

飞机结构腐蚀搭接件应力应变分析

谭晓明^{1,2} 陈跃良^{2,3} 段成美²

(1 海军航空工程学院研究生大队,烟台, 264001)

(2 海军航空工程学院青岛分院,青岛, 266041)

(3 西北工业大学航空学院,西安, 710072)

摘要: 通过对一架退役飞机分解检查,发现搭接件外表面光滑,而搭接面腐蚀很严重。利用三维有限元法定性地分析腐蚀产物膨胀作用的“垫枕效应”,得到了蒙皮板的应力应变的分布情况,确定了疲劳裂纹可能的形成位置,讨论了孔蚀对搭接件蒙皮应力应变分布的影响。

关键词: 孔蚀; 有限元法; 铝合金; 搭接件; 飞机结构

中图分类号:V216.5 文献标识码:A 文章编号:1006-3919(2004)04-0019-04

Analysis of stress and strain in corroded lap joints in aircraft structure

TAN Xiao-ming^{1,2} CHEN Yue-liang^{2,3} DUAN Cheng-mei²

(1 Postgraduate Team of Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

(2 Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao Branch, Qingdao 266041, China)

(3 Aeronautical Academy of Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710071, China)

Abstract: A retired aging aircraft was disassembled and inspected. There was no evidence of corrosion on the outside surface of skin, but the faying surface was corroded badly. "Pillowing effect" by corrosion products was analyzed qualitatively by using 3-dimensional finite element method. The stress and strain distribution was obtained. The possible site of fatigue crack initiation was identified. The effects of localized pitting corrosion on the stress and strain distribution of lap joint were discussed.

Key words: pitting corrosion; finite element method; aluminum alloy; lap joints; aircraft structure

1 引言

由于飞机搭接件腐蚀损伤的隐蔽性,其危害常常被忽视,这严重地威胁着飞机的结构完整性,甚至引起灾难性事故。例如,1988年 Aloha 航空公司的波音-737 飞机发生空中事故。经分析,事故

收稿日期:2004-03-23; 修回日期:2004-05-25

作者简介:谭晓明(1975-),男,博士生,研究方向:飞机结构腐蚀疲劳及寿命可靠性;(264001)山东烟台海军航空工程学院研究生大队。

陈跃良(1962-),男,教授,博士生,研究方向:从事飞机结构腐蚀疲劳;(266041)青岛海军航空工程学院青岛分院飞机教研室。

的主要原因是由于机身增压舱纵向蒙皮搭接接头处一排铆钉孔在服役的热带海洋环境和循环增压载荷作用下引起了不可检测的多条腐蚀疲劳裂纹^[1]。该飞机已经服役了 19 年,飞行了 35493 小时和 89090 个起落,属于老龄飞机。随着飞机使用年限的增加,铝合金腐蚀产物在搭接口缝隙内的有限空间内聚积,腐蚀产物 $\text{Al}(\text{OH})_3$ 体积是金属 Al 体积的 6.5 倍,腐蚀产物的膨胀作用产生“垫枕效应”,大大增加了搭接口件的应力应变。

某型退役飞机已经服役了 20 多年,且长期服役在海边机场。对其分解检查表明,腐蚀情况比较严重,具有海军飞机的腐蚀典型性。本文对该飞机搭接口件的腐蚀形态及其机理进行了分析;并在材料弹性假设的基础上,建立了估计搭接口件腐蚀疲劳裂纹形成位置的计算模型,运用三维有限元法模拟了腐蚀对搭接口件应力应变场分布的影响,确定了疲劳裂纹可能的形成位置。另外,针对孔蚀发生在搭接口件蒙皮的应力点的情况,讨论了蚀坑对应力应变分布的影响。

2 搭接口件的腐蚀

经过分解已经服役了 20 多年的某型退役老飞机,发现飞机某处搭接口件蒙皮外表面比较光滑,基本没有腐蚀,见图 1;但是,蒙皮内表面的腐蚀相当严重,表面积聚许多白色的腐蚀产物,见图 2。

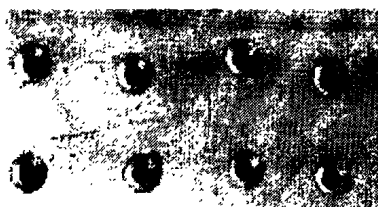


图 1 蒙皮外表面



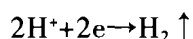
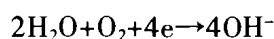
图 2 蒙皮搭接口



图 3 搭接口件蒙皮鼓包

该型飞机蒙皮材料为 LY12CZ 铝合金,该材料的主要腐蚀形态有孔蚀、晶间腐蚀、剥蚀和缝隙腐蚀。其中,局部孔蚀改变了结构的应力应变分布,引起局部应力应变集中,从而形成腐蚀疲劳裂纹;晶间腐蚀使晶粒间结合力大大削弱,降低材料的强度,严重时使材料的机械强度完全丧失^[2];缝隙腐蚀和剥蚀使蒙皮厚度均匀减小,大大降低材料强度,增大了应力,导致疲劳裂纹提前形成,加快了疲劳裂纹扩展速度。

由于蒙皮与桁条、翼肋和大梁主要是搭接的,存在一定的缝隙,在雨水的作用下腐蚀介质就会进入并留在缝隙内,形成电解质的液膜。在腐蚀电解质的作用下,阴极区主要发生氧或氢离子的还原反应,即吸氧或析氢反应



在腐蚀微电池电场力的作用下,腐蚀孔外的 Cl^- 等阴离子不断向蚀孔内迁移、富集,使得溶液的腐蚀性增强。阳极区金属 Al 首先发生溶解反应



金属 Al^{3+} 离子的浓度随腐蚀反应的进行而不断增加,并且进一步发生水解反应



在腐蚀过程中生成的 $\text{Al}(\text{OH})_3$ 是不溶性的腐蚀产物,其分子体积为 Al 的 6.5 倍^[3]。由于与蒙皮铆接的梁、翼肋和桁条等材料与蒙皮材料 LY12CZ 相比硬度较高,在腐蚀产物的膨胀作用下基本上不变形,因此在搭接蒙皮中产生从内侧向外侧的附加压应力,使蒙皮鼓起,产生“垫枕效应”,如图 3 所示。该飞机结构某处搭接口件蒙皮在腐蚀产物的膨胀作用下明显鼓包。

3 搭接件腐蚀的计算模型

蒙皮材料为 LY12CZ 铝合金,弹性模量为 $7.0\text{E}+10\text{Pa}$,泊松比为 0.3。本文假设材料为弹性,没有考虑材料的塑性。假设蒙皮腐蚀后厚度为 1.8mm,铆钉之间是等间距的,为 20mm,铆钉尺寸见图 4,单位为 mm。本文用从搭接面压向外表面的均布载荷来模拟接触面内腐蚀产物的膨胀作用,假设孔蚀发生在蒙皮的最大的主应力位置,用半球形孔来模拟局部孔蚀。铆钉孔没有位移,为固定约束。以铆钉孔中心轴线为 Z 轴,坐标原点处在搭接件内表面内,内表面为 XOY 面,建立三维坐标系。采用三维 10 节点四面体单元,运用 ANSYS 软件进行有限元分析。

4 应力应变分析

4.1 “楔入效应”的有限元模拟

选取图 4 中用虚线表示的 1/4 蒙皮板进行分析,运用 ANSYS 软件的 Mesh tools 工具进行网格划分,并进行有限元分析,计算模型的网格划分情况见图 5。

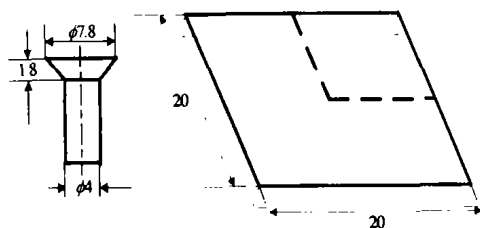


图 4 搭接件铆钉和蒙皮板示意图

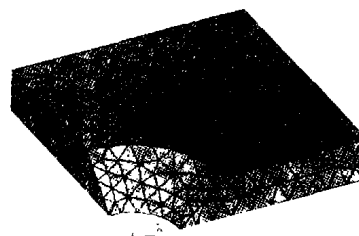


图 5 有限元网格图

通过计算结果数据分析发现,蒙皮板最大主应力位置处在搭接面内对角线方向距离铆钉孔 4.11mm 处,在应变载荷和腐蚀产物膨胀联合作用下该处容易产生腐蚀疲劳裂纹,为可能的裂纹形成位置; X 、 Y 方向的最大正应力分别为 347MPa 和 349MPa, Z 方向最大正应力较小,仅为 105MPa。

图 6 和图 7 分别是载荷为 10MPa 时搭接件蒙皮板的第一主应力和第一主应变分布图,可见主应力应变基本上以板的对角线为轴呈对称分布。这符合实际情况,在一定程度上证明了计算方法的正确性。

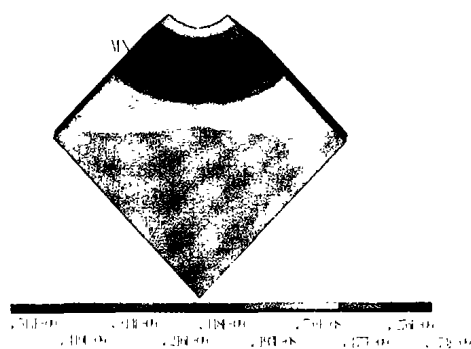


图 6 第一主应力分布图

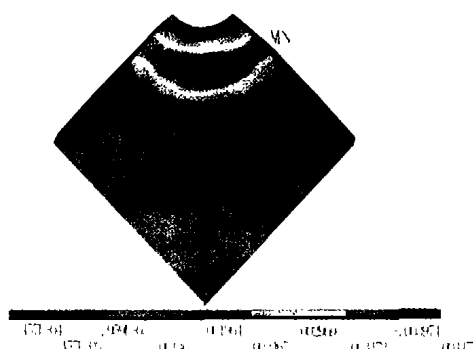


图 7 第一主应变分布图

4.2 腐蚀坑对应力应变分布的影响

假设腐蚀坑处在最大主应力的位置,即对角线方向距离铆钉孔 4.11mm 处。文献[4]指出可以把腐蚀坑假设为呈半球形,本文假设腐蚀坑半径为 0.9mm,为了保证计算的精度,在半球处进行网格加密,如图 8 所示,共划分了 6716 个单元,11008 个节点。

图 9、图 10 分别是载荷为 10MPa 时搭接件蒙皮板的第一主应力和第一主应变分布图。从图 9 和图 10 可以看出,局部腐蚀坑改变了蒙皮板的应力应变分布,在半球的边缘对称于搭接口对角线的两侧产生了局部应力应变集中,蒙皮板的应力应变也基本以对角线为轴对称分布。

经计算结果数据分析发现,当蒙皮板中含腐蚀坑时, X 、 Y 和 Z 方向最大正应力分别为 509MPa、506MPa 和 139MPa,分别为不考虑腐蚀坑时的 1.47 倍、1.45 倍和 1.32 倍。可见,腐蚀坑大大增加了蒙皮板的应力应变,并且改变了分布情况,引起了局部应力应变集中。本文只考虑材料的弹性,没有考虑其塑性。

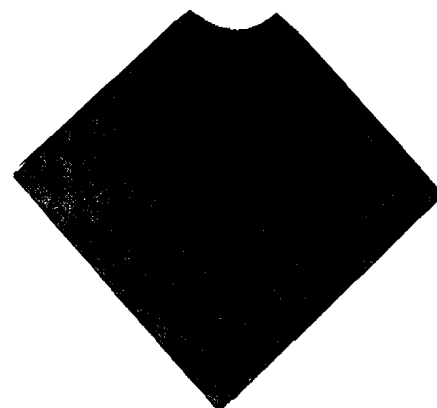


图 8 有限元网格图

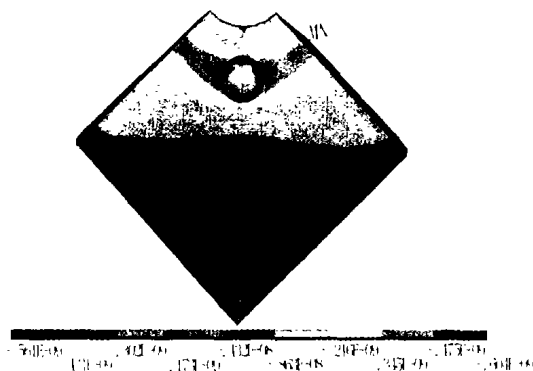


图 9 第一主应力分布图

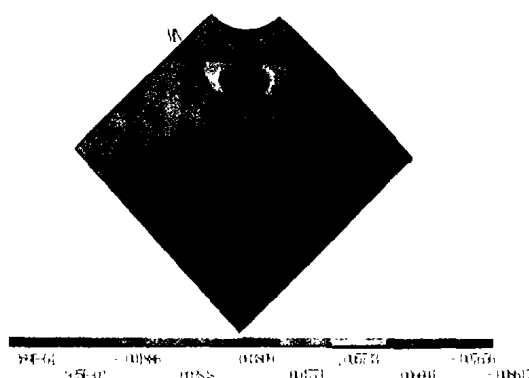


图 10 第一主应变分布图

5 结论

(1) 经过分解退役老飞机,发现搭接件蒙皮外表面基本没有腐蚀而搭接内表面腐蚀比较严重。搭接件的腐蚀形态包括了使蒙皮厚度均匀减小的缝隙腐蚀和剥蚀,使材料强度显著降低的晶间腐蚀,以及引起局部应力应变集中的孔蚀。

(2) 铝合金腐蚀产物的体积大约是金属铝的 6.5 倍,因而在有限的搭接件缝隙中,引起膨胀,产生“垫枕效应”,引起附加应力应变。最大应力点位于对角线方向距离铆钉孔 4.11mm 的位置,此处可能为疲劳裂纹源位置。

(3) 局部孔蚀大大增加了蒙皮的应力应变,严重地威胁着搭接件的结构完整性,甚至能使搭接件功能丧失。

参考文献

- [1] Jones R, Molent L, Pitt S. Study of multi-site damage of fuselage lap joints[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 1999,32:81-100.
- [2] 赵麦群, 雷阿丽. 金属的腐蚀与防护[M]. 北京:国防工业出版社, 2002,98-110.
- [3] Bellinger N C, Komorowski J P. Corrosion pillowing stresses in fuselage lap joints[J]. AIAA Journal, 1997,35(2): 317-320.
- [4] Harlow D G, Wei R P. Probability approach for prediction of corrosion and corrosion fatigue life[J]. AIAA Journal, 1994,32(10): 2073-2079.