

某飞机机翼整体壁板损伤修理的有限元分析

李 艳¹⁾ 于克杰

(空军第一航空学院航空修理工程系, 河南信阳 464000)

摘要 在全机有限元模型的基础上对机翼 2~3 墙间上壁板某处 150 mm 裂纹型损伤进行修理前后的强度评估, 给出了受损壁板修理后铆钉排数与残余过载的定量关系; 比较了长桁受损后是否修理对飞机结构承载能力的影响。结论为战伤飞机快速评定提供了科学依据, 也为飞机平时修理提供参考。

关键词 整体壁板, 有限元, 飞机, 损伤修理

DAMAGE REPAIR ANALYSIS FOR INTEGRAL WING PANEL OF AN AIRCRAFT BASED ON FEM

LI Yan¹⁾ YU Kejie

(Department of Aeronautical Repair Engineering, The First Aeronautical Institute of Air Force, Henan Xinyang 464000, China)

Abstract On the basis of the finite element model of a whole aircraft, the paper simulates a crack with a length of 150 mm in a place between No.2 and No.3 walls of the upper wing panel before and after it is repaired. The results give a quantitative relationship between rivet rows and residual load factor, and the influences of the damaged stringer, before and after it is repaired, on the force-bearing ability of aircraft structure are compared. The results can be used in a rapid assessment of a battle-damaged aircraft repair and as a reference for the usual repair of aircraft.

Key words integral panel, finite element method (FEM), aircraft, damage repair

引 言

在执行任务中, 某飞机因偶然因素在机翼 2~3 墙间上壁板纵向 4 肋与 5 肋之间、横向从第 2 墙数第 9 根长桁的附近出现一垂直于长桁方向的裂纹型损伤, 该损伤沿翼肋方向长度为 150 mm, 具体位置参见图 1 和图 2。当整体壁板上出现这种宏观损伤

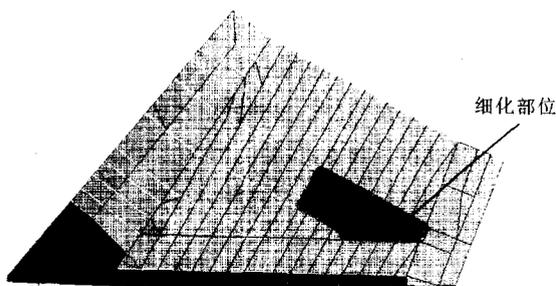


图 1 细化部位在机翼 2~3 墙上壁板的分布位置

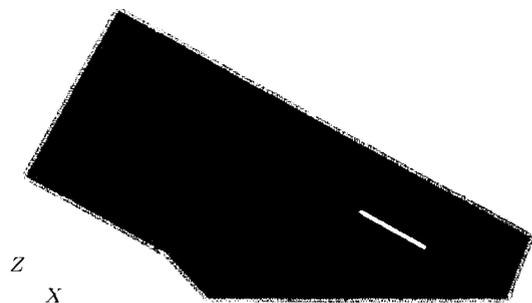


图 2 150 mm 裂纹型损伤的网格划分

时, 以及采用不同修理工艺参数修理后壁板能具备多大的承载能力, 这一问题的有效解决是该型战伤飞机正确实施快速修理的前提和必要条件^[1,2]。

文献 [3] 曾对飞机整体壁板的战伤修理进行了二维有限元分析, 提出了胶补波纹板补强法。但为了更准确地模拟损伤部位周围的局部位移和力边界条

件,本文在全机有限元模型的基础上采用三维有限元法对受损整体壁板修理前后进行强度评估,评估的结果给出整体壁板修理前后的残余过载。根据这些残余过载的大小可定性判断出修理后飞机执行任务的能力。

1 受损整体壁板修理前的有限元分析

1.1 材料的力学性能数据

机翼 2~3 墙间上壁板的材料为高强度铝合金,其力学性能参数见表 1。细化部位的蒙皮厚度为 6 mm,长桁间距为 77 mm,长桁厚度为 3 mm,长桁高度为 32.5 mm。

表 1 细化部位的力学性能

弹性模量 /GPa	屈服强度 /MPa	抗拉强度 /MPa	泊松比	延伸率 /%
70.56	420	490	0.33	7

1.2 修理前的有限元模型

为了更真实地模拟受损整体壁板修理前的实际情况,本文采用有限元软件 MSC.Patran^[4]建立了全机有限元模型,此基础上建立了受损部位 150 mm 的裂纹型损伤。在不降低计算精度又不花费太多计算时间的条件下,本文仅对机翼 2~3 墙间上壁板 4 肋与 5 肋之间的整体壁板进行网格细化,细化后的单元网格共 12541 个,细化的网格与整体模型采用多点约束 MPC 单元连接(图 1 和图 2)。为了能够全面考虑该飞机可能遇到的各种飞行情况,本文给全机有限元模型施加机翼最严重的载荷情况 A' 0.85($Ma = 0.85, n_y = 8.0$);然后采用 MSC.Nastran^[5]进行求解。

1.3 计算结果

该整体壁板在未损伤时承受过载的能力为 8。经有限元分析,当在图 2 的位置出现 150 mm 的裂纹型损伤时该部位的过载(即残余过载)变为 4.71。

2 受损整体壁板修理后的有限元分析

2.1 铆钉的基本特性

本文选用可原位修理的单面铆接法。选用的铆钉是美国 CHERRY 公司生产的 CHERRYMAX“AB”, $\phi_{\frac{3}{16}}$ (外径 d 为 4.7625 mm,剪切承载能力为 7200 N)。铆钉材料:外套 MONEL45,内杆 A-268 CRES。铆钉的材料参数: $E = 196$ GPa, $\mu = 0.3$ 。修理方案中各参数(其中钉排数是本文有限元分析

时改变的一个工艺参数)规定分别为:钉距取 5 d;排距取 4 d;边距取 2.5 d。

2.2 补片的基本特性

补片的材料、厚度均与细化部位的蒙皮相同,补片的尺寸根据抽芯铆钉的钉距、排距、边距和排数等因素确定^[6]。

2.3 修理后的有限元模型

修理后的有限元分析方法与修理前的相似。不同的是,修理后的有限元分析需要建立抽芯铆钉和补片的模型。计算模型中抽芯铆钉用梁元模拟,补片的单元类型同蒙皮,采用壳单元。

150 mm 的裂纹型损伤跨一根长桁,修理分两种情况计算:一种认为长桁完全没有修理;另一种认为修理后的长桁只恢复到原来承载能力的一半。这两种情况又分别采用 2 排、3 排、4 排和 5 排抽芯铆钉进行修理。采用 5 排抽芯铆钉在有限元模型上的分布情况见图 3,其对应的补片网格划分见图 4,其余修理情况的分析方法与 5 排抽芯铆钉的情况相似。

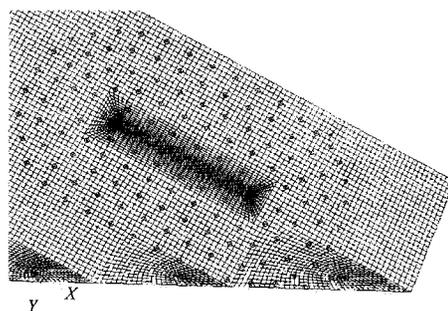


图 3 5 排钉在有限元模型上的分布情况

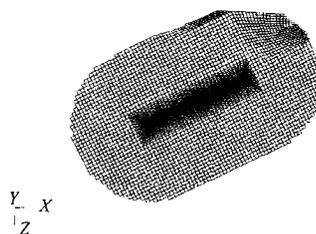


图 4 采用 5 排钉的补片网格划分

2.4 计算结果

评定抽芯铆钉修理方案是否满足强度要求时,需考虑基本板的强度、补片的强度、抽芯铆钉的剪切强度、抽芯铆钉对基本板和补片的挤压、基本板和补片的边距剪切强度等情况。经比较后抽芯铆钉剪切强度值最小,所以修理后的残余过载大小取决

于抽芯铆钉载荷. 表 2 给出了 150 mm 裂纹型损伤采用不同排数铆钉修理后的钉载和残余过载.

表 2 150 mm 裂纹型损伤修理后的钉载和残余过载

排数和钉数	长桁是否修补	平均钉载 /N	残余过载
2 排 /36 个	不修长桁	18 266.0	3.20
	修长桁半面积	15 978.9	3.77
3 排 /62 个	不修长桁	12 592.2	5.05
	修长桁半面积	11 370.7	5.74
4 排 /93 个	不修长桁	9 668.6	7.06
	修长桁半面积	8 872.7	7.91
5 排 /130 个	不修长桁	7 661.3	8.00
	修长桁半面积	7 099.5	8.00

3 分析与讨论

从表 2 中的数据可以看出: 采用 2 排铆钉修理后残余过载值比未修理的残余过载值低, 这说明铆钉在没有达到未修理结构承载之前就已破坏; 采用铆钉排数越多, 整体壁板结构修理后的残余过载值越大; 相同排数铆钉, 修长桁比不修长桁的残余过载大, 相比之下承载能力可提高 12% 以上, 而且修长桁还可提高整体壁板的局部稳定性.

表 2 给出了 150 mm 裂纹型损伤采用不同排数铆钉修理后所对应的残余过载值, 目的主要考虑战时快速修理的需要. 当战事非常紧急, 损伤飞机急待升空重返战斗时, 可按低修理标准采用铆钉排数少的情况修理受损整体壁板; 当损伤飞机返回机场后, 若修理时间充裕或修理条件好, 则可采用 5 排铆钉进行修理, 使飞机具备完全任务的能力. 表 2 中的结果也适用于平时的修理.

4 实际应用

该飞机当时没有紧急任务, 要求恢复它的全任务

(上接第 69 页)

(3) 套管周围掏空时, 套管内、外壁的应力值相差很小. 当内壁进入屈服时, 外壁也接近屈服. 套管热膨胀变形明显, 远超过材料达到弹性极限时的应变, 是诱发热采井套管变形损坏的主要原因.

(4) 现场试验表明, 注蒸汽吞吐并油层段采用厚壁合金钢 TP120TH 套管完井具有较好的效果, 适合注蒸汽吞吐井的生产.

参 考 文 献

1 Willhite GP. Design criteria for completion of steam injection wells. *JPT*, 1967, 19(1): 5~21

能力(即 8 个过载). 根据表 2 的分析结果, 针对图 1 中的裂纹型损伤, 机务人员选用的修理方案为: 5 排 CHERRYMAX“AB” 铆钉 ($\phi \frac{3}{16}$) 并修长桁. 修理后, 在该飞机飞行 10 架次、20 架次和 40 架次后分别进行重点检查, 发现裂纹损伤没有扩展, 铆钉也没松动, 证明满足修理要求, 达到预期目的.

5 结 论

(1) 对同一跨长桁的损伤, 在相同排数铆钉的条件下, 修长桁比不修长桁的承载能力大, 承载能力可提高 12% 以上, 而且修长桁还可提高整体壁板的局部稳定性.

(2) 表 2 给出了 150 mm 裂纹型损伤修理后铆钉排数与残余过载的定量关系. 根据它们的关系, 结合战场的实际情况, 合理选取修理方案, 最大限度地增加飞机的出动架次.

(3) 图 2 中的裂纹型损伤按照表 2 中 5 排 CHERRYMAX“AB” 铆钉 ($\phi \frac{3}{16}$) 并修长桁的修理方案修理后, 通过实践证明满足使用要求.

参 考 文 献

1 张建华, 焦良, 姚武文等. 飞机战伤抢修工程学. 北京: 航空工业出版社, 2001.130~132
 2 飞机战伤抢修研究报告. 信阳: 空军第一航空学院, 1998.10~12
 3 焦良, 张建华. 飞机整体壁板战伤修理研究. *航空学报*, 2000, 21(1): 64~66(Jiao Liang, Zhang Jianhua. Research on rapid repair of battle-damaged integral panel of aircraft. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2000, 21(1): 64~66(in Chinese))
 4 MCS.Software.2005. MCS.Patran User Guides
 5 MCS.Software.2005. MCS.Nastran User Guides
 6 代永朝, 郑立胜. 飞机结构检修. 北京: 航空工业出版社, 2006.145~153

2 Holliday GH. Calculation of allowable maximum casing temperature to prevent tension failures in thermal wells. ASME Paper, 1969
 3 张允真, 贾忠慧, 朱翠娥等. 注蒸汽井的温度场及其套管的热应力. *石油钻采工艺*, 1992, 14(4): 59~63 (Zhang Yunzhen, Jia Zhonghui, Zhu Cuie, et al. Temperature field of steam-injection well and thermal stress of its casings. *Oil Drilling & Production Technology*, 1992, 14(4): 59~63(in Chinese))
 4 崔孝秉, 曹玲, 张宏等. 注蒸汽热采并套管损坏机理研究. *石油大学学报(自然科学版)*, 1997, 21(3): 57~64 (Cui Xiaobing, Cao Ling, Zhang Hong, et al. A study on casing damage mechanism of thermal recovery wells. *Journal of China University of Petroleum*, 1997, 21(3): 57~64 (in Chinese))