

外翼上壁板根部连接形式对飞机承载能力的影响研究

赵翔¹, 张妮娜³, 张俊龙²

- (1. 西北工业大学工程力学系, 西安 710129;
2. 中国航天科工集团第六研究院四十一所, 呼和浩特 010010;
3. 中航飞机股份有限公司西安飞机分公司, 西安 710089)

[摘要] 在飞机结构设计中, 外翼上壁板根部连接处结构形式对飞机的传力、变形、承载能力具有重要影响。通过对 3 种不同形式的上壁板根部连接方案进行压缩试验, 研究各方案的承载能力、破坏方式。通过三维有限元方法, 计算了连接部位的主要螺钉所分配的载荷, 研究了长桁根部斜角对结构屈服载荷的影响, 得到了最优的选型方案。

关键词: 螺钉载荷; 承载能力; 三维有限元; 外翼壁板

Research on Effect of the Construction of Outboard Wing Panel End on Plane Bearing Capacity

ZHAO Xiang¹, ZHANG Nina³, ZHANG Junlong²

- (1. Department of Engineering Mechanics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. The 41st Institute of NO.6 Academy China Aerospace Science & Industry CORP, Huhehaote 010010, China;
3. AVIC Xi'an Aircraft Industry Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] The construction of outboard wing panel end has an important influence on stress-passing characteristic, deformation and bearing capacity in the design of planes. In this paper, compression tests on three different construction of the end are conducted to study the stress-passing characteristic, failure mode of them. The load shared by each screw is computed by three dimensional finite element method, and the optimum construction is obtained by analyzing the effect of bevel angle on the yield load.

Keywords: Screw loading; Bearing capacity; 3D FE; Outboard wing panel

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.22.103

在飞机的结构设计中, 搭接接头常用来连接和组装飞机的各重要受力结构, 实现各部件之间的载荷传递和分配, 飞机结构的破坏多源于这种连接细节^[1]。飞机机翼壁板根部连接处的结构形式对飞机的传力和承载能力具有重要的影响, 而且这些连接通常采用多钉的连接方式, 正确分析接头的整体受力特性以及钉孔孔边应力分布特征是减小其应力集中的基础与关键^[2-3]。

虽然可以通过试验的方法得到结构在外载下的受力分布, 但是由于测量应变的数量有限, 并且载荷的传递效率随结构形式的变化规律需要通过大量试验进行测试, 需要耗费大量的人力物力和时间。随着型号研制任务的日益繁重, 完全通过试验来探索结构的最优传力形式是不现实的^[4-5]。有限元方法作为一种数值计算手段, 结合试验验证的方法, 在目前的研发性试验中具有

广泛的应用, 例如高扬等^[6]使用有限元法对某机翼连接接头的应力进行了分析, 并对界面的构型进行了优化设计, 可有效减少飞机的设计周期。陈磊等^[7]采用有限元方法对飞机结构设计中的传力路径进行了量化, 得到了最佳的传力路径, 对传统的优化方法具有较大的指导作用。邱春图等^[8]研究了有限元模型符合试验结果的条件, 提出对有限元模型根据试验数据进行调整, 才能得到可靠的有限元模型。

关于多钉连接结构的分析, 目前有解析法、试验研究以及有限元计算分析法。由于紧固件与孔边的变形和应力状态相当复杂, 难以用数学表达式进行描述, 且各钉之间相互影响导致旁路载荷与钉载的测定非常困难, 有限元方法成为该领域应用最为广泛的研究手段。陈海欢等^[9]用 4 种简化螺钉单元计算分析了单搭接多

排连接结构的钉载分配,并对其进行了对比研究,发现组合单元可更准确地计算紧固件的钉载。刘向东等^[10]通过应变电测技术获得连接件典型截面应变分布,再间接估算钉载分配比例,建立了试验件二维、三维有限元模型,发现虽然应变的计算与实测值吻合,但是钉载的分配计算结果与实测结果存在较大偏差。

本文通过对某飞机机翼上壁板不同形式的根部连接进行压缩试验,并加载至破坏,以评定各类型的承载能力及传力效率。通过有限元方法,建立考虑螺钉的三维有限元模型,对连接形式进行优化并分析破坏的原因,研究各螺钉的钉载分配,优选出适合某飞机的根部连接形式,为机翼壁板根部连接结构的优化设计提供依据。

1 外翼上壁板的压缩对比试验

上壁板根部的连接形式为3种方案:A类1型、A类2型和B类。通过静力压缩试验研究壁板根部连接处的传力、变形、承载能力,将载荷加载至破坏,对破坏结果的原因进行分析,对3种类型进行对比分析,形成优选结果。

应变片分布如图1~2所示,根据有限元理论计算得到上壁板的估计极限载荷值,然后根据该极限载荷值制定初步试验加载方案。试验过程中,首先按照极限载荷值的5%进行预加载,逐级加至15%(每级5%),保持

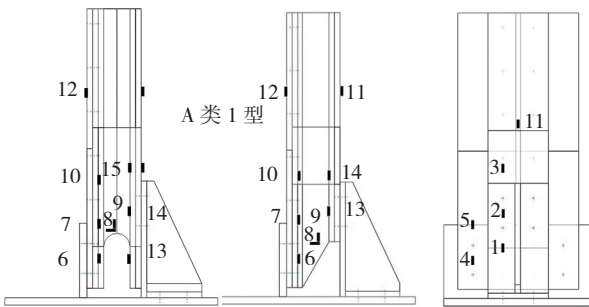


图1 A类1型、A类2型侧面和正面根部连接形式应变片分布
Fig.1 Frontal and profile view images the strain gauges distribution of the strain gages distribution of type A-1 and A-2

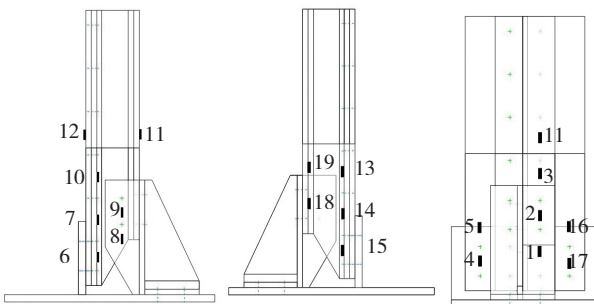


图2 B类的侧面和正面根部连接形式应变片分布
Fig.2 Frontal and profile view images of the strain gages distribution of type B

30s,卸载至零载荷,检查试验件、夹具和仪器,最终确定后面所有试验件的最后加载方案,根据理论计算上壁板的极限载荷值为650kN。

2 试验结果

由于试件的长宽之比较小,因此可以忽略附加弯矩的影响。3种类型的载荷-位移曲线如图3所示。从图3中可以得到各型试验件平均破坏载荷数据:压缩A类1型平均破坏载荷为600.75kN;压缩A类2型平均破坏载荷为640.35kN;压缩B类平均破坏载荷为563.86kN。

A类1型在初始压缩加载阶段(1~3mm)载荷较高,但是最后破坏载荷最高的是A类2型,其破坏载荷为640.35kN。由于结构主要在弹性范围内工作,因此单凭破坏载荷,并不能代表其承载能力就高,还需要研究结构的应力集中、螺钉载荷甚至是屈服载荷来衡量方案的优劣。

从测试结果来看,结构的应力集中均发生在长桁与壁板根部的连接位置,也就是3号、10号应变片的位置,破坏载荷时应力水平可达到370MPa。压缩试验中,试验件失效都是由于螺栓受剪断裂导致,根据应变测试结

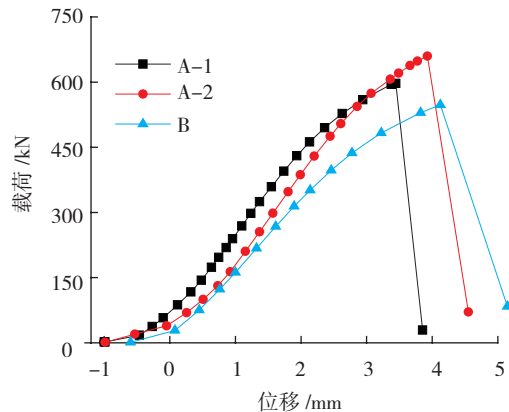


图3 上壁板压缩试验载荷-位移曲线
Fig.3 Load-displacement curve of the outboard wing panels in compressive tests

果可以得到A类1型铆钉之间的载荷分配更均匀。相比A类1型试件,虽然A类2型试件的破坏载荷较高,但是在同一载荷水平下,其变形更大。在飞机结构中,考虑强度因素的同时,还需要考虑结构刚度的因素。因此,A类1型试件的结构更趋合理。

3 外翼上壁板的有限元模拟

3.1 模型参数

采用Abaqus有限元软件进行模拟,上壁板3种选型方案CAE模型,固支底面,上面通过耦合方法施加向下的位移边界条件(压缩),如图4所示,最大位移为

6mm。长桁根部与连接处采用螺栓连接,蒙皮和长桁螺栓半径为 4mm,螺栓的剪切力为 41.386kN;其余螺栓半径为 4.5mm,其剪切力为 64.944kN;结构各个零部件的材料性能如表 1 所示。

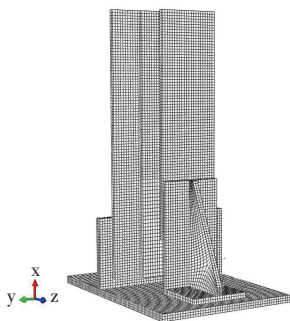


图4 上壁板压缩有限元模型示意
Fig.4 FEM of the top panel

表1 各部件的力学性能

部件	弹性模量 /GPa	泊松比	屈服强度 /MPa	破坏强度 /MPa	破坏应变
长桁	74	0.33	331	455	0.11
蒙皮	71	0.33	427	469	0.1
接头假件	100	0.3	1010	-	-
连接件	72	0.33	303	421	0.15

3.2 计算结果

计算得到 3 种方案结构的载荷 - 位移曲线如图 5 所示,在最开始加载阶段(1~3mm)时,A 类 1 型方案的载荷较高;当超过 3mm 时,A 类 2 型方案的载荷超过 1 号方案成为最高,B 类方案始终载荷较小。根据载荷 - 位移曲线可以预估结构的破坏载荷,A 类 1 型方案破坏载荷约在 600kN 左右,A 类 2 型方案破坏载荷约在 700kN 左右,B 类方案破坏载荷约在 600kN 左右。由于在结构中不能允许材料发生塑性变形,所以只看破坏载荷的大小是不够的,需要衡量它们屈服载荷的大小,如

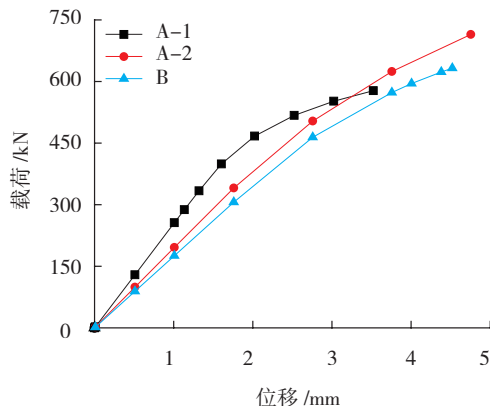


图5 有限元计算得到结构的载荷-位移曲线
Fig.5 Load-displacement curve of the top panel calculated by FE

表 2 所示。在上壁板 A 类 1 型方案的 MISES 应力云如图 6 所示,可以看出,螺栓对上壁板结构的承载有较大的影响。

由于上壁板破坏方式为螺栓剪断,因此提取压缩载荷对应的螺栓载荷如果达到螺栓的剪切载荷,则说明试件破坏断裂。螺钉编号 A 类 2 型方案的压缩载荷达到 600kN 左右时,6、7、10、11 号螺钉其剪切载荷达到破坏值 64.944kN,说明这 4 个螺栓的承载比较大。A 类 1 型与 B 类、A 类 2 型方案类似,都是 6、7、10、11 号螺钉首先达到破坏载荷,当达到屈服载荷时各方案的螺钉载荷数据如表 3 所示,计算得到的螺钉载荷之和约等于施加的屈服载荷。

针对 3 种方案,比较每种方案各个螺栓之间最小剪切力与最大剪切力之比(设计时尽可能满足最小值与最大值的比接近 1,以使各个螺栓之间的剪切力分布更均匀)。3 种方案各自螺栓所受剪力的最小值与最大值之比分别为 0.831 (26.399kN/31.789kN)、0.826 (23.442kN/28.387kN)、0.707 (20.415kN/28.878kN),从比值的大小可以说明为什么上壁板 A 类 1 型方案的承载能力最好。

3.3 长桁根部形状的影响

通过计算和试验均得到 A 类 1 型方案的承载能力较强,由于本试验目的主要是考察根部搭接的形式对结果的影响。A 类 1 型的原始方案中的斜角角度为 30° ,

表2 有限元计算得到各方案的屈服载荷大小

方案	屈服载荷 /kN	最大塑性应变	压缩位移 /mm
A 类 1 型	35.4	0.0059	1.59
A 类 2 型	31.7	0.0056	1.28
B 类	30.7	0.0073	1.31

表3 3种方案的螺钉载荷

编号	面积 /mm ²	A-1/kN	A-2/kN	B/kN
D1	63.61	26.639	23.521	20.415
D2		26.399	23.442	20.693
D3		27.009	24.099	22.678
D4		27.177	24.187	22.259
D5		31.789	28.387	28.878
D6		31.445	28.151	28.051
D7		31.372	28.124	27.503
D8		31.767	28.363	28.409
D9		30.856	27.825	27.783
D10		30.029	27.126	26.410
D11		30.072	27.150	26.797
D12		30.887	27.847	28.166
总计	763.32	355.441	318.226	308.051
实际施加载荷		354.895	317.682	307.672

这里考察斜角为 20°、25°、35° 时(相应的,接头长度、螺钉位置都会有变化), A 类 1 型方案结构的屈服载荷和应力分布。

对于 A 类 1 型方案,考虑长桁根部斜角的变化,原始斜角为 30°,这里考察斜角为 20°、25°、35° 时(相应的接头长度、螺钉位置都会有变化),结构的屈服载荷和应力分布通过计算得到,20° 斜角结构的屈服载荷为 236kN,相应的位移为 1mm;斜角为 25°、30°、35° 时结构的屈服载荷分别为 294kN、354kN、306kN,屈服载荷随斜角角度变化如图 7 所示,说明试验中选择的 30° 斜角是最好的。

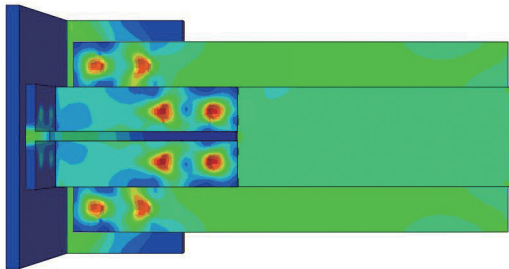


图6 A类1型达到屈服载荷时的等效应力云

Fig.6 Cloud of equivalent stress of A-1 while the panel is led to the yielded state

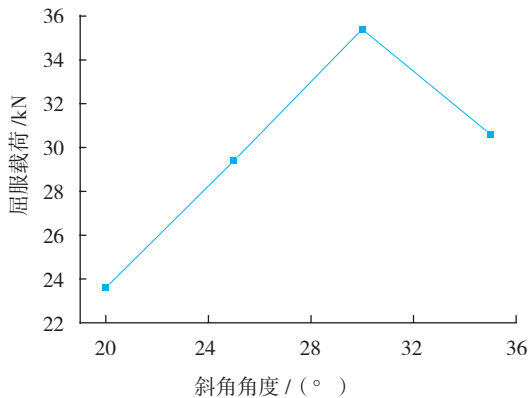


图7 屈服载荷随斜角角度的变化

Fig.7 Yield load changes with angle

4 结论

本文通过试验测试和有限元计算的方法,对某飞机机翼根部典型长桁与蒙皮壁板根部连接的承载能力、钉载、失效模式进行了分析。通过试验发现,上壁板 A 类 1 型方案的综合承载能力最好,其主要破坏方式为螺栓的剪切断裂。根据有限元计算结果发现, A 类 1 型方案的屈服载荷为 354kN,在 3 种方案中最高,并且各螺栓的受力更为均匀。通过对长桁根部不同斜角的计算发现,当斜角为 30° 时, A 类 1 型方案的屈服载荷最高。

参考文献

- [1] 杨海波,孙秦. 某机翼复杂接头的经济性和耐久性设计研究[J]. 航空计算技术, 2006,36(6):73-75.
YANG Haibo, SUN Qin. Design on economization and endurance of complex joint on x-plane wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(6):73-75.
- [2] 徐建新,陈文俊,李顶河. 有限厚度中并排钉载孔边应力集中分析[J]. 机械强度, 2013(3):386-390.
XU Jianxin, CHEN Wenjun, LI Dinghe. Analysis of stress concentration around two pin-loaded holes arranged in parallel in finite thickness plate[J]. Journal of Mechanical Strength, 2013(3): 386-390.
- [3] 马振云,何景武,梁猛. 机翼/主起落架连接结构传力路线分析[J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2010,10(4):28-31.
MA Zhenyun, HE Jingwu, LIANG Meng. Analysis of load transmission line on the joint structure between the wing and landing gear[J]. Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College, 2010,10(4):28-31.
- [4] 王远达,梁永胜,王宏伟. 飞机结构的耐久性与损伤容限设计[J]. 飞机设计, 2009, 29(1):37-43.
WANG Yuanda, LIANG Yongsheng, WANG Hongwei. Design of durability and damage tolerance for aircraft structure[J]. Aircraft Design, 2009, 29(1):37-43.
- [5] 刘勇俊,岳珠峰,邵小军,等. 含多个穿透裂纹的多孔紧固件传载结构裂尖应力强度因子研究[J]. 机械强度, 2009, 31(6):986-991.
LIU Yongjun, YUE Zhufeng, SHAO Xiaojun, et al. Stress intensity factors for multi-fastener-hole structures with multi-through-cracks[J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(6):986-991.
- [6] 高扬,孙秦. 多排钉金属连接接头有限元分析方法研究[J]. 航空工程进展, 2012,3(1):60-63.
GAO Yang, SUN Qin. Research on finite element analysis of multi-rivet lap metallic joints[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012,3(1):60-63.
- [7] 陈磊,金海波. 基于传力路径的飞机加强框结构优化方法研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2):199-204.
CHEN Lei, JIN Haibo. Research on structural optimization method for aircraft bulkhead based on the path of force transfer[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2):199-204.
- [8] 邱春图,成万植. 借助静力试验实测值修正和确认全机有限元模型[J]. 飞机设计, 2004(2):37-41.
QIU Chuntu, CHENG Wanzhi. Corrected and validated finite element model of an aircraft according to static testing data[J]. Aircraft Design, 2004(2):37-41.
- [9] 陈海欢,刘汉旭,李泽江. 飞机结构多钉连接有限元计算分析[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 457-462.
CHEN Haihuan, LIU Hanxu, LI Zejiang. Finite element analysis of multi-fastened aircraft structural joints[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 457-462.
- [10] 刘向东,李亚智,舒怀,等. 多钉连接钉载分配特性研究方法[J]. 复合材料学报, 2013, 30(1): 210-217.
LIU Xiangdong, LI Yazhi, SHU Huai, et al. Experimental and numerical study on the pin-load distribution of multiple-bolted joints[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(1): 210-217.

(责编 古系)