

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.01.003

复合材料帽型加筋壁板轴压屈曲 工程算法验证研究

The Engineering Calculation Method of Hat-Stiffened Composite Panel under Axial Compression

杨俊清 王 俊 孟庆功 / YANG Junqing WANG Jun MENG Qinggong
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

计算复合材料加筋壁板轴向压缩屈曲载荷的方法会根据不同工况而各异。文章研究了四边简支、四边固支等边界条件下,考虑帽型加筋桁条底脚对蒙皮的支撑作用,按不同的厚度折算方式时,多种工程理论计算方法对复合材料帽型加筋壁板试验件轴向压缩屈曲载荷分析的适用性,并将工程理论计算结果与试验值进行了对比。计算结果表明,多种方法中只有四边固支,并假设桁条与蒙皮轴向刚度相等进行的加筋桁条底脚厚度折算时,最终计算的结果才与试验值吻合较好,误差在可接受范围。由于试验件批量若干,试验件的相关结构参数、铺层顺序以及边界条件具有典型性和代表性且与工程实际结构有相关性,故该方法对于飞机工程型号设计以及强度分析快速计算具有参考和借鉴意义。

关键词: 复合材料;帽型加筋壁板;压缩屈曲;工程计算方法

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] The calculation method of stiffened composite panel buckling load varies with different load conditions. Considering different thick equivalence of hat-stiffened stringer foot for the skin, the applicability of several engineering calculation methods for buckling load of hat-stiffened composite panel with four edges simply supported and fixed supported subjected to axial compression was investigated, and calculation results were compared with experimental data in this paper. The results show that the method which considers four edges simply supported and provided, and the axial stiffness of stringer and skin were the same matches favorably well with experimental data and the error is within the tolerance scope. Since there are large number of the test panels, the test panel structure, stacking sequence of the laminate as well as the boundary conditions express typical, and representative characters, and pertinence with certain engineering structure. The calculation method has good reference for aircraft program design and quick strength analysis.

[Keywords] composite material; hat-stiffened panel; buckling load; engineering calculation method

0 引言

复合材料加筋壁板因其比模量大、比重小、比强度高,在民用飞机上使用比例日益增加。压缩载荷是机身壁板需要承受的一种主要载荷,受压屈曲失稳会引起结构失效和静强度破坏。蒙皮局部屈曲是

飞机结构强度设计工程师首要考虑的结构安全问题,寻找探索一种相对准确而快速的复合材料加筋壁板蒙皮局部屈曲载荷计算方法具有实际意义和工程应用价值。

目前,国内外对复合材料加筋壁板的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。孙中雷等^[1]研究发现,在截面面积相等情况下,帽型加筋壁板比“T”型和“工”字型加筋壁板有更高的屈曲载荷。该结论与诸多研究相符合,也是某型飞机准备大量使用复合材料帽型加筋壁板的原因之一。童晓琳^[2]使用能量变分半解析法研究得出,当铺层数大于等于八层时,复合材料层合板可以近似视为正交各向异性板,研究结论与相关教材^[3]相符合,本文研究对象均大于九层,适用正交各向异性板屈曲理论。李蓝天等^[4-8]用线性和非线性有限元法通过 ABAQUS 建立有限元模型,增加界面单元,设置失效准则,并结合物理力学试验,研究了复合材料加筋壁板的局部和整体屈曲失稳、后屈曲失效模式及破坏、包覆层对壁板破坏模式和承载能力的影响、加强筋参数对分析结果的影响等,获得相应的进展和结论。朱菊芬等^[9]结合多年来承担国家基金委和航空航天部门的研究项目中取得的成果,开发了复合材料专用程序系统 Composs 来分析其诸多性能,取得了关键进展。韩庆等^[10]通过开发子程序嵌入 patran 和 ABAQUS 求解复合材料加筋壁板的压缩后屈曲和剪切稳定性,与试验结果吻合较好。葛东云等^[11-14]研究验证了有效宽度法、刚度等效修正法、分段法和渐进损伤法等研究了复合材料加筋壁板屈曲后屈曲性能。针对本文的试验件,笔者结合参考文献综合使用了多种工程理论方法,计算结果发现,对于帽型加筋壁板,当不考虑帽型底脚对筋间蒙皮厚度折算,使用四边固支的理想边界计算得出的结果与试验结果误差最小。本文中介绍的试验件及相关参数和类似结构在某大型飞机设计研发中大量使用,故该计算方法对型号设计具有参考意义和价值。

1 试验介绍

1.1 试验件介绍

复合材料帽型加筋平直壁板轴向压缩试验件如图 1 所示,由五根帽型长桁条以及两个金属框和复合材料蒙皮组成,其外形尺寸为 1 002 mm×992 mm×150 mm。轴向压缩试验件包含 5 种铺层构型,蒙皮和桁条结构制造选用 M21E/IMA,材料规范 CMS-CP-309,单层厚度为 0.184 mm;框结构制造选用 2024-T42 铝合金。材料和铺层相关信息如表 2 和表 3 所示,试验件矩阵如表 1 所示。

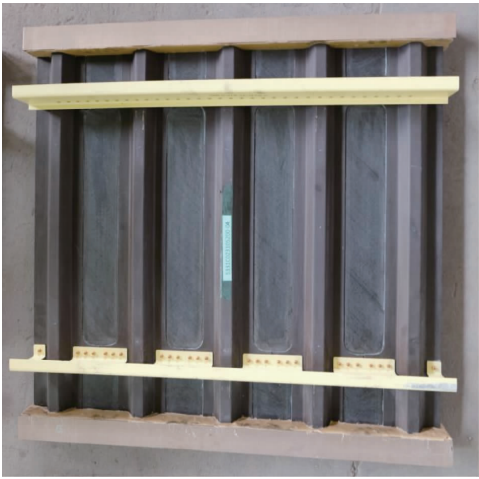


图 1 “M”型轴向压缩试验件

表 1 平直壁板轴向压缩试验件矩阵

桁条类型	蒙皮铺层	桁条间距/mm	桁条铺层	载荷形式
“M”型	10	210	9	轴压
	10	190	9	
	12	210	9	
	12	190	9	
	14	190	9	

表 2 材料属性

材料	E11/MPa	E22/MPa	G12/MPa	μ_{12}
M21E/IMA	154 000	8 500	4 200	0.35
2024-T42	72 345	72 345		0.33

表 3 长桁条和蒙皮铺层

分类	铺层	铺层数	材料
蒙皮	[45/-45/0/90/45/-45/90/0/-45/45]	10	CMS-CP-309 34 型 3 类 194 级
	[45/-45/-45/90/45/0]s	12	CMS-CP-309 34 型 3 类 194 级
	[45/-45/0/-45/90/45/0]s	14	CMS-CP-309 34 型 3 类 194 级
“M”型 桁条	[45/0/0/-45/90/-45/0/0/45]	9	CMS-CP-309 34 型 2 类 194 级

1.2 试验支持及加载

轴向压缩试验在 2 000 kN 静力压缩试验机 (ZWICK Z2000E) 上进行。支持与加载方式如图 2 所示。试验时,将试验件垂直放置在试验机的支持平台上,上下框的左右两侧通过螺栓连接到搭板上,

以限制框的扭转;搭板用刀口槽约束,模拟框的位置处的面外约束。调正压心后直接进行两端压缩加载,载荷合力作用点(试验机加载中心)与壁板截面的压缩中心一致。在低载荷下进行多次调试,当加筋板正面和反面的应变测量结果一致时,认为压缩中心已调准。

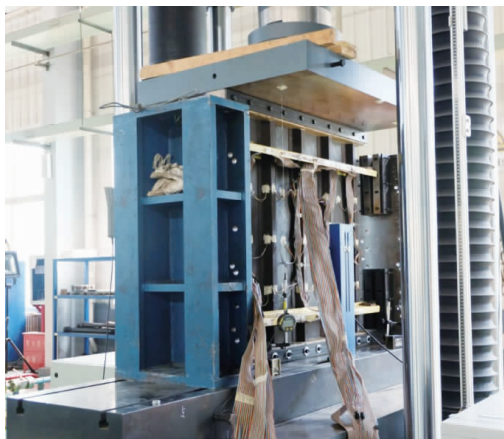


图2 试验件的支持和加载方式图

1.3 试验测量及结果

加筋壁板正反面贴上位移应变片以测量对应位置的应变,如图3所示。经数据记录及处理得到对应试验件轴向压缩屈曲载荷,其中一件的载荷-应变曲线如图4所示。

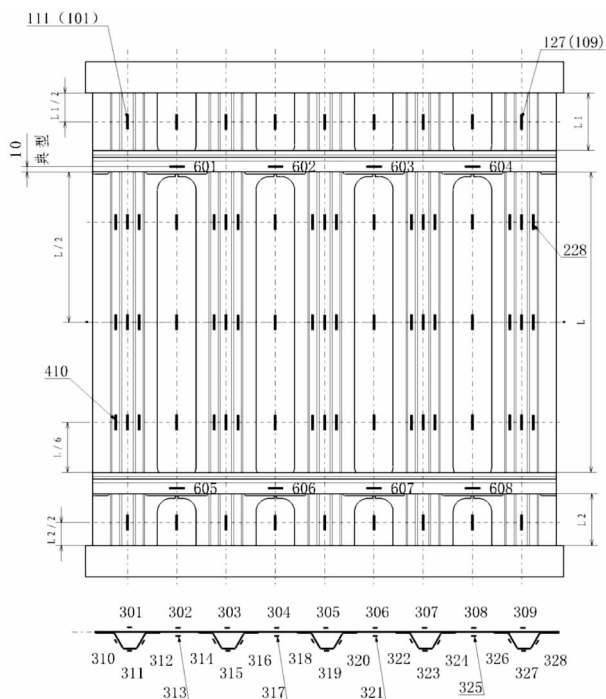


图3 “M”型的试验件的贴片图

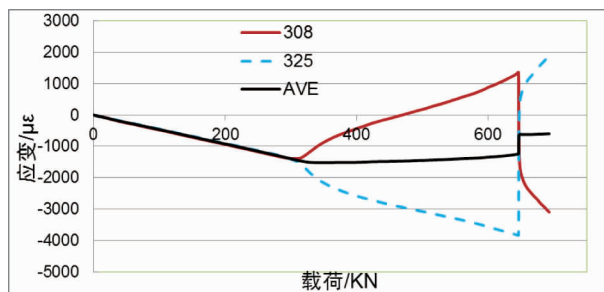


图4 载荷-应变关系

2 局部屈曲载荷工程计算

通过试验发现,复合材料帽型加筋壁板在轴压载荷下首先发生局部蒙皮屈曲。对于帽型加筋桁条和考核区域局部蒙皮,其局部平板受轴向压缩作用如图5所示。其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^[15]。

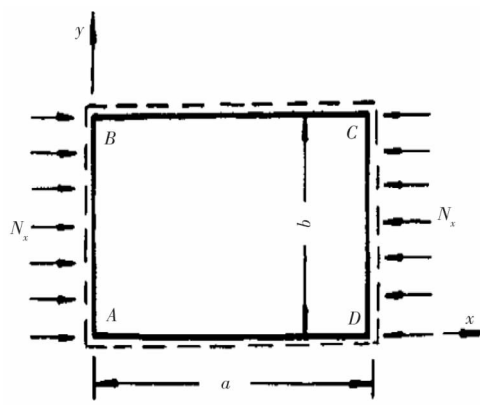


图5 轴压作用矩形平板

2.1 帽型桁条受压局部屈曲

帽型桁条的剖面如图6所示,2个帽底①、⑤与蒙皮粘接在一起,其边界支持较强,故不考虑局部失稳问题。只分析2个帽腰②、④和1个帽顶③,共3个板元的局部稳定性,得到各部分的许用应力,将最小值作为桁条的局部屈曲的许用值。帽型桁条的局部屈曲的许用值计算如下:

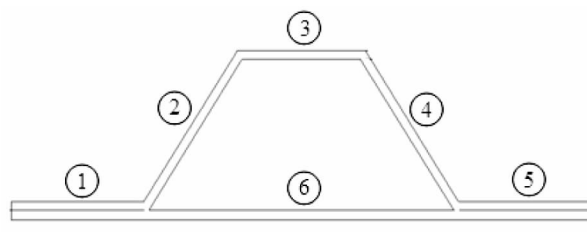


图6 帽型剖面示意图

②、③、④按两长边简支的长板处理,局部屈曲的许用载荷采用式(1)计算:

$$N_{xcr} = \frac{2\pi^2}{b^2} (\sqrt{D_{11}D_{22}} + D_{12} + 2D_{66}) \quad (1)$$

式中 b 为板元宽度。

取②、③、④3个板元的 N_{xcr} 的最小值作为桁条的局部屈曲的许用值。桁条各板元剖面刚度信息及受压局部屈曲计算结果见表4,帽腰板元②、④结果一样,表中只列出②。

表4 长桁条刚度-屈曲的线力

单元	长度 L /mm	D_{11} /Nmm	D_{12} /Nmm	D_{22} /Nmm	D_{66} /Nmm	B_1 /mm	N_{xcr} /(N·mm ⁻¹)	σ_{cr} /MPa
②	620	35 406	8 663	11 451	9 119	34.60	775.6	468.3
③	620	35 406	8 663	11 451	9 119	25.00	1 485.5	897.1

2.2 受压蒙皮局部屈曲

蒙皮失稳分析的宽度选取如图7所示。

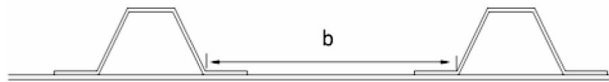


图7 板宽 b 的取法示意图

计算方法共有以下几类,如表5所示。

表5 屈曲载荷计算法

方法编号	蒙皮宽度	蒙皮厚度计算方式	边界条件
方法1	b	只考虑蒙皮厚度	4边简支
方法2	b	桁条与蒙皮轴向刚度相等的厚度等效	4边简支
方法3	b	刚度等效法的桁条底脚厚度折算	4边简支
方法4	b	只考虑蒙皮厚度	4边固支
方法5	b	长桁条与蒙皮轴向刚度相等的厚度折算	4边固支
方法6	b	刚度等效法的桁条底脚厚度折算	4边固支
方法7	b	只考虑蒙皮厚度	两边简支 两边固支
方法8	b	底脚与蒙皮轴向刚度相等的厚度折算	两边简支 两边固支

铺层数大于等于8层的复合材料层合板可以近似视为正交各向异性板,局部蒙皮考核区域屈曲载荷计算公式如下。

四边简支正交各向异性矩形层压平板轴压屈曲载荷公式:

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

四边固支正交各向异性矩形层压平板轴压屈曲载荷公式:

$$N_{xcr} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[2.26 \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + 1.225 \left(\frac{D_{12} + 2D_{66}}{D_{22}} \right) \right] \quad (3)$$

两压缩边固支两长边简支正交各向异性矩形层压平板屈曲公式:

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

式中, m 为壁板受载的方向屈曲半波数,取 $m = 1, 2, 3, \dots$, 计算相应的一组 N_x , 其中最小的即为板的屈曲载荷 N_{xcr} 。

考虑帽型长桁条帽底的支持时,考虑长桁条铺层和蒙皮铺层的轴向弹性模量相同时,采用式(5)和(7)修正帽型长桁条的底脚对加筋桁条间蒙皮厚度的贡献;考虑长桁条与蒙皮轴向弹性模量不同时,采用式(6)和(7)修正帽型长桁条底脚对加筋桁条间蒙皮厚度的贡献,即刚度等效修正法。

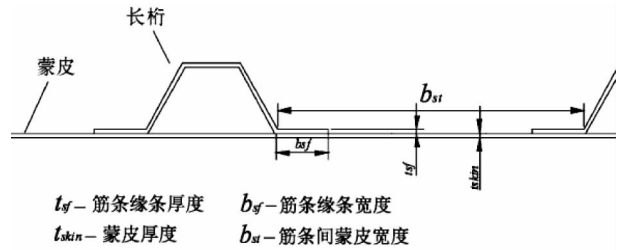


图8 帽型加筋壁板结构示意图

$$t_{avg} = (2bt_{st} + bt_{skin})/b \quad (5)$$

$$t_{avg} = t_{skin} + 2b_{sf}t_{sf}E_{sf}/E_{skin}b \quad (6)$$

$$t_{ply,skin} = t_{avg}/n \quad (7)$$

式中: a 为框间距; n 为蒙皮铺层层数; b 为长桁条间距,同图中 b_{st} ; b_{sf} 长桁条的板元的宽度; t_{sf} 为长桁条板元的厚度; t_{skin} 为蒙皮厚度。

蒙皮厚度与抗弯刚度 D 矩阵的计算关系可由经典层合板的理论计算^[16]。将各个情况计算结果汇总如表6、7、8所示。因方法3和方法6计算的屈曲载荷数值均大于对应的方法2和方法5计算结

果,故两边简支两边固支公式没有计算考虑刚度等效时的结果。表中误差百分比大于零,表示计算值比试验值保守;误差百分比小于零,表示计算值比试验值大。

表 6 试验计算屈曲线力值

铺层数	桁条间距/mm	试验屈曲线力/(N·mm ⁻¹)
10	210	113
12	210	179
10	190	158
12	190	249
14	190	365

表 7 工程理论方法计算屈曲线力 (单位:N·mm⁻¹)

方法	铺层数/桁条间距				
	10/210	12/210	10/190	12/190	14/190
方法 1	67.63	123.33	90.04	164.19	243.26
方法 2	148.21	240.88	220.47	350.88	468.94
方法 3	220.54	371.2	340	567.69	571.62
方法 4	108.05	191.38	143.85	254.79	391.21
方法 5	236.78	373.79	352.21	544.48	754.16
方法 6	352.33	576.03	543.17	880.93	919.29
方法 7	70.06	127.22	93.28	169.38	252.26
方法 8	153.55	330.81	352.23	585.6	592.77

表 8 试验值与工程理论计算值的误差

方法	铺层数/桁条间距				
	10/210	12/210	10/190	12/190	14/190
方法 1	67%	45%	75%	52%	50%
方法 2	-24%	-26%	-28%	-29%	-22%
方法 3	-49%	-52%	-54%	-56%	-36%
方法 4	5%	-6%	10%	-2%	-7%
方法 5	-52%	-52%	-55%	-54%	-52%
方法 6	-68%	-69%	-71%	-72%	-60%
方法 7	61%	41%	69%	47%	45%
方法 8	-26%	-46%	-55%	-57%	-38%

3 结论

从计算结果可知,复合材料帽型加筋壁板在

轴压载荷作用下,局部蒙皮比加筋桁条屈曲载荷低,即局部蒙皮应先于长桁条发生屈曲,该计算结果与所有试验件轴向压缩屈曲试验相吻合。对于相同加筋桁条间距,蒙皮铺层越多,屈曲载荷越大;对于相同蒙皮铺层,筋间距越小,屈曲载荷越大。对于此文中的典型试验件及试验工况,用四边固支公式计算的屈曲载荷与试验值吻合最好,绝对误差值不大于 10%。该试验件所用材料、铺层方式及铺层数、帽型加筋桁条、加筋桁条的间距在某大型飞机攻关研发方面作为典型使用,故四边固支公式计算的局部蒙皮初始屈曲具有参考借鉴意义。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 蔡为仑. 复合材料设计[M]. 刘方龙,王弘生,徐厚华,译. 北京:科学出版社,1989.
- [4] 李蓝天,赵恂. 复合材料加筋板多失效模式可靠性分析[J]. 湖南科技大学学报,2017,32(2):52-57.
- [5] 张国凡,孙侠生,吴存利. 复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计[J]. 复合材料学报,2017,34(11):2479-2486.
- [6] 陈伟,许希武. 复合材料双曲率壳屈曲和后屈曲的非线性有限元研究[J]. 复合材料学报,2008,25(2):178-187.
- [7] 孔斌,陈普会,陈炎. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效评估方法[J]. 复合材料学报,2014,31(3):765-771.
- [8] 展全伟,范学领,徐红炉. 复合材料加筋壁板稳定性影响分析[J]. 机械设计与制造,2012,3:47-49.
- [9] 朱菊芬,汪海,郑罡,初晓婷. 复合材料薄壁结构屈曲、后屈曲及破坏分析专用程序系统[C]//中国力学学会. 复合材料的现状与发展第十一届全国复合材料学术会议论文集,2000:764-768.
- [10] 韩庆,宋恩鹏,陆华,刘斌. 复合材料加筋结构后屈曲的自开发程序[J]. 复合材料学报,2017,34(7):1443-1450.
- [11] 葛东云,莫与明,何柏灵,杜旭朕. 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.
- [12] 王菲菲,崔德刚,熊强,罗小强. 复合材料加筋板后屈曲承载能力工程分析方法[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(4):494-497.
- [13] 范振民,赵海涛,陈吉安,王全保. 复合材料加筋板后屈

曲快速计算方法研究[J]. 计算机仿真,2012,29(9):392-406.

[14] 于振波. 碳纤维复合材料加筋平板压缩屈曲计算方法研究[J]. 江苏科技信息,2015(22):63-65.

[15] 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.

[16] 陈建桥. 复合材料力学[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2016.

作者简介

杨俊清 男, 硕士。主要研究方向: 飞行器结构设计。E-mail: yangjunqing@comac.cc

王 俊 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器结构设计。E-mail: wangjun1@comac.cc

孟庆功 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞行器结构设计。E-mail: mengqinggong@comac.cc