

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.005

厚蒙皮“T”形整体壁板强度设计

闫亚斌 杨华伦

(中航西飞民用飞机有限责任公司工程技术中心,西安,710089)

摘要: 基于《飞机设计手册》中整体壁板的设计方法,在最佳设计面积比的情况下,可以得到较高的结构承载能力,但是蒙皮与长桁分离面的确定给实际设计工作造成很大障碍。本文针对这一问题开展了相关的研究工作,对蒙皮厚度在 4~6 mm 范围内的“T”形整体壁板,给定分离面位置,在结构质量一定的条件下以最大失稳载荷为设计目标,得到蒙皮与长桁的最佳设计面积比。以此面积比设计的厚蒙皮“T”形整体壁板其承受轴压载荷的能力最强。

关键词: “T”形整体壁板;面积比;轴压载荷

中图分类号: V214 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)01-0030-05

Integrally Stiffened Panel Strength Design Method of the Thick Skin for “T”

YAN Yabin, YANG Hualun

(AVIC XAC Commercial Aircraft Co. Ltd, Xi'an, 710089, China)

Abstract: According to the integral panel design method in “aircraft design manual”, the structure with the higher bearing capacity can be obtained in the optimum design of area ratio. However, the determination of the separation position between skin and stringer causes great obstacles to the actual design. For T-shaped integral panels with skin thickness ranging from 4—6 mm, the optimum design area ratio of skin to stringer is obtained under given separation position and the maximum unstable load under certain structural quality. Thick skin T-shaped monolithic panels designed with this area ratio have the strongest ability to withstand axial load.

Key words: T-shaped integral panel; area ratio; axial load

飞机结构的设计分析与试验技术是飞机研制的关键技术之一,而民用飞机的舒适性、安全性、可靠性、维修性以及经济性的高追求,使飞机结构设计的相关技术得到迅速发展。当前,结构效率高、寿命长、可维修性好、可靠性高等设计因素是民用飞机设计的主要焦点。因此研究应用整体壁板结构是提高民用飞机各项性能指标的有效途径之一,掌握并灵活运用整体壁板设计技术已成为衡量飞机结构设计水平高低的关键因素。

所谓整体壁板结构是指不经过铆接、胶接、焊接和螺接等普通连接技术,将蒙皮和长桁生产成整体的壁板结构。而整体壁板与铆接壁板相比,具有

以下优势^[1-2]:

- (1) 在保证相同的刚度/强度情况下,结构质量可减轻 15%~20%;
- (2) 由于连接铆钉数量减少,提高了整体油箱的密封性,减少了密封材料的使用;
- (3) 由于连接孔数量的减少,增加了截面的净面积,结构的疲劳寿命得到提高;
- (4) 零件数量至少减少 80%,装配工作量至少减少 67%,协调关系更为简单明了;
- (5) 外形尺寸准确,减少了飞行阻力,提高了飞机的飞行性能。

由于整体壁板具有的优势比较明显,一直以来

收稿日期:2017-09-16;修订日期:2018-01-17

通信作者:闫亚斌,男,高级工程师,E-mail:78522687@qq.com。

引用格式:闫亚斌,杨华伦.厚蒙皮“T”形整体壁板强度设计[J].南京航空航天大学学报,2019,51(1):30-34. YAN Yabin, YANG Hualun. Integrally Stiffened Panel Strength Design Method of the Thick Skin for “T”[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 30-34.

是世界各航空公司研究和应用的方向,当代飞机机翼应用整体壁板的能力已经达到了 87%。随着我国现代化制造水平的飞跃,目前国内整体壁板的供应尺寸已达到 19 000 mm×31 150 mm,因此研究整体壁板的应用已是飞机设计技术的迫切需要。

1 “T”形整体壁板分离面的确定

整体壁板的设计以提高剖面的惯性半径 ρ 为原则, ρ 越大,壁板的临界应力就越高。对于“T”形截面的整体壁板,由于该截面机械加工简单,加工成本低,因而成为飞机设计中常用的设计截面。而对于整体壁板的设计,国内具有参考价值的研究成果非常少,在这些参考资料中,作为整体壁板的设计,在蒙皮与长桁的压缩失稳应力相等的情况下,长桁与蒙皮剖面面积最佳比值约为 1.4;但在无凸缘整体壁板的结构设计中,最佳比值约为 1.7^[3]。作为整体壁板结构,在确定桁条与蒙皮剖面面积时,很难确定其分离面位置。而对于“T”形整体壁板,蒙皮与长桁的分离面位置至少有 3 种以上,详见图 1。

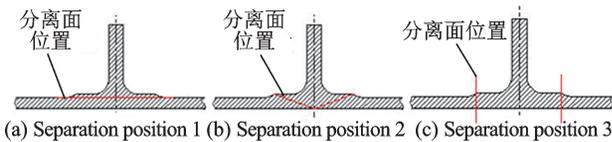


图 1 “T”形整体壁板的分离面位置
Fig.1 Separation position of T-shaped integrally panel

基于此设计难点,从实际工程需求出发,在进行“T”形整体壁板设计时,假定其分离面如图 2 所示,在此设计条件下开展设计研究工作。

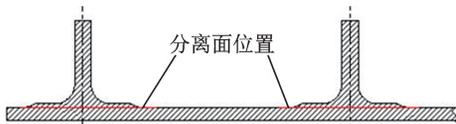


图 2 假定的蒙皮与长桁分离面位置
Fig.2 Assumed position of skin and stringer

2 “T”形整体壁板的设计

在结构质量相同的前提下,以确定的失稳载荷为设计目标进行“T”形整体壁板的设计工作,综合考虑型号设计的载荷量级、翼盒有效空间、试验费用以及周期等因素的影响,对该整体壁板的设计提出以下要求:

- (1)失稳载荷大于 1 300 kN;
- (2)蒙皮厚度介于 4~6 mm 之间,长桁高度为 42 mm;
- (3)蒙皮与长桁面积比按 4 种面积比进行;

(4)外形按平板考虑。

依据上述条件对整体壁板展开尺寸优化设计^[4],截面尺寸标注示意图 3,设计的截面参数见表 1。

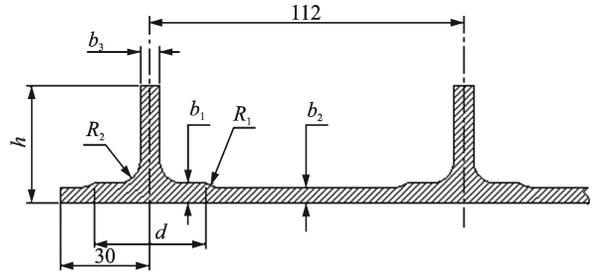


图 3 壁板截面尺寸标注示意图
Fig.3 Cross section dimension sketch of panel

表 1 设计的整体壁板截面参数

Tab.1 Design of integral panel section parameters					
序号	b_1 /mm	b_2 /mm	b_3 /mm	总截面面积/mm ²	面积比
1	7.0	4.8	8.1	3 099	1.45
2	7.0	5.0	7.8	3 092	1.59
3	7.2	5.2	7.4	3 097	1.73
4	7.2	5.5	7.0	3 094	1.98
备注	$h=42$ mm $d=40$ mm $R_1=12$ mm $R_2=8$ mm				

试验研究选取 1 个肋间距、3 个长桁间距组成的整体壁板结构进行。为防止试验件发生侧边效应,在试验件设计时将侧边蒙皮进行了适当延长;同时考虑到加载和约束的需要,将试验件沿长度方向两端各向外进行了延伸。设计的“T”形整体壁板示意图见图 4。

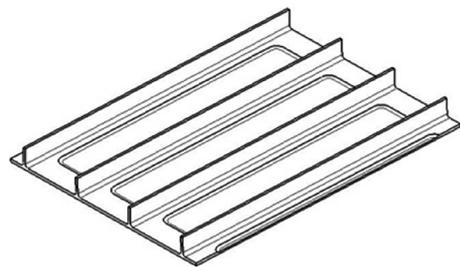


图 4 “T”形整体壁板
Fig.4 T-shaped integral panel

3 有限元计算

通过分析采用了能够反映壁板弯曲效应的平面弯曲板元素对整体壁板结构建立了有限元计算模型,有限元模型图以及坐标系见图 5。

模型约束采用对称约束,在有限元模型的两端面施加相应载荷后,采用 Lanczos 向量法通过 Nastran 软件的失稳分析模块(SOL105)对壁板进行特征值法分析^[5-6]。按照设计的截面尺寸计算失稳载荷见表 2。一阶失稳模态云图见图 6—9。

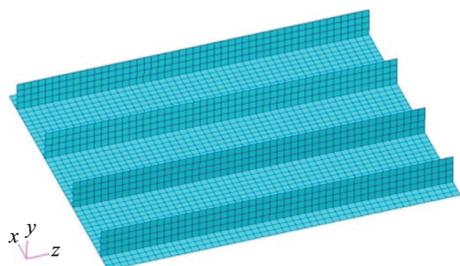


图5 有限元模型图及坐标系

Fig.5 FEM diagram and coordinate system

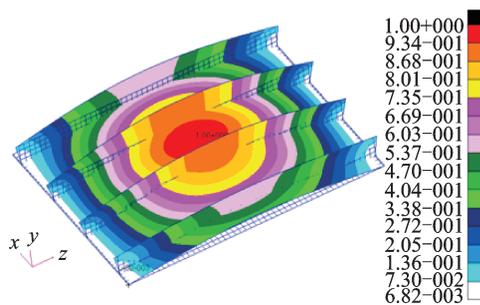


图8 3号试验件特征值云图

Fig.8 Eigenvalue of No.3 test piece

表2 各截面组成的壁板屈曲载荷

Tab.2 Buckling load of panel for each section

序号	特征载荷	失稳载荷/ kN	特征值云 图	蒙皮与长 桁面积比
1	24 610	1 452.0	图6	1.45
2	24 064	1 420.0	图7	1.59
3	23 376	1 379.2	图8	1.73
4	22 607	1 333.8	图9	1.98

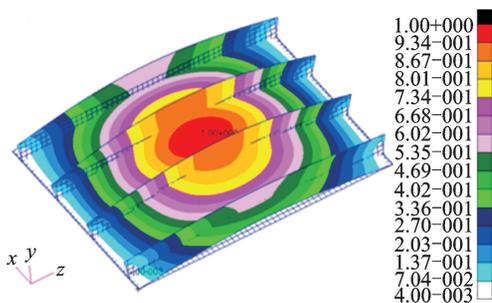


图6 1号试验件特征值云图

Fig.6 Eigenvalue of No.1 test piece

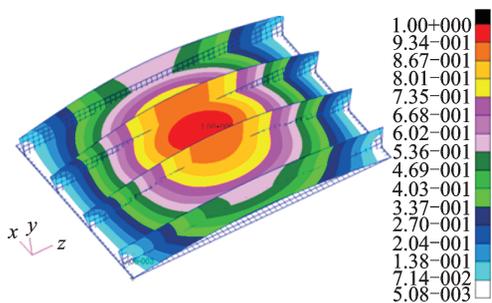


图7 2号试验件特征值云图

Fig.7 Eigenvalue of No.2 test piece

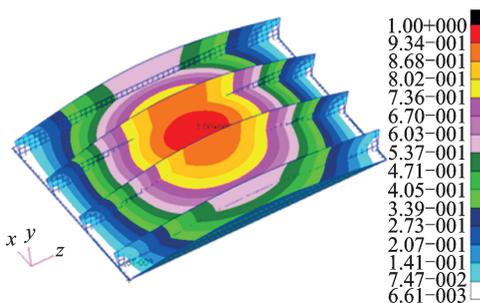


图9 4号试验件特征值云图

Fig.9 Eigenvalue of No.4 test piece

通过分析得到,在施加载荷的过程中试验件首先发生总体失稳,直至试验件破坏失去承载能力。根据计算结果,最大失稳载荷约1 452 kN。由于计算采用的是材料线性屈曲模块,未引入非线性分析,所以设计的整体壁板结构的实际承载能力应大于该计算值。

4 轴压试验验证

针对设计的截面参数,每组参数生产了4个共计16个试验件进行了轴压试验^[7-9]。轴压试验在常温下进行,试验失稳破坏前后的情况见图10,由于试验结果数据离散差小于1.5%,表3只给出了每组试验件的最小试验结果;由于试验件的失稳模式基本一致,图11给出了典型部位的载荷-应变曲线。

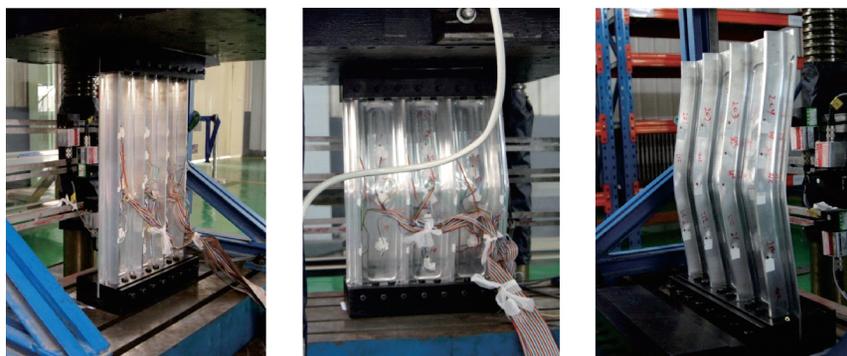


图10 “T”形整体壁板轴压试验破坏前后照片

Fig.10 Photos of T-shaped integral panel for axial compression test before and after failure

表 3 “T”形整体壁板轴压试验结果

Tab.3 Test results of T-shaped integral panel for axial compression

序号	失稳载荷/kN	破坏载荷/kN	蒙皮与长桁面积比
1	1 610	1 672	1.45
2	1 598	1 655	1.59
3	1 598	1 661	1.73
4	1 499	1 577	1.98

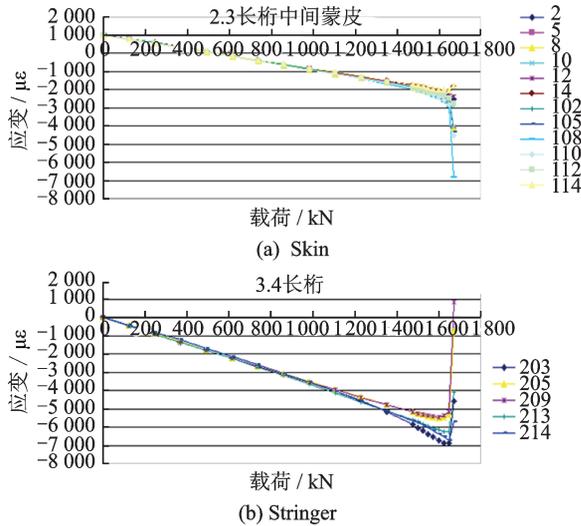


图 11 典型部位的载荷-应变曲线

Fig. 11 Load-strain curves for typical locations

5 结果分析

图 12 示出了失稳和破坏载荷随蒙皮与长桁面积比的变化曲线。由图 12 可知,面积比对失稳载荷与破坏载荷的影响趋势一致,当面积比从 1.45 增大到 1.59 时失稳/破坏载荷略有所下降,从 1.59 增大到 1.73 时失稳/破坏载荷基本保持不变,从 1.73 增大到 1.98 时,失稳/破坏载荷下降明显。

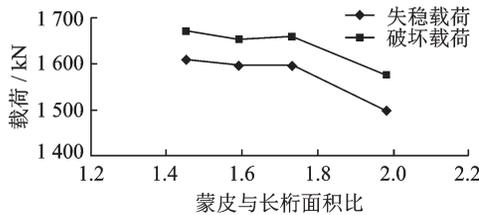


图 12 面积比对失稳载荷和破坏载荷的影响

Fig.12 Influence of area ratio on buckling load and failure load

图 13 给出了有限元计算结果和试验结果比较曲线。由图 13 可以看出,有限元计算结果与试验结果的数据曲线趋势一致,载荷均是随着面积比的增加逐步减小,当面积比为 1.45 时整体壁板的失稳载荷最大;有限元计算结果比试验值低 10%~14%,相对保守。

分析误差的原因主要是由于试验的支持状态

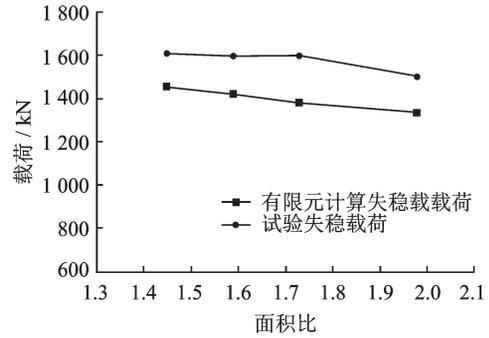


图 13 整体壁板轴压失稳载荷的计算与试验结果比较

Fig.13 Integral panel calculation load compared with experimental results under buckling axial compression

与有限元计算的约束状态存在差异。在试验支持夹具设计时,考虑到纯简支/固支状态对试验结果的影响,在试验夹具两端头的侧边增加了防侧移限位装置,防止在试验过程中发生不稳定现象。而这种试验支持条件更接近于固支,最终造成试验载荷值偏大^[10-11]。

总之,虽然有限元计算结果与试验值存在一定的误差,但是在缺少有效的试验数据支撑条件下,其也能满足工程设计的需要。

6 结 论

本文针对蒙皮厚度在 4~6 mm 范围内的“T”形整体壁板的设计,在结构质量相同的条件下以最大失稳载荷为设计优化目标,以给定的蒙皮与长桁分离面确定了承载能力最高的蒙皮与长桁面积比,根据试验研究结果可以用于指导工程实际设计工作。

由于整体壁板的设计本身就是一个比较复杂的问题,要求在获得较高承载能力的前提下尽可能减轻结构质量,这本身就是一个矛盾的论题。而限于时间和经费的要求,本文在获取最佳蒙皮与长桁面积比时所取的子样有限,只是从设计方法上给出了整体壁板的设计思路。后续加大蒙皮与长桁面积比的取样数及范围,同时需对研究成果应用于铆接/螺接壁板结构的可行性进行研究,进一步扩大工程设计的应用范围。

参考文献:

[1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册(第 10 册)结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
 [2] 闫亚斌,陈群志,王建邦,等. 整体加筋壁板轴压强度设计方法[J]. 中国表面工程,2013,26(2):102-106.
 YAN Yabin, CHEN Qunzhi, WANG Jianbang, et al. Design method for axial compression strength of integral stiffened wall panel[J]. China Surface Engineer-

- ing, 2013, 26(2):102-106.
- [3] 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.
- [4] 朴春雨, 章怡宁. 典型加筋板的优化设计[J]. 飞机设计, 2003(4):29-32.
PU Chunyu, ZHANG Yining. Optimal design of typical stiffened plate[J]. Aircraft Design, 2003(4):29-32.
- [5] 崔德刚. 结构稳定性设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1996.
- [6] BUSHNELL D. Theoretical basis of the panda computer program for preliminary design of stiffened panels under combined in-plane loads[J]. Computers and Structures, 1987, 27(4):541-563.
- [7] 孙为民, 童明波, 董登科, 等. 加筋壁板轴压载荷下后屈曲稳定性试验研究[J]. 实验力学, 2008, 23(4):333-338.
SUN Weimin, TONG Mingbo, DONG Dengke, et al. Experimental study on post-buckling stability of stiffened panel under axial compression [J]. Experimental Mechanics, 2008, 23(4):333-338.
- [8] 廖江海, 陈先民, 董登科. 整体加筋壁板轴压稳定性试验与分析[J]. 结构强度研究, 2014(2):7-10.
LIAO Jianghai, CHEN Xianmin, DONG Dengke. Stability test and analysis of integral stiffened wall plate under axial pressure[J]. Structural Strength Research, 2014(2):7-10.
- [9] 刘斌, 张保, 孙秦. 加筋壁板整体屈曲极限承载能力研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(12):1977-1980.
LIU Bin, ZHANG Bao, SUN Qin. Study on the overall buckling ultimate bearing capacity of stiffened wall panels[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2011, 30(12):1977-1980.
- [10] 王海燕, 童贤鑫. 轴压加筋壁板承载能力计算方法探讨[J]. 航空工程进展, 2012, 3(3):305-308.
WANG Haiyan, TONG Xianxin. Discussion on calculation method of bearing capacity of axial compression stiffened wall plate [J]. Progress of Aviation Engineering, 2012, 3(3):305-308.
- [11] MATTHIAS H, PETER H. A new analysis model for the effective stiffness of stiffened metallic panels under combined compression and shear stress [J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(4):316-326.

(编辑:夏道家)