research Department, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The main failure mode of composite stiffened panel is buckling. In order to ensure the safety of the structure and effectively reduce the weight of the structure, it is necessary to systematically study the boundary conditions and the width of the load-bearing edge of the skin when checking the buckling. Through the study of two kinds of boundary conditions and three kinds of skin load edge width selection, a method of skin load edge width selection considering the influence of stringer is put forward to calculate the buckling of stiffened panel and verify with the test results. The research results show that the engineering buckling calculation method with the boundary conditions of four sides simply supported and the width of the loading edge of the skin considering the influence of the stringer has the highest accuracy, the minimum deviation between the calculation results and the test results is 0.29%, the maximum deviation is 7.16%, and all of them are lower than the test values. It is safe and reliable to use this method to check the strength and stability of structures.

Key words: composite; stiffened panel; buckling; engineering calculation method

收稿日期:2020-01-29; 修回日期:2020-04-01

通信作者:高伟,51418747@qq.com

引用格式: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 and Engineering, 2020, 11(6): 851-858. (in Chinese)

0 引言

先进复合材料具有比强度和比模量高、可设计性强、易于整体成形等许多优异性能,将其用于飞机翼面盒段壁板上,可明显降低结构重量。加筋壁板承受的主要载荷是由盒段弯矩引起的轴向拉伸应力或压缩应力,其承受压缩载荷时主要失效模式是丧失稳定性。为了保证结构的使用安全,对其结构稳定性校核是翼面结构强度校核的一项重要内容。加筋壁板的稳定性主要取决于结构自身的刚度和边界条件,典型边界条件主要有简支和固支两种,长桁和翼肋对蒙皮的边界支持介于简支和固支边界条件之间,而按四边简支和按四边固支计算的失稳载荷相差较大,因此在加筋壁板稳定性校核时边界条件的选取一直是困扰工程技术人员的技术难题。

目前,国内外对复合材料加筋壁板稳定性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对比研究。杨俊清等^[1]研究了不同边界条件下,帽型加筋壁板轴压稳定性工程计算方法,研究表明,边界条件选取四边固支,假设加筋壁板长桁与蒙皮轴向刚度相等进行长桁下缘条厚度折算时,计算的结果与试验值最接近;郑洁等^[2]研究了工型长桁加筋壁板的轴压稳定性工程计算方法,认为采用相邻长桁下缘条中线作为蒙皮受载边宽度是合理的;吕毅等^[3]研究了加筋壁板蒙皮受载边宽度和自身厚度对工程计算方法结果的影响,研究表明,薄蒙皮受载边宽度按长桁下缘条中线选取较合理,厚蒙皮受载边宽度按长桁轴线间距选取较合理;霍世慧等^[4]利用工程及有限元方法分别分析了加筋壁板总体和局部稳定性问题,利用有限元软件进行计算,得到一种较合适的模型和边界条件;葛东云等^[5]研究验证了工程计算中蒙皮受载边有效宽度法、长桁刚度等效修正法,修正了现有加筋板稳定性的工程计算公式;石经纬等^[6]研究了 T 型长桁加筋壁板稳定性计算方法,结果表明,将长桁缘条截面积折算到蒙皮厚度进行计算,计算结果与试验值最接近;金迪等^[7]研究了长桁横截面积变化对加筋壁板稳定性的影响,研究表明,长桁横截面积提高,可以有效提高加筋壁板的失稳载荷;I. C. Lee 等^[8]对工型

加筋板进行了稳定性及承载能力研究;R. Zimmermann 等^[9]对 T 型加筋板进行了稳定性及承载能力研究,研究结果均表明加筋壁板失稳后仍然具有较大承载能力。上述对复合材料加筋壁板稳定性研究并未充分考虑长桁几何参数、截面形状变化对加筋壁板稳定性的影响。

本文以碳纤维增强树脂基复合材料加筋壁板为研究对象,通过改变加筋壁板蒙皮厚度、长桁几何参数、长桁截面形状等参数,共设计 4 组构型试验件,结合参考文献,综合使用不同边界条件、蒙皮受载边宽度的选取方法,同时提出一种引入长桁有效刚度折减系数的蒙皮受载边宽度选取方法,对其进行轴压稳定性试验和加筋壁板稳定性校核。

1 稳定性分析方法

加筋壁板的稳定性分析一般分为三种:加筋壁板长桁之间蒙皮的局部失稳或长桁的局部失稳;加筋壁板的总体失稳;加筋壁板压损破坏^[11]。工程上,加筋壁板结构有效长细比一般处于过渡区,即加筋壁板破坏之前,蒙皮或长桁将先发生局部失稳,同时结构强度设计要求不允许长桁先于蒙皮失稳,本文主要研究加筋壁板蒙皮的稳定性。

两根相邻的长桁间蒙皮稳定性一般按矩形层压板进行稳定性分析。层压板两端和两侧边的边界条件,按其周边的翼肋和长桁的刚度大小,简化成典型的固支边界条件或简支边界条件^[11]。在计算蒙皮局部失稳载荷时,蒙皮受载边宽度取法主要有 3 种:长桁轴线间距 b_3 ;长桁下缘条中线间距 b_2 ;长桁下缘条自由边间距 b_1 。蒙皮受载边宽度选取方法如图 1 所示,计算方法及边界条件选取如表 1 所示。

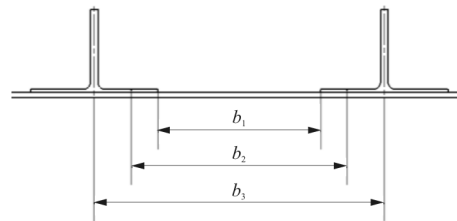


图 1 蒙皮受载边宽度选取方法示意图

Fig. 1 The method of selecting the width of the loading edge of skin

表 1 蒙皮局部稳定性计算方法

Table 1 Calculation method of skin local buckling

方法	蒙皮受载边宽度	边界条件
方法 1	b_1	四边简支
方法 2	b_2	四边简支
方法 3	b_3	四边固支
方法 4	$b_3 - \delta$	四边简支
方法 5	b_3	四边简支

方法 1、方法 2 和方法 5 按四边简支正交各向异性矩形层压平板轴压稳定性载荷的公式校核为

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

方法 3 按四边固支正交各向异性矩形层压平板轴压稳定性载荷的公式校核为

$$N_x = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2} \cdot \left[2.26 \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + 1.225 \left(\frac{D_{12} + 2D_{66}}{D_{22}} \right) \right] \quad (2)$$

方法 4 中 $b_3 - \delta$ 是本文采用的引入长桁有效刚度折减系数的蒙皮受载边宽度选取值,此方法主要基于长桁刚度对蒙皮稳定性的影响,对蒙皮受载边宽度选取值进行修正,修正后按式(1)进行校核。

上述参数: N_x 为单位长度上轴压屈曲载荷; m 为沿板的方向屈曲半波数; D_{ij} 为弯曲刚度系数; a 为加筋壁板长度; b 为蒙皮受载边宽度; δ 为长桁有效刚度折减系数,计算公式: $\delta = \frac{E_2 A_2}{2E_1 A_1 + E_2 A_2} \times b$; E_1 为加筋壁板蒙皮等效模量; E_2 为加筋壁板长桁下缘条等效模量; A_1 为加筋壁板蒙皮横截面积; A_2 为加筋壁板长桁下缘条横截面积。

2 试验设计

2.1 试验件设计

本文以工型和 T 型两种加筋壁板长桁截面形状为研究对象,共设计四种构型试验件。构型 I 和构型 II 试验件长桁截面形状为 T 型加筋,构型 III

和构型 IV 试验件长桁截面形状为工型加筋;构型 I 和构型 III 试验件、构型 II 和构型 IV 试验件蒙皮厚度相同,长桁截面面积占比相当。试验件外形按平面考虑,长度取 1 个翼肋间距,宽度取 3 个长桁间距。加筋壁板选用高温固化中模高强碳纤维增韧环氧树脂单向带预浸料。试验件基本轮廓尺寸参数如图 2 所示,复合材料性能参数如表 2 所示,详细几何参数如表 3 所示,铺层信息如表 4 所示,其中, W_1 为加筋壁板长桁下缘条宽度; W_2 为加筋壁板长桁上缘条宽度; t_1 为加筋壁板蒙皮厚度; t_2 为加筋壁板长桁下缘条厚度; t_3 为加筋壁板腹板厚度; t_4 为加筋壁板上缘条厚度。

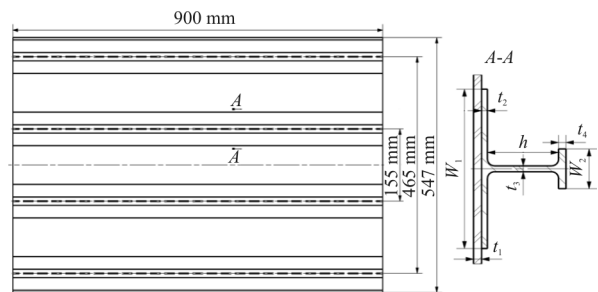


图 2 试验件几何参数示意图

Fig. 2 Geometric parameters of test parts

表 2 复合材料性能参数

Table 2 Composite material parts parameters

参数	数值	参数	数值
拉伸模量/MPa	129 000	剪切模量/MPa	5 380
压缩模量/MPa	9 800	单层厚度/mm	0.125
泊松比	0.3		

表 3 试验件详细几何参数信息

Table 3 Detailed geometric parameters of test parts

单位:mm

构型	W_1	W_2	h	t_1	t_2	t_3	t_4
构型 I	56	0	35	2.15	1.45	3.40	0
构型 II	56	0	35	3.40	2.45	4.90	0
构型 III	72	18	30	2.15	1.45	1.65	2.65
构型 IV	72	18	30	3.40	2.45	2.65	3.15

表 4 加筋壁板基本铺层信息
Table 4 Basic layer information of panel

试验件构型	类型	铺层信息
构型 I	t_1	[45/0/-45/90/-45/0/45/0] _s
	t_2	[45/0/0/-45/90/0] _s
	t_3	[45/0/0/-45/90/0/0/90/-45/0/0/45/0/0/45] _s
构型 II	t_1	[45/0/-45/90/-45/0/-45/0/45/45/90/-45/0] _s
	t_2	[45/0/-45/0/0/0/-45/90/45/0/0/45/90/-45/0/0/0/-45/0/45] _s
	t_3	[45/0/-45/0/0/0/-45/90/45/0/0/45/90/-45/0/0/0/-45/0/45] _s
构型 III	t_1	[45/0/-45/90/-45/0/45/0] _s
	t_2	[45/0/0/-45/90/0] _s
	t_3	[45/0/0/45/90/0] _s
	t_4	[45/0/0/45/90/0/-45/0/45/0] _s
构型 IV	t_1	[45/0/-45/90/-45/0/-45/0/45/45/90/-45/0] _s
	t_2	[45/0/-45/0/0/0/-45/90/45/0/0/45/90/-45/0/0/0/-45/0/45] _s
	t_3	[45/0/-45/0/0/0/-45/90/45/0/0/45/90/-45/0/0/0/-45/0/45] _s
	t_4	[45/0/-45/0/0/0/-45/90/45/0/0/45/90/-45/0/0/0/-45/0/45] _s

2.2 试验支持及加载

试验在 YD-200 型静态压力试验机 (2 000 kN, 精度±1%) 上进行。试验件的装卡如图 3 所示, 通过两个刀口的夹持, 模拟翼肋对加筋壁板的支持。

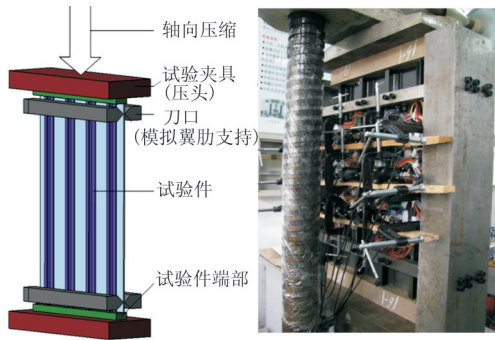


图 3 试验件支持和加载方式图

Fig. 3 Test support and loading method

试验中试验加载的力线通过试验件的形心, 以实现试验件处于纯压缩状态。试验件设计加载极限载荷如表 5 所示。

表 5 试验件设计加载极限载荷

Table 5 Design limit load of test parts

构型	设计极限载荷/kN
构型 I	531.4
构型 II	650.1
构型 III	539.1
构型 IV	641.2

2.3 试验测量及结果

I 型和 T 型加筋壁板试验件应变片位置相同, 如图 4 所示。加筋壁板蒙皮在同一位置正反面贴片, 应变片贴在两根长桁中间位置处, 沿长桁轴线方向贴单片, 长桁面的应变片编号有: 1A1~1A7, 1B1~1B7, 1C1~1C7; 非长桁面的应变片编号有: 1D1~1D7, 1E1~1E7, 1F1~1F7。长桁上应变片贴片位于图 4 中 2A(a)、2A(b)、2B(a)、2B(b)、2C(a)、2C(b)、2D(a)、2D(b)、2E(a)、2E(b)、2F(a)、2F(b) 所指示的位置。考虑复合材料制件工艺分散性, 每种构型试验件共计生产三件, 其中一件不同构型典型载荷—应变曲线如图 5~图 8 所示, 各构型试验件失稳及破坏载荷如表 6 所示。

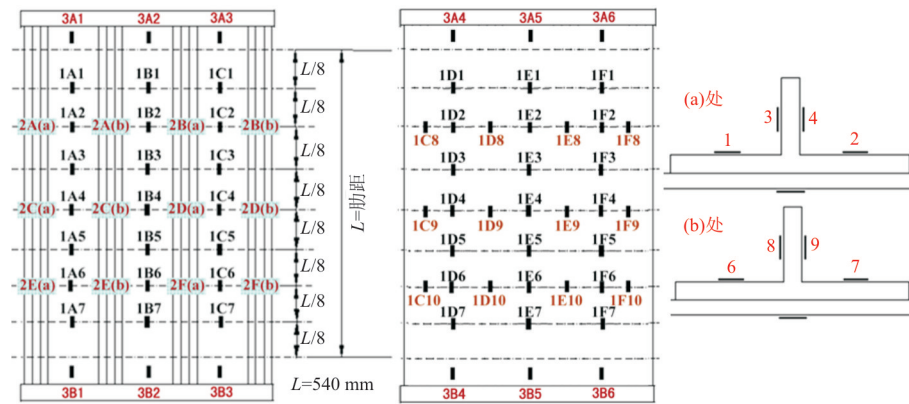
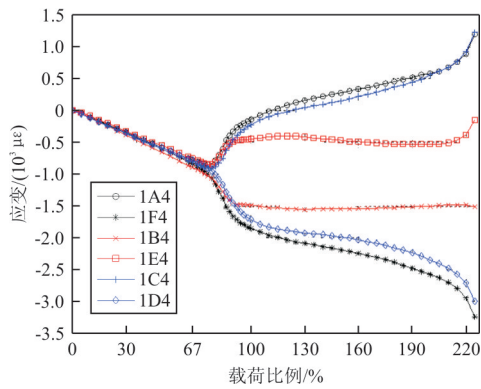
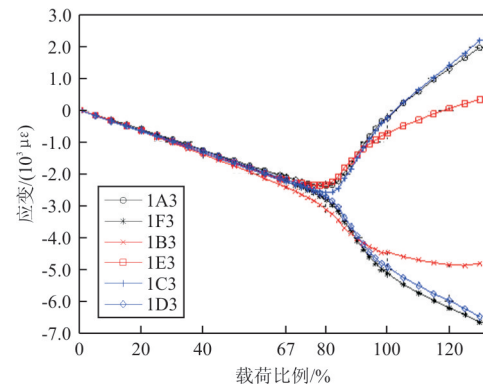


图 4 试验件贴片图

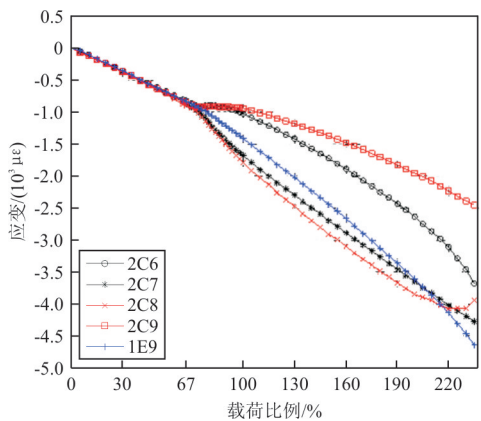
Fig. 4 Layout of strain gauge of test



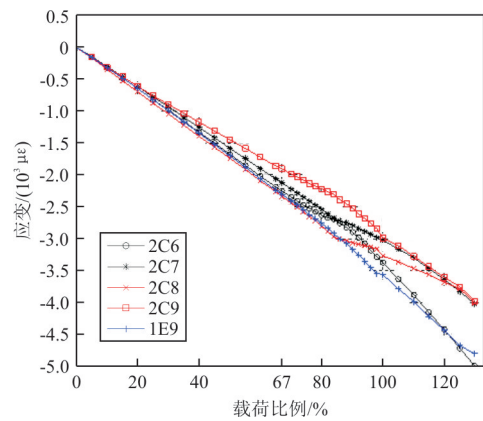
(a) 长桁面



(a) 长桁面



(b) 非长桁面



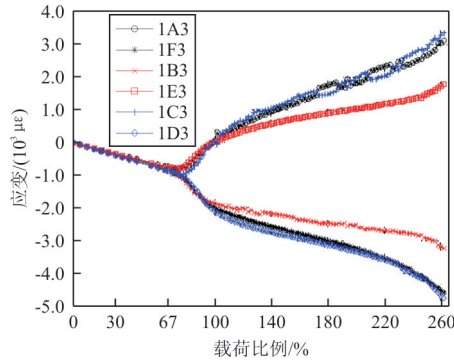
(b) 非长桁面

图 5 构型 I 典型载荷—应变曲线图

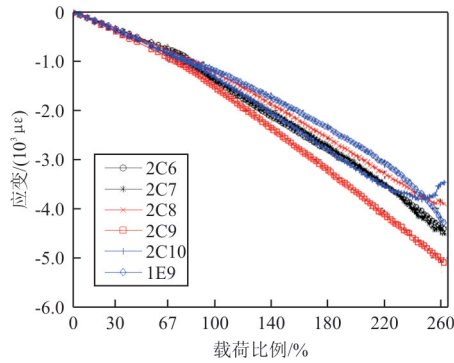
Fig. 5 Configuration I typical load-strain curve

图 6 构型 II 典型载荷—应变曲线图

Fig. 6 Configuration II typical load-strain curve



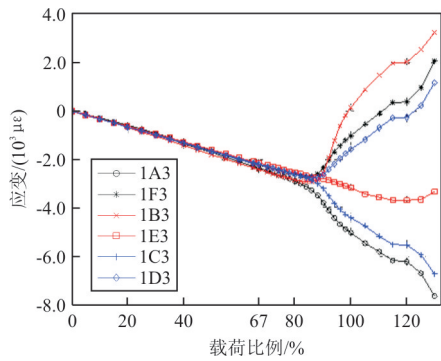
(a) 长桁面



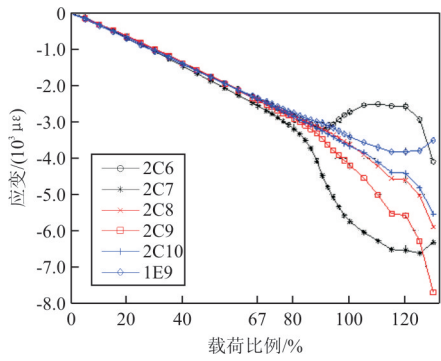
(b) 非长桁面

图 7 构型 III 典型载荷—应变曲线图

Fig. 7 Configuration III typical load-strain curve



(a) 长桁面



(b) 非长桁面

图 8 构型 IV 典型载荷—应变曲线图

Fig. 8 Configuration IV typical load-strain curve

表 6 各构型试验件失稳和破坏载荷

Table 6 Values of buckling load and failure load of different configuration test parts

构型	蒙皮失稳载荷/kN	长桁是否失稳	加筋壁板破坏载荷/kN
构型 I	119.98	是	378.62
构型 II	482.31	否	816.65
构型 III	130.32	否	436.07
构型 IV	559.49	否	830.51

构型 I 和构型 II 试验件为 T 型加筋壁板试验件。T 型长桁腹板一边自由,另一边由长桁下缘条提供支持,所以 T 型长桁腹板较易失稳。构型 I 长桁腹板厚度 3.4 mm,当载荷加载到 125.48 kN,长桁腹板失稳;构型 II 长桁腹板厚度 4.9 mm,直至破坏长桁腹板未见失稳。从图 5~图 6 可以看出:加筋壁板长桁薄腹板失稳后,仍然具有较大承载能力,加筋壁板长桁厚腹板直至破坏,未见失稳。

构型 III 和构型 IV 试验件为工型加筋壁板试验件。工型长桁腹板两边均由缘条提供支持,所以工型长桁腹板不易失稳。从图 7~图 8 可以看出:试验件加载过程中蒙皮发生失稳,直至破坏未见长桁发生失稳。

构型 I 和构型 III、构型 II 和构型 IV 试验件,加筋壁板蒙皮厚度及铺层信息相同,长桁截面形状不同、横截面积相当。构型 III 的加筋壁板失稳载荷和破坏载荷均大于构型 I 的失稳载荷和破坏载荷,构型 IV 加筋壁板失稳载荷和破坏载荷均大于构型 II 失稳载荷和破坏载荷,即工型加筋壁板蒙皮局部失稳载荷和后屈曲承载能力均高于 T 型加筋壁板。

3 计算结果对比

根据 5 种计算方法,对试验件加筋壁板蒙皮稳定性计算分析,各种方法计算结果及试验结果汇总如表 7~表 8 所示,其中误差百分比大于 0,表示计算值小于试验载荷值;误差百分比小于 0,表示计算值大于试验载荷值。

表7 计算结果及试验结果
Table 7 Calculation and test results

构型	载荷/kN					试验
	方法1	方法2	方法3	方法4	方法5	
构型I	212.75	123.76	137.56	111.44	83.39	119.98
构型II	847.39	492.86	555.05	480.91	331.94	482.31
构型III	338.78	144.17	140.50	122.82	84.86	130.32
构型IV	1358.94	576.15	532.93	519.43	339.07	559.49

表8 试验值与计算值误差
Table 8 Error between test value and calculation value

方法	误差/%				平均值/%	方差
	构型I	构型II	构型III	构型IV		
方法1	-77.32	-75.69	-159.96	-142.89	-113.97	14.40
方法2	-3.15	-2.19	-10.63	-2.98	-4.74	0.12
方法3	-14.65	-15.08	-7.81	4.75	-8.20	0.64
方法4	7.12	0.29	5.76	7.16	5.08	0.08
方法5	30.50	31.18	34.88	39.40	33.99	0.13

从表7~表8可以看出:

(1) 方法1、方法2、方法4和方法5边界条件相同,均选取四边简支,蒙皮受载边宽度选取方法直接影响计算结果的实用性。方法1蒙皮受载边宽度选取值 b_1 ,计算结果与试验结果相差最大,误差平均值为-113.97%;方法2蒙皮受载边宽度选取值 b_2 和方法4蒙皮受载边宽度选取值 $b_3-\delta$,计算结果与试验结果相差最小,误差绝对平均值约为5%,方法4计算结果方差值小于方法2计算结果方差值,且方法4计算结果小于试验结果,所以方法4优于方法2;方法5计算结果与试验结果相差较大,误差平均值为33.99%,采用此种方法稳定性校核,加筋壁板结构重量增加明显。对比计算结果和试验结果,加筋壁板稳定性校核方法优先选用方法4,其次方法2,不建议采用方法5和方法1。

(2) 方法3和方法5蒙皮受载边宽度选取方法相同,均选用长桁轴线间距值 b_3 ,方法3边界条件选取四边固支,计算结果与试验结果误差平均值为-8.20%;方法5边界条件选取四边简支,计算结果与试验结果误差平均值为33.99%。计算结果与试验结果对比表明:方法3计算结果的准确性较方法5高,但是方法3计算结果比试验值大,工程中采用此种稳定性校核方法偏危险。

(3) 考虑稳定性校核安全性和准确性,方法2、方法3和方法4可以应用于工程设计,方法4计算结果准确性和安全性均优于方法2和方法3;方法1和方法5计算结果与试验结果相差较大,方法1过于冒进,方法5过于保守,不建议应用于工程设计。

4 结论

(1) 加筋壁板蒙皮厚度及铺层信息相同,长桁横截面面积相当的情况下,工型加筋壁板的局部失稳载荷和后屈曲承载能力均大于T型加筋壁板。

(2) 构型I长桁腹板厚度3.4 mm,加筋壁板首先蒙皮失稳,然后长桁腹板失稳,最后加筋壁板破坏;构型II长桁腹板厚度4.9 mm,直至加筋壁板破坏,长桁未见明显失稳。T型加筋壁板腹板易失稳,长桁截面选用T型时,腹板失稳载荷需详细进行校核。

(3) 加筋壁板边界条件和蒙皮受载边宽度选取方法直接影响计算结果的实用性。方法1和方法5不建议应用于加筋壁板稳定性校核。方法2、方法3和方法4计算结果与试验结果相差不大,均满足工程校核需求,但是根据对比结果,方法2和方法3偏危险,采用此种方法建议辅助试验加以验证;方法4计算结果与试验结果最接近,同时计算结果小于试验结果,所以推荐采用方法4进行稳定性校核。

参考文献

- [1] 杨俊清, 王俊, 孟庆. 复合材料帽型加筋壁板轴压屈曲工程算法验证研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(1): 18-23. YANG Junqing, WANG Jun, MENG Qing. The engineering calculation method of hat-stiffened composite panel under axial compression[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2019(1): 18-23. (in Chinese)
- [2] 郑洁, 任善. 复合材料加筋壁板稳定性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 44-48. ZHENG Jie, REN Shan. Study on stability analysis method of composite stiffened plates[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 44-48. (in Chinese)
- [3] 吕毅, 张伟, 赵慧. T800碳纤维增强复合材料加筋壁板压缩稳定性试验及工程计算方法验证[J]. 航空工程进展, 2017, 8(3): 268-276. LÜ Yi, ZHANG Wei, ZHAO Hui. Compression stability test and engineering calculation methods verification of T800 carbon fiber reinforced composite stiffened panels[J].

- Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8 (3): 268-276. (in Chinese)
- [4] 霍世慧, 王富生, 王佩艳, 等. 复合材料机翼加筋壁板稳定性分析[J]. 应用力学学报, 2010, 27(2): 423-427.
HUO Shihui, WANG Fusheng, WANG Peiyan, et al. Stability analysis on the ribbed panel of the composite wing [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(2): 423-427. (in Chinese)
- [5] 葛东云, 莫与明, 何柏灵, 等. 复合材料帽型加筋板轴压试验及承载能力预测[J]. 复合材料学报, 2016, 33(7): 1531-1539.
GE Dongyun, MO Yuming, HE Bailing, et al. Test and ultimate load capacity prediction of hat-stiffened composite panel under axial compression[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2016, 33(7): 1531-1539. (in Chinese)
- [6] 石经纬, 赵娟, 刘传军, 等. 复合材料翼面壁板轴压稳定性[J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1321-1333.
SHI Jingwei, ZHAO Juan, LIU Chunjun, et al. Stability of composite stiffened panels under compression[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2020, 37(6): 1321-1333. (in Chinese)
- [7] 金迪, 寇艳荣. 复合材料加筋壁板结构选型设计[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1142-1146.
JIN Di, KOU Yanrong. Structural style selection design of composite stiffened panel[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2016, 33(5): 1142-1146. (in Chinese)
- [8] LEE I C, KIM C G, HONG C S. Buckling and postbuckling behavior of stiffened composite panels loaded in compression[J]. AIAA Journal, 1997, 35(1): 202-204.
- [9] ZIMMERMANN R, KLEIN H, KLING A. Buckling and postbuckling of stringer stiffened fibre composite curved panels-test and computations [J]. Composite Structures, 2006, 73(2): 150-161.
- [10] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
Chinese Aeronautical Establishment. Handbook of structural design of composites[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [11] 丁金涛, 唐应伟, 金天国, 等. 复合材料加筋板失稳分析的工程计算方法研究[J]. 兵器材料科学与工程, 2015, 35(1): 44-48.
DING Jintao, TANG Yingwei, JIN Tianguo, et al. Engineering analytical method for stability analysis of composite stiffened panel [J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2015, 35(1): 44-48. (in Chinese)

作者简介:

高伟(1984—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度设计。

姚雄华(1966—),男,硕士,研究员、硕导。主要研究方向:飞机结构总体设计。

王运锋(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构设计。

(编辑:丛艳娟)