

某飞机腹板构件结构改进及 试验验证*

王磊^{1,2}, 李鹤^{1,2}, 许良^{1,2}, 回丽^{1,2}

(1. 沈阳航空航天大学航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学机电工程学院, 沈阳 110136)

[摘要] 针对某型飞机腹板构件较早的发生筋条疲劳破坏, 运用仿真分析和试验的手段进行结构改进。首先建立腹板构件有限元模型, 对腹板构件应力分布和疲劳寿命进行计算, 分析筋条疲劳破坏的原因; 其次依据刚度分配原则对结构进行改进, 有限元计算结果表明改进设计降低了筋条应力水平, 提高了腹板构件的疲劳寿命; 最后对原结构试件和改进后结构试件进行疲劳对比试验, 试验结果验证了有限元模型的准确性和结构改进的有效性。

关键词: 腹板; 筋条; 静力分析; 疲劳寿命; 有限元法

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.23/24.064



王磊

博士, 副教授, 研究方向为航空材料与结构强度及航空结构损伤修复技术, 主持国家自然科学基金面上项目和青年基金等国家和省市纵向课题 6 项, 参与了工信部数控机床科技重大专项等多项科研项目的研发, 发表学术论文 50 余篇(其中 SCI&EI 收录共 10 余篇)。

* 基金项目: 国家自然科学基金(51775355); 航空动力装备振动及控制教育部重点实验室开放基金(VCAME201701)。

铝合金具有密度低、强度高、耐腐蚀性强和塑性好的优良特性, 目前在民用和军用飞机上大量使用铝合金作为承力构件的主要材料。飞机在飞行过程中会不断受到空气产生的疲劳载荷, 铝合金承力构件长时间在这种不断变化的载荷作用下会产生疲劳损伤, 损伤的积累会导致构件连接部位产生裂纹并发生破坏。作为主要的支撑和承力结构, 铝合金构件的疲劳性能直接关系到飞机的安全飞行寿命, 因此在设计过程中进行疲劳寿命分析^[1-4]非常重要, Molent 等^[5]对大黄蜂飞机铝合金机身结构疲劳性能进行了研究, Ghorbani 等^[6]对由螺栓连接的 2024-T3 铝合金板的疲劳寿命进行研究。近年来对飞机承力构件的设计在优化整体布局方面研究较多, 邓扬晨等^[7]采用拓扑优化的方法对飞机加强框材料的最优分布进行计算, 得到了加强框筋条的最佳布局。马建峰等^[8]运用仿

生手段对飞机承力构件的结构进行设计, 提高了结构的强度和刚度。但在很多情况下, 结构整体布局不能有较大改动, 需要对结构在可调整范围内进行优化设计提高性能。

本文针对某型飞机腹板构件的铝合金筋条疲劳寿命较低的问题, 建立了腹板构件的三维结构模型, 利用有限元分析软件对腹板构件受力后的应力分布和疲劳寿命进行计算, 并依据计算结果对腹板构件结构进行改进设计。

原腹板构件结构及有限元分析

1 原腹板构件结构

原腹板构件结构如图 1 所示, 腹板构件主要由接头构件、侧板和加筋板通过螺栓连接组成。其中加筋板部分整体通过数控铣削加工成形, 材料为铝合金。接头构件和侧板的材料为高强度钢。飞机飞行过程中载

荷由接头构件连接销承受并传递给加筋板,在飞机检修过程中发现加筋板筋条1较早出现疲劳破坏。

2 有限元分析

由于腹板构件由多个不同材质组件通过螺栓连接构成,结构复杂,传力路线较难分析,常规分析方法很难摸清各部分实际应力分布,因此,采用通用有限元软件对腹板构件进行分析。本文利用三维制图软件CATIA建立腹板构件各部分的模型。腹板构件各部分通过螺栓连接并装配,所用螺栓的拧紧力矩 T 主要用于克服螺纹间的螺纹阻力矩 T_1 和腹板支撑面与螺母间的摩擦力矩 T_2 ,计算公式如式(1)所示:

$$T = T_1 + T_2 = F \tan(\varphi + \rho) \times \frac{d_2}{2} + \frac{F \mu}{3} \times \frac{D^3 - d_0^3}{D^2 - d_0^2} \quad (1)$$

式中, ρ 为螺纹当量摩擦角, d_2 为螺栓螺纹中径, T 为拧紧力矩, F 为预紧力, μ 为螺母与支撑面间摩擦因数, φ 为螺纹升角, D 为与支撑平面接触的螺母或者垫圈的直径, d_0 为螺纹外径。依据式(1)和装配拧紧力矩 T 计算得螺栓所受轴向预紧力 F 为11000N。

有限元分析采用通用有限元分析软件ANSYS Workbench进行计算^[9-10]。将CATIA模型导入有限元分析软件,在有限元软件中装配构件

各部分并在螺栓杆上添加螺栓预紧力。静力计算选取加载50% P (P 为设计最大载荷)的工况进行静力学模拟。通过有限元仿真软件对腹板构件有限元模型四周添加固定约束,在接头构件连接销上施加50% P 的载荷。构件考核部位铝合金加筋板部分应力云图如图2所示,可以看出,加筋板应力最大值出现在筋条1与接头构件相连接的最外侧螺栓孔边,由螺栓对螺栓孔边的挤压产生,最大应力位置应力水平达到236MPa。静力学分析完成后,添加Fatigue模块并输入疲劳载荷谱,基于Goodman修正理论进行计算,计算求解得到疲劳寿命云图如图3所示,加筋板疲劳寿命最低处也位于筋条1与接头构件相连接的最外侧螺栓孔边,最小寿命为 1.98×10^5 次循环。由图2和图3可以看出加筋板过早的发生疲劳破坏的原因是筋条1与接头构件相连接的螺栓孔边的应力水平过高。

结构改进设计

1 超静定结构的载荷传递特点

工程上用来承受或传递载荷的几何不变系统在结构力学领域分为两种结构:静定结构和超静定结构。在静定结构中,载荷的传递与各元件及作用载荷的相对位置有关,利用静平衡方程即可确定各元件内力,静定

结构各部分元件的载荷分配比例是确定的。而在超静定结构中,除去静力平衡方程以外,还必须同时依据变形协调条件,才能求出各部分元件所受的载荷,即力的分配还与各元件本身的刚度和支撑条件有关。在一定条件下,超静定结构中的各部分元件可直接按照本身刚度的大小比例来分配它们共同承担的载荷,称这种正比关系为“刚度分配原则”。目前在定性分析中,通常采用刚度分配原则来研究超静定结构中载荷的传递和分配规律^[11]。

2 结构改进方法

由原结构腹板构件整体应力分布得出施加在接头构件上的载荷主要由侧板和筋条1两部分共同承担,疲劳破坏主要因为铝合金筋条1螺栓孔附近局部应力水平过高。腹板构件中,接头构件与侧板的连接和接头构件与加筋板的连接构成了一个

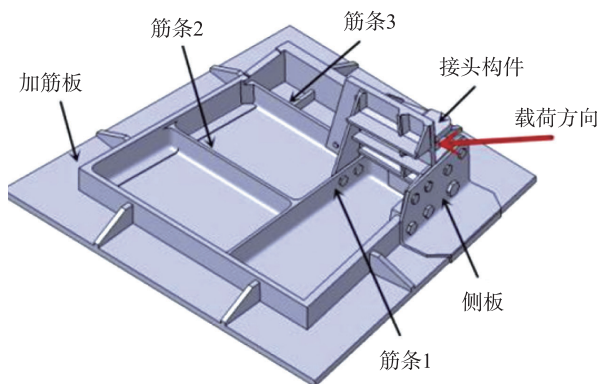


图1 原腹板构件结构示意图
Fig.1 Diagram of original web plate

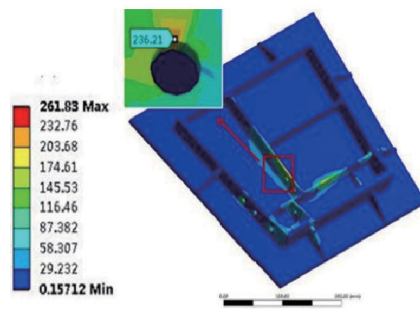


图2 原结构应力分布及应力最大位置 (MPa)

Fig.2 Stress distribution and high stress region of original web plate (MPa)

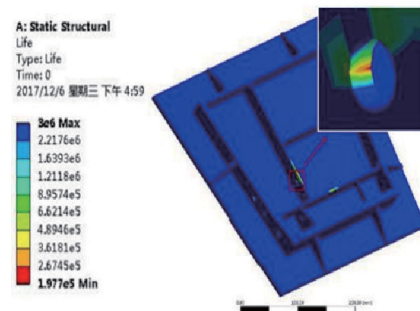


图3 原结构寿命云图及寿命最小位置

Fig.3 Life contour map and low life region of original web plate

超静定结构,因此加载在接头构件上的载荷在这两部分间的传递满足刚度分配原则,即按各部分的刚度比例进行分配。改进设计要求对原结构尽量做小的改动,最实用的方法是去掉筋条 2 一侧的筋条 2^[12]。减少了筋条 2 的支撑后,筋条 1 这条传力路线上的刚度水平降低,依据超静定结构内力按刚度分配的原理,筋条 1 刚度下降后载荷会更多地分配到侧板上,从而降低筋条 1 与接头构件连接处的应力水平。同时,由于侧板的材料是强度更高的合金钢,增加的载荷不会对侧板的疲劳寿命产生较大的影响。综上,改进方法为去掉加筋板筋条 1 一侧的筋条 2,改进后腹板构件结构如图 4 所示。

改进后构件有限元分析

对改进后腹板构件进行建模,

采用与原结构相同的载荷工况和边界条件进行静力分析和疲劳寿命计算。改进结构铝合金加筋板部分应力分布云图如图 5 所示,可以看出加筋板应力值最大的部位仍在筋条 1 与接头构件相连螺栓孔处,但最大应力水平降低至 218MPa。改进后结构疲劳寿命云图如图 6 所示,疲劳寿命最低处位于筋条 1 与接头构件相连接的最外侧螺栓孔边,疲劳寿命为 3.13 × 10⁵ 次循环。对比改进前后疲劳寿命有限元计算结果,经过改进构件寿命较原结构提高了 36.8%,达到了提高腹板构件疲劳寿命的目的。

对原结构和改进后结构的整体应力云图进行对比发现,改进后腹板构件侧板部分应力水平较原结构有所增加,改进后加筋板筋条 1 应力水平较原结构降低,改进后加筋板筋条

3 应力水平与原结构相同。对比结果表明第 3 节结构改进的方法是合理的,通过降低传力路线筋条 1 的刚度,使载荷更多的分配到强度更高的侧板上,从而降低了筋条 1 栓孔处的应力水平。

疲劳对比试验

为检验改进后腹板构件的疲劳性能,取原结构腹板构件和改进后腹板构件各 4 件进行疲劳试验。试验中试件安装在特制的固定夹具内,板四周通过螺栓连接进行固定,由疲劳试验机对试件接头构件内连接销进行加载,试验方案简图如图 7 所示。

试验采取在试件表面粘贴应变片的方法对腹板构件各测点的应变进行监测。应变片采用 45° 直角应变花,各测点的主应力大小的计算依据《飞机设计手册》第九册相关规定进行计算^[13],计算公式如式(2)和式(3)所示:

$$\sigma_i = \frac{E}{1(1-\mu)}(\epsilon_a + \epsilon_c) \pm \frac{E}{\sqrt{2(1+\mu)}} \sqrt{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2} \quad (2)$$

$$\tau_{\max} = \frac{\sqrt{2}E}{2(1+\mu)} \sqrt{(\epsilon_a - \epsilon_b)^2 + (\epsilon_b - \epsilon_c)^2} \quad (3)$$

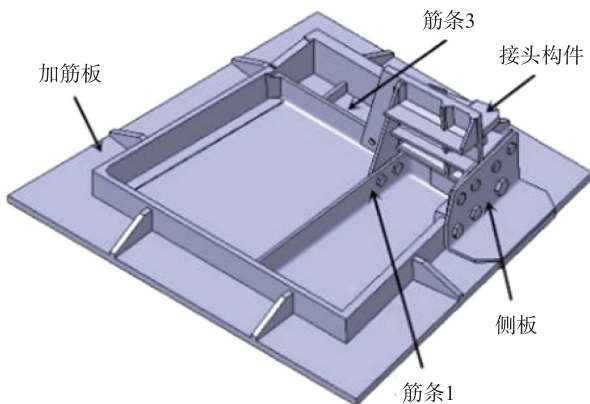


图4 改进后腹板构件结构示意图
Fig.4 Diagram of improved web plate

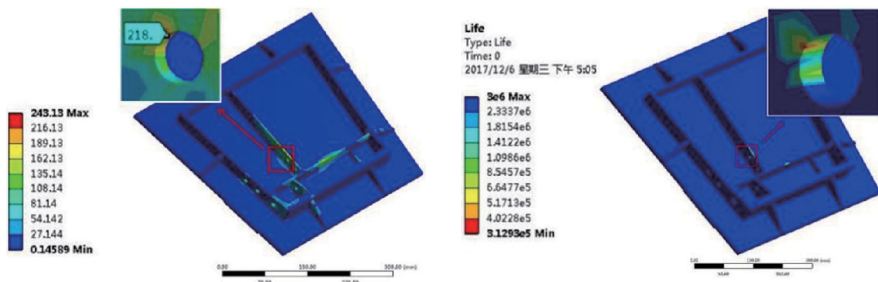


图5 改进后结构应力分布及应力最大位置 (MPa)

Fig.5 Stress distribution and high stress region of improved web plate (MPa)

图6 改进后结构寿命云图及寿命最小位置
Fig.6 Life contour map of improved web plate

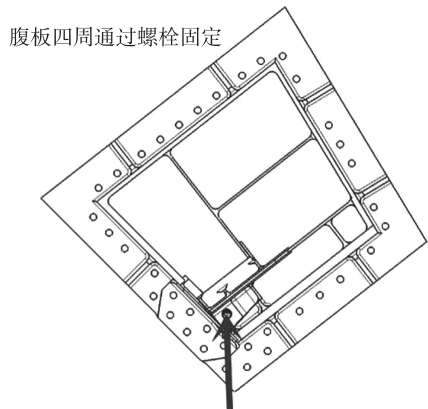


图7 试验方案简图
Fig.7 Schematic diagram of test

式中, σ_i 为最大主应力, τ_{\max} 为最大切应力, E 为弹性模量, μ 为泊松比, ε_a 、 ε_b 、 ε_c 分别为应变花 90°、45°、0° 3 个方向的应变, 对比各试件试验前预加载 50%P 的测点主应力平均值和模拟结果, 如表 1 所示。

试样试验过程中各测点的主应力值与有限元计算得到的应力值误差都在 10% 以下, 同时有限元模型各部分受载后的变形情况也均与试验结果相一致, 因此腹板构件有限元模型具有较好的准确性。

图 8 为原结构试件和新结构试件进行件疲劳试验后筋条 1 发生破坏处的位置照片和局部放大照片, 两种结构裂纹形式一致, 同时裂纹出现位置与有限元模型应力水平最大位置及疲劳寿命最低处相吻合。

各试件的疲劳寿命如表 2 所示, 原结构筋条 1 出现裂纹的平均循环数为 216200 循环, 改进后结构筋条 1 出现裂纹的平均循环数为 320784 循环, 改进后腹板构件寿命较原结构提高了 48%。有限元求解的寿命与试验寿命对比结果如表 3 所示, 原结构和改进后结构的实际试验疲劳寿命均高于有限元计算值。由于试验过程中不允许拆卸结构件, 螺栓头部的遮挡导致观测到螺栓孔处裂纹出现的循环数会稍大于实际裂纹萌生的循环数, 故有限元求解的疲劳寿命较试验过程中实际观测结果偏小。综上, 对比试验验证了结构改进提高了腹板构件的疲劳寿命, 有限元软件的模拟计算结果具有一定的参考价值。

结论

针对某型飞机腹板构件筋条过早出现疲劳破坏, 运用有限元手段分析原因, 依据刚度分配原则对结构进行改进设计, 得出以下结论:

(1) 改进后腹板构件寿命较原结构提高了 48%, 改进达到了提高腹板构件疲劳寿命的目的。

(2) ANSYS Workbench 软件的

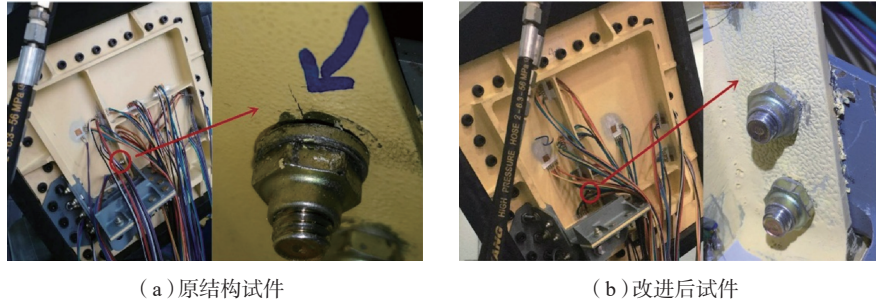


图8 原结构和改进后试件筋条1破坏位置及裂纹照片

Fig.8 Stiffener crack on original and improved web plates

表1 各测点主应力试验结果和模拟结果对比

Table 1 Comparison of principal stress between experimental values and finite element results

测点	原结构试件			改进结构试件		
	试验 /MPa	模拟 /MPa	误差 /%	试验 /MPa	模拟 /MPa	误差 /%
1	14.4	14.4	0	3.6	3.5	2.7
2	10.08	10.1	0.2	4.68	4.7	0.4
3	9	9	0	16.56	16.6	0.2
4	7.56	7.5	0.7	7.92	8	1
5	8.64	8.7	0.7	7.92	8.6	8.6
6	10.08	10	0.8	23.76	24	1
7	6.48	6.5	0.3	18.72	19	1.5
8	5.04	5	0.8	46.8	47	0.4
9	52.2	52	0.4	46.8	46.5	0.6
10	37.44	37.5	0.2	93.6	94	0.4
11	97.2	97	0.2	100.8	100	0.8
12	44.64	44.7	0.1	14.4	15.5	7.6
13	18.72	20.5	9.5	—	—	—
14	10.8	11.5	6.5	—	—	—

表2 试件疲劳试验结果

Table 2 Experimental data of fatigue life

改进前后	试件				平均值
	1	2	3	4	
原结构	195000	234800	210000	225000	216200
改进结构	339840	322500	294833	325963	320784

表3 试件疲劳试验结果与有限元模拟结果对比

Table 3 Comparison of fatigue life between experimental values and finite element results

试件类型	试验平均寿命(循环)	仿真寿命(循环)	误差 /%
原结构试件	216200	197700	8.5
改进结构试件	320784	312930	2.5

计算结果与试验数据相吻合,有限元模型能够正确模拟构件实际力学特性。

参考文献

- [1] 刘旭,王博,贾昭. 某型飞机腹板连接结构疲劳试验分析[J]. 机械设计与研究, 2015(4): 179-182.
- LIU Xu, WANG Bo, JIA Zhao. Analysis of fatigue test of an aircraft web connection structure[J]. Machine Design and Research, 2015(4): 179-182.
- [2] 刘旭,武澎,王博. 铝合金梁腹板结构疲劳寿命研究[J]. 重庆理工大学学报, 2015, 29(8): 43-47.
- LIU Xu, WU Peng, WANG Bo. Research on fatigue life of aluminum alloy beam web structure[J]. Journal of Chongqing University of Technology, 2015, 29(8): 43-47.
- [3] ZHAO L, HE X, XING B, et al. Influence of sheet thickness on fatigue behavior and fretting of self-piercing riveted joints in aluminum alloy 5052[J]. Materials & Design, 2015, 87: 1010-1017.
- [4] SHANI AVSKIY A A, TOUSHENTSOV A L. Mechanisms of fatigue crack initiation and propagation in cast aluminum alloy AL5 of hydropumps NP-89D in aircraft Tu-154M[J]. Engineering Failure Analysis, 2010, 17(3): 658-663.
- [5] MOLENT L, BARTER S A, DIXON B, et al. Outcomes from the fatigue testing of seventeen centre fuselage structures[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 111: 220-232.
- [6] GHORBANI H, CHAKHERLOU T N, TAGHIZADEH H. On the estimation of fatigue life in bolt clamped Al-alloy 2024-T3 plates[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2016, 164: 74-92.
- [7] 邓扬晨,刘晓欧,朱继宏. 飞机加强框的一种结构拓扑优化设计方法[J]. 飞机设计, 2004(4): 11-16.
- DENG Yangchen, LIU Xiaou, ZHU Jihong. An approach to structural topology optimization about aircraft reinforced frames design[J]. Aircraft Design, 2004(4): 11-16.
- [8] 马建峰,陈五一,赵岭. 基于蜻蜓膜翅结构的飞机加强框的仿生设计[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 562-569.
- MA Jianfeng, CHEN Wuyi, ZHAO Ling. Bionic design of aircraft reinforced frame based on structure of dragonfly wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 562-569.
- [9] 李静,张显余. 基于Workbench的主起落架车架前轮叉应力分析及结构优化设计[J]. 航空制造技术, 2017, 60(18): 70-73.
- LI Jing, ZHANG Xianyu. Stress analysis and structure optimization of main landing gear frame front fork based on Workbench[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(18): 70-73.
- [10] 艾延廷,路闯,武威,等. 机匣横向安装边螺栓连接结构应力分析[J]. 航空制造技术, 2015, 58(3): 25-29.
- AI Yanting, LU Chuang, WU Wei, et al. Stress analysis of bolt-flange connection structure on aeroengine casing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(3): 25-29.
- [11] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2014.
- TAO Meizhen. Comprehensive design of modern aircraft structure[M]. Xi'an: Xi'an Northwestern Polytechnical University Press, 2014.
- [12] 黄昶春,沈光烈,韦志林. 车辆结构设计中刚度分配的对载荷传递的影响[J]. 装备制造技术, 2008(12): 15-16.
- HUANG Changchun, SHEN Guanglie, WEI Zhilin. The effect of stiffness distribution in vehicle structure design on load transfer[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2008(12): 15-16.
- [13] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第9册)[M]// 载荷、强度和刚度. 北京:航空工业出版社, 2001.
- Total editorial board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual (Volume 9)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.

通讯作者: 许良,教授,主要研究方向为航空材料结构强度及完整性评定, E-mail: simxu@126.com.

Structure Improvement and Experimental Validation of Aircraft Web Plate

WANG Lei^{1,2}, LI He^{1,2}, XU Liang^{1,2}, HUI Li^{1,2}

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for Natural Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. College of Electromechanical Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[ABSTRACT] For fatigue failure occurring in a stiffener of an aircraft web plate earlier, the structure of the web plate is improved by means of simulation analysis and experimental validation. Firstly, the web plate dynamic model is set up, the causes of fatigue failure are analyzed by calculating the stress distribution and fatigue life of the web plate. Secondly, an improvement design is conducted on the original structure of the web plate based on principle of stiffness distribution. The finite element calculation result shows that improved design decreases the maximum stress of the stiffener and improves the fatigue life of the web plate. Finally, by comparing the fatigue tests of original structure and improved structure, the results verify the accuracy of finite element model and the effectiveness of the improvement.

Keywords: Web plate; Stiffener; Static analysis; Fatigue life; Finite element method

(责编 古索)