

某机翼大梁全尺寸破坏特性研究

杨达明, 何卫锋, 王鹏, 惠嘉, 李锋, 何宇廷
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:为了保证改装后机翼大梁的承力性能,采用有限元方法对改装部位进行了分析计算,得到了危险部位的细节应力。从某飞机机翼中获取了改装部位的实际结构,并对其进行了全尺寸破坏特性试验,结果表明:计算和试验结果吻合良好,改装后的机翼大梁承力性能满足要求。

关键词:机翼;大梁;有限元;全尺寸

中图分类号:V21 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)04-0013-04

1 全尺寸试验件的获取

某机翼 I 大梁改装后的结构见图 1。腹板前后各加强一块板,两侧支柱与前加强板、腹板用铆钉铆在一起。同时上下缘条与腹板、前加强板铆在一起,加强板厚度取为 $\delta_1 = 3 \text{ mm}$;腹板后加强板位于两侧支柱之间,左右紧靠支柱,上部贴紧上缘条,下部与上部开孔中心水平线对称,厚度取 $\delta_2 = 2 \text{ mm}$ 。为了保证加强板和腹板有相同的物理化学性质,防止发生化学腐蚀和由于膨胀系数不同而产生附加应力,所选取的加强板材料与腹板相同(均为 LY12-CZ)^[1-2]。

由飞机强度计算报告^[1]表明,该处大梁腹板剩余强度系数仅为 0.03(相对值)。为了检验开孔加强后的 I 大梁 7[#]~8[#]肋段加强部位的强度、刚度(变形及稳定性等)特性,验证加强设计的可行性,必须要对加强后开孔腹板处大梁进行强度计算和必要的破坏特性试验。

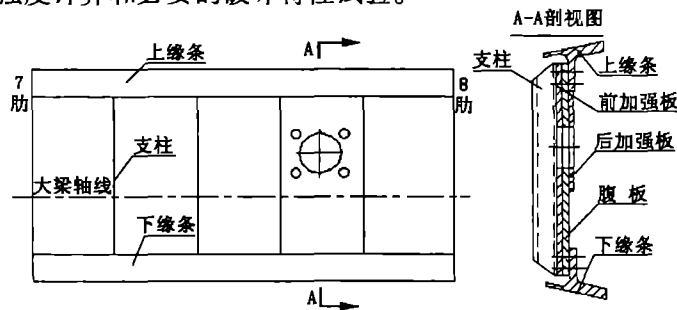


图 1 I 大梁改装后结构示意图

取飞机的左翼大梁全尺寸试验件进行分析(见图 1),右件试验结果与左件类似^[1]。

该飞机机翼为箱式结构,由中央翼、中外翼及外翼组成,左右对称。外翼在 7[#]肋处为分离面。在实际受载过程中,7[#]~8[#]段机翼主要由上下壁板(由桁条、大梁及上下蒙皮组成)承受弯矩,I、II 大梁腹板承受并传递剪力,翼肋封闭剖面承受扭矩。试验件取自 7[#]~8[#]肋间的腹板机翼改装后的 I 大梁(去掉蒙皮),试验件是开剖面受力的(为了模拟实际受力和防止试件扭转失稳,在试件上装有防扭装置),其大梁腹板承受剪力,大梁上下缘条承受弯矩。由于外翼和中外翼通过 7[#]肋与 7a[#]肋用螺栓连接,因此可以认为外翼是固定在中外

收稿日期:2003-12-03

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:杨达明(1963-),男,湖南常德人,讲师,硕士生,主要从事飞行器设计研究;

何宇廷(1966-),男,四川阆中人,教授,博士生导师,主要从事飞行器设计研究。

翼上的。试验中,将大梁7[#]肋固定,在8[#]肋外端设计加载形式以满足其加强腹板等效受载特性要求。

2 试验环境与条件

为了保证加强设计的可靠,取飞行时严重受力状态($A', G = 686, n = 4.2$)时的载荷为极限等效载荷^[2]。此时飞机机翼 I 大梁腹板、上下缘条应力及力见表 1。

表 1 A'状态 I 大梁受力情况

	上缘条				下缘条			
	面积/cm ²		应力/MPa	力/kN	面积/cm ²		应力/MPa	力/kN
	实际值	加蒙皮值			实际值	加蒙皮值		
外7 [#] 肋	13.5	13.69	-266.56	364.56	13	13.19	303.8	400.82
8 [#] 肋	10.7	10.89	-276.36	300.86	13	310.66	31.7	409.64

7[#]~8[#]腹板: $S_{CT} = 1.825 \text{ cm}^2, q = 530.18 \text{ kN/m}, \tau_{pds} = 181.3 \text{ MPa}, \tau_{pdcy} = 176.4 \text{ MPa}, h = 0.03$ 。

飞机上真实的 I 大梁是闭剖面受力,见图 2。试验中是开剖面受力,所以载荷的设计首先考虑满足腹板剪应力条件,以试验件腹板开孔处横截面的受力为基础来计算试验载荷。由此推出加载剪力,给定加载位置,然后计算 7[#]~8[#]之间上下缘条的正应力,最后根据计算得到的应力与飞机实际受力情况的差来确定上下缘条在轴向方向的补充载荷。7[#]肋处的分离面通过原连接螺栓装配到夹具上,夹具固定在承力墙上,另一端设置过渡段,过渡段和试验件 8[#]肋以外的试件部分配钻,连接到作动筒。加载的简图和主要分析部位的应变片位置见图 3,图中 $P_1 = 23 \text{ kN}, P_2 = -150 \text{ kN}, Q = 263 \text{ kN}$ (均为最大载荷),加载从最大载荷的 10% 开始,然后按 $P_1、P_2、Q$ 的 10% 递增。

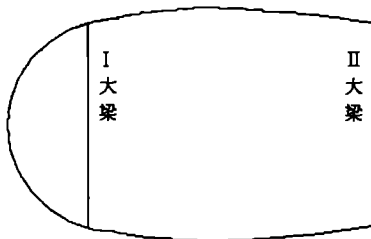


图 2 机翼的实际剖面形式示意图

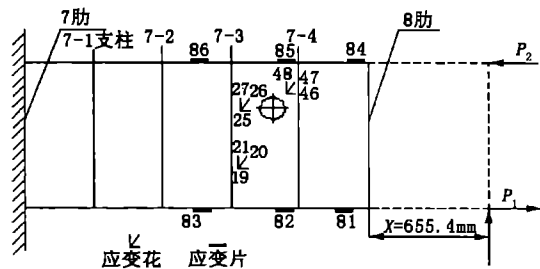


图 3 加载和部分的应变片位置示意图

3 全尺寸试验及结果

试验在中国飞机结构强度研究所完成,通过 MCS 自动协调加载装置协调加载,使用 ST-3B 数据采集系统进行应变测量。当左件载荷加到 $P_1 = 22.5 \text{ kN}, P_2 = 20 \text{ kN}$ 时(最大加载载荷的 85%),结构破坏。破坏形式为在支柱 7-3 附近的缘条和蒙皮连接拐角应力集中处撕裂,并向 7-2,7-4 支柱方向快速延伸,上缘条弯曲,而腹板开孔部位及其加强件在整个加载过程中未有明显的屈曲,结构破坏后,该部位仍然完好无损,可见该部位的静强度不低于前后腹板的静强度,加强方案是可行的^[1,3]。

缘条上应变片反映了凸缘由于弯曲产生的应力,应变测量值见图 4、图 5,对上缘条,应力值、应变值和载荷值的关系见表 2。“载荷当量百分数”为上缘条危险部位的真实应力相对于材料破坏应力的百分数。

表 2 上缘条破坏试验应力值与理论值

	MPa										
加载百分比	10	20	30	40	50	60	67	70	80	90	100
理论值	-28.2	56.4	-84.6	-112.8	-141.0	-169.2	-188.9	-197.4	-225.6	-253.8	282.0
试验值	-32.4	-63.8	-93.6	-123.6	-152.9	-184.0	-206.8	-216.6	-253.3	-318.8	
载荷当量百分数	11.5	22.6	33.2	43.8	54.2	65.2	73.3	76.8	89.8	135	

由表 2 可以得出:在 85% 的试验设计载荷时,上缘条的正应力值已达到承载极限,即其载荷当量百分数达到 100%,故结构破坏。

实际上我们关心的是腹板开孔加强部位的应力应变值。见图 6。

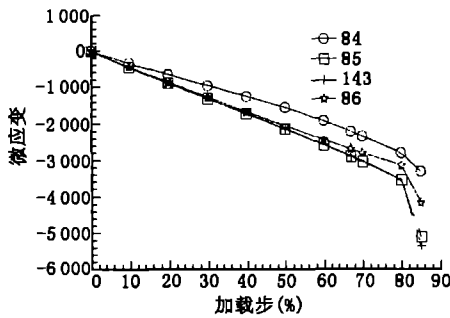


图 4 上缘条单片 84、85、143、86 微应变变化图

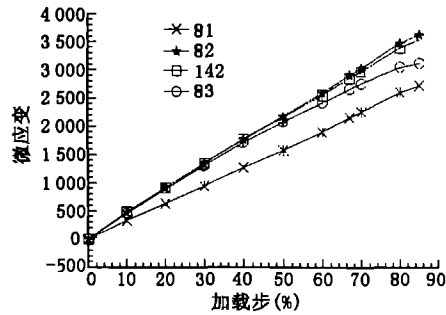
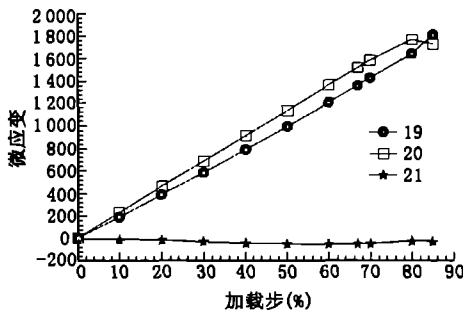
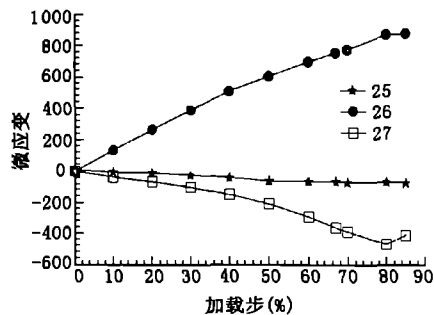


图 5 下缘条单片 81、82、142、83 微应变变化图



(a) 19、20、21 花片各片微应变变化图



(b) 25、26、27 片应变变化图

图 6 腹板上应变变化图

根据典型的应变花在结构破坏时的应变测量值,可得到各部位的应力值,它们和理论计算值的比较见表 3。

表 3 典型部位的应力实测值

	MPa					
	原腹板		后加强板		前加强板	
	下腹板	腹板中央	大孔周围	卫星孔周围	大孔周围	卫星孔周围
计算点位置	19 点	22 点	25 点	46 点	93 点	118 点
85% (破坏) 实测值	147.1	98.56	144.06	118.36	107.8	107.79
100% 载荷理论值	191.6	128.1	187.2	150.19	146.8	152.9

腹板材料为 LY12 - CZ 铝合金,其力学性能: $\sigma_{p0.2} = 318 \text{ MPa}$, $\sigma_b = 449 \text{ MPa}$ 。由表 3 可以看到,在破坏时腹板的承载余量比较大,同时从应力的实测值可以看到:在试件破坏时,腹板相应部位的应力值远小于材料的许用应力值,说明改装后的结构能满足要求。

4 破坏特性 FEM 仿真研究

采用平面四节点等参数单元与考虑了塑性的受剪钉元的有限元程序来分析。以上下缘条最里面的一排铆钉之间的腹板作为计算模型。在腹板平面内建立 XOY 直角坐标系, X 轴取下缘条的最上一排铆钉中心线方向,指向机翼外端为正。原点取在第三支柱与 X 轴的交点, Y 轴与 X 轴垂直,指向上缘条。各节点的力与位移沿 X、Y 方向为正、反之为负。将腹板上的剪流(腹板只承受剪流的作用 $q_0 = 530.18 \text{ kN/m}$)按静力等效原则分布到周围节点上,这就是单元节点所受的等价外力^[1,4]。

用考虑进入塑性受剪钉元的有限元方法在极限载荷下 ($q_0 = 530.18 \text{ kN/m}$) 分析,对模型边界的平面受剪单元,当量计算应力值为 312.29 MPa 。腹板在剪流 q_0 作用下,由应力圆可知对于大梁腹板未加强部分 $\sigma_1 = 179.34 \text{ MPa}$, $\sigma_2 = 0$, $\sigma_3 = -179.34 \text{ MPa}$,计算可得 $\sigma_d = 310.6306 \text{ MPa}$ 。理论与有限元计算值吻合得很好。根据有限元模型所得的各部位的应力计算值见表 4。

表4 极限载荷下卫星孔周围危险单元、模型边界单元和腹板单元相当应力计算值

卫星孔周围	单元号	53	55	61	64	67	70	71	74
	应力值/MPa	254.6	342.78	344.67	267.09	280.18	185.1	158.0	278.23
边界单元	单元号	467	468	469	470	472	474	476	477
	应力值/MPa	327.90	317.4	315.16	312.13	309.06	313.04	319.09	329.65
腹板单元	单元号	230	285	382	395	505	550	692	709
	应力值/MPa	173.1	163.8	198.5	233.6	211.1	178.8	174.8	169.7

5 结论

1) FEM 方法计算值与试验值吻合良好, 试件破坏时上缘条的应力水平已达到了承载极限, 其载荷当量百分数达到 100%。

2) 全尺寸结构试验结论有益, 表明结构破坏后, 加强部位仍完好无损, 腹板上开孔加强能满足飞机的承载要求。

3) 本文的试验、分析方法可用于其他飞机大型连接加强件的破坏特性研究之中。

参考文献:

- [1] 何卫锋. 航空连接件结构细节应力分析和抗疲劳优化设计[D]. 西安: 空军工程大学, 2003.
- [2] He Yuting, Yang Shaohua, Li Yongqiang. The Optimization of The Joint - strengthened Scheme of Front Spar in the Outside Wing For An Aircraft[A]. Optimization of Structural and Mechanical Systems. [C]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1999.
- [3] 何宇廷, 陈勇, 吴显吉, 等. 某机右中外翼下壁板裂纹开裂模式研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版) 2001, 2(5): 4-6.
- [4] 何宇廷, 杨少华, 郭志辉, 等. LY12 - BCZYU 板材纵向裂纹扩展性能研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版) 2001, 1(2): 11-14.

(编辑: 姚树峰)

An Analysis of the Front Spar in the Outside Wings for Breaking Characteristics in a Certain Type of an Aircraft under Conditions of Life - size

YANG Da - ming, HE Wei - feng, WANG Peng, HUI Jia, LI Feng, HE Yu - ting
(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: In order to keep the mechanical performance of wings in an aircraft, the strengthened part is analyzed by means of FEM, and the maximum stress at this part is gained. On the other hand, a real structure of the modified part is intersected from an aircraft to serve as the test structure. The result indicates that the calculation coincides with the tested result and the load - bearing performance of the modified spar can meet the requirements.

Key words: wing; bar; FEM; complete size; wreck performance