

文章编号:1000-6893(2005)01-0066-04

飞机结构搭接件腐蚀三维裂纹扩展特性分析

谭晓明¹, 陈跃良^{2,3}, 段成美²

(1. 海军航空工程学院 研究生队, 山东 烟台 264001)

(2. 海军航空工程学院青岛分院 飞机教研室, 山东 青岛 266041)

(3. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

Analysis of Growth Characterization of 3-D Cracks in Corroded Lap Joints of Aircraft Structure

TAN Xiao-ming¹, CHEN Yue-liang^{2,3}, DUAN Cheng-mei²

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

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

(3. Aeronautical Academy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 通过对某型退役飞机分解检查,发现搭接件在腐蚀产物的膨胀作用下产生了裂纹。采用 20 节点等参奇异元,运用三维有限元法分析含半椭圆裂纹的飞机结构搭接件的应力应变状态,通过计算裂纹前缘典型部位的应力强度因子,预测了裂纹的扩展趋势,分析了其危害性。结果表明,搭接件半椭圆形裂纹以较小的形状比(a/b)扩展,在较长阶段内并不会扩展到外表面。所以裂纹具有隐蔽性,对飞机安全构成潜在的威胁。

关键词: 搭接件; 裂纹; 应力强度因子; 腐蚀; 有限元法

中图分类号: V215.6

文献标识码: A

Abstract: A military aircraft, which had serviced for more than twenty years and retired recently is torn down and then inspected. It is found that there are corrosion pillowing cracks in lap joints. By use of three-dimensional finite element method (FEM), stress and strain distributions of lap joints with semi-elliptical cracks of aircraft structure are analyzed, and 20-node singular isoparametric element is used. By calculating the stress intensity factors (SIFs) of typical locations around the crack tip, its growth direction is predicted, and its effect on the structural integrity of aircraft is analyzed. The results show that semi-elliptical crack with small aspect ratio's (a/b) will not break the outside surface. So they are hidden, and there is potential danger to the safety of aircraft.

Key words: lap joint; crack; stress intensity factor; corrosion; finite element method

近年来,国外尤其是美国和加拿大等国家针对飞机结构搭接件腐蚀做了许多相关研究,例如 Bellinger^[1]等人研究了材料为 2024-T3 铝合金的 KC-135 飞机结构搭接件腐蚀损伤的微观特征, Pierce^[2]考虑到飞机的服役环境对搭接件作了模拟腐蚀试验,而 Singh^[3]等人针对机身搭接件的多裂纹损伤问题进行了试验和理论研究。根据报道来看,我国航空研究者在这方面做的相关研究很少。

通过课题组对某型服役了 20 多年的退役军用飞机的分解检查,发现搭接件蒙皮外表面较光滑没有腐蚀的痕迹,而搭接面腐蚀严重,主要发生了缝隙腐蚀。蒙皮多处明显鼓包,鼓包内积聚了大量的腐蚀产物 $Al(OH)_3$,这是因为 $Al(OH)_3$ 体积比 Al 的大,大约为 Al 的 6.5 倍^[4],在有限的搭接缝隙内膨胀使蒙皮鼓起,铆钉甚至发生开裂

或者断裂,如图 1 所示。分解搭接件并除去腐蚀产物后,鼓包不回弹,为塑性变形。并且在搭接件蒙皮内表面发现有裂纹,而蒙皮外表面没有开裂的痕迹。

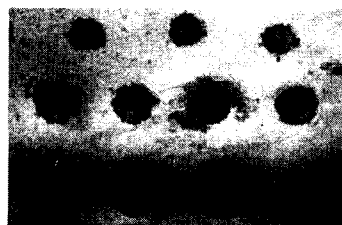


图 1 飞机结构搭接件鼓包

Fig. 1 Pillowing of lap joint of aircraft structure

本文借助 ANSYS 软件应用三维有限元法进行理论分析,计算了裂纹前缘典型部位的应力强度因子,经计算结果的比较分析,得到裂纹的扩展趋势及其特性,讨论了裂纹对飞机安全的危害性,为飞机外场腐蚀损伤检查和维护提供理论基础。

1 计算模型

搭接件蒙皮材料的弹性模量为 71GPa,泊松比为 0.3。假设腐蚀后蒙皮厚度为 1.8mm,铆钉间距为 20mm。根据对称性,取正方形板的 1/8 进行分析,计算模型如图 2 所示。铆钉孔为固定约束,用垂直于搭接面的压力模拟腐蚀产物的膨胀张力。

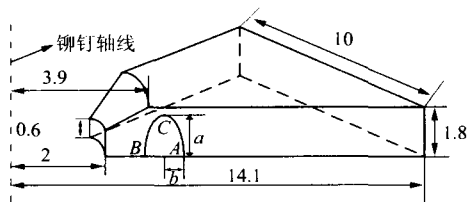


图 2 1/8 计算模型示意图(单位:mm)

Fig. 2 Sketch of 1/8 calculation model(Unit:mm)

根据不含裂纹的搭接件应力应变分析结果可知,搭接面对角线上应力水平较高,最大应力点在搭接面对角线方向距离铆钉孔轴线约 4mm 的位置。为了分析腐蚀对搭接件结构完整性的影响,本文假设搭接件在腐蚀产物的膨胀作用下,在最大应力点产生了裂纹。从图 1 可知,腐蚀产物的膨胀作用相当大,可能远大于飞机结构搭接件的正常传力,因此本文只考虑腐蚀产物的膨胀作用对蒙皮受力的影响,并假设该膨胀力为 7MPa。为了计算的简便,假设裂纹为半椭圆形,且以搭接面对角线为轴对称分布,裂纹面与搭接面交于直线 AB,裂纹最深处为 C 点,见图 2。半椭圆裂纹的长半轴和短半轴分别为 a 、 b ,在计算中裂纹形状比 a/b 取值范围为 1~4,长半轴 a 的取值范围为 0.02~1.8mm。

2 计算结果及讨论

对于 I 型裂纹,裂纹前缘的应力表达式为

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}(\theta) \quad (1)$$

由式(1)可知裂纹前缘附近应力场有 $1/\sqrt{r}$ 的奇异性。为了消除奇异性,选取高精度的三维六面体 20 节点等参单元,把裂纹前缘相邻单元的中间节点移到 1/4 单元边长的位置,如图 3 所示。运用三维有限元法对上述模型进行应力应变分析,计算裂纹前缘典型位置(A,B,C 3 点)的应力强度因子 K 。

为了进一步讨论分析,根据(2)式定义无量纲应力强度因子 F ,

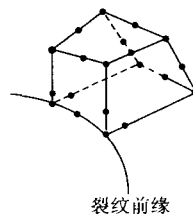


图 3 20 节点奇异元

Fig. 3 20-node singular element

$$F = \frac{K}{\sigma \sqrt{\pi a}} \quad (2)$$

图 4 和图 5 为裂纹前缘 A,B 两点的应力强度因子和无量纲应力强度因子与长半轴的变化关系。从图 4、图 5 可以看出,随着裂纹尺寸的增大,A,B 点无量纲应力强度因子均有下降的趋势,下降的幅度不大;应力强度因子和裂纹尺寸 \sqrt{a} 大致呈线性关系,同一裂纹内 B 点的应力强度因子要比 A 点的大;长半轴 a 相同,裂纹形状比 a/b 越小,AB 点应力强度因子越大。所以裂纹的扩展趋势是裂纹形状比 a/b 逐渐变小,裂纹将以越来越快的速率朝铆钉孔方向扩展,导致搭接件功能快速丧失。

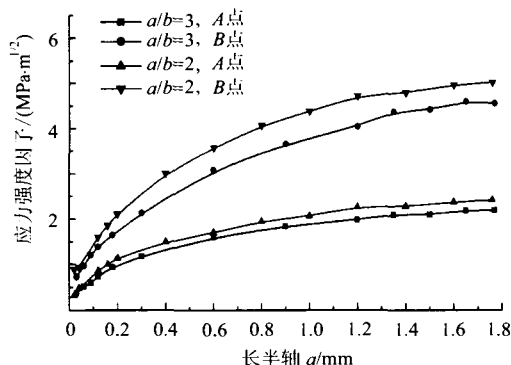


图 4 A, B 点的应力强度因子

Fig. 4 Stress intensity factors of points A and B

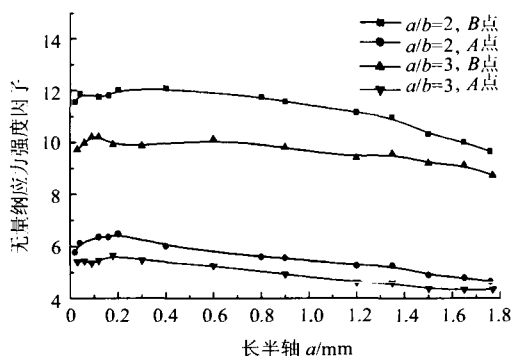


图 5 A, B 点的无量纲应力强度因子

Fig. 5 Dimensionless stress intensity factors of points A and B

图 6 和图 7 为裂纹最深处 C 点应力强度因子

和无量纲应力强度因子与长半轴 a 的变化关系。对比图 6 和图 7 可知, C 点应力强度因子与 \sqrt{a} 呈非线性关系, 裂纹尺寸较小时, 无量纲应力强度因子有增大的趋势, 随着裂纹的增长, 其值快速减小。从图 6 可以看出, 随着裂纹尺寸的增大, C 点应力强度因子大致以 $a=0.6\text{mm}$ 为分界点, 先增大, 后减小; 长半轴 a 相同, 裂纹形状比 a/b 越小, C 点应力强度因子越大, 其扩展能力较强。

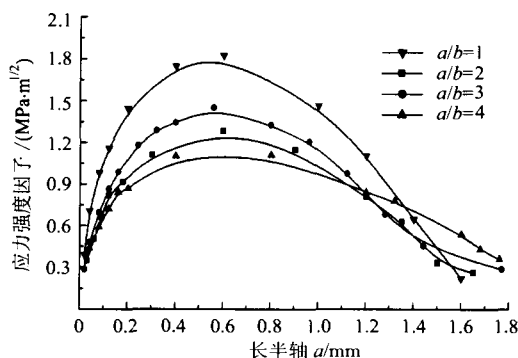
图 6 C 点应力强度因子

Fig. 6 Stress intensity factors of point C

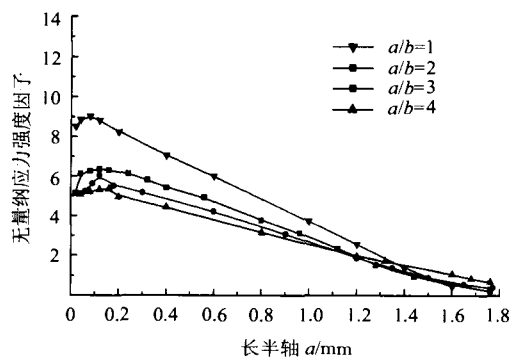
图 7 C 点无量纲应力强度因子

Fig. 7 Dimensionless stress intensity factors of point C

在计算中发现, 当裂纹尺寸较小时, A, B, C 3 点应力强度因子差别不大, 例如 $a=0.02\text{mm}, b=0.01\text{mm}$ 时, A, B, C 3 点应力强度因子的比值为 $1.1:3:1$; 当裂纹尺寸较大或者为贯穿裂纹时, A, B, C 3 点应力强度因子差别很大, 例如当 $a=1.6\text{mm}, b=0.8\text{mm}$ 时, 三者的比值为 $20:41:1$, A, B 点远远大于 C 点。

所以, 起源于搭接面最大应力点的裂纹, 当裂纹尺寸较小时, 裂纹同时向横向和纵深两个方向扩展; 随着裂纹的增长, 纵深扩展的速率越来越慢, 而横向扩展的速率则加快。因此, 搭接件裂纹在很长的阶段内并不会扩展到蒙皮外表面, 当纵深扩展到外表面时, 裂纹横向尺寸应该比较大, 此时可能导致搭接件功能早已丧失。

Komorowski^[4]用扫描电镜观察到 L1011 飞机结构搭接件在腐蚀产物膨胀的作用产生的裂纹, 横向尺寸为 10.5mm , 但是裂纹在纵深方向并未穿透厚度为 1.6mm 的蒙皮板, 本文根据计算数据得出的结论与 Komorowski 的试验观察结果是相吻合的, 证明了计算结果的正确性。

图 8 为当裂纹形状比 $a/b=2$ 时, 裂纹前缘 A, B, C 3 点第一主应力与裂纹尺寸的变化关系。从图 8 可以看出, 随着裂纹尺寸的增大, A, B 两点主应力均有减小的趋势, 变化的幅度不大; 而 C 点主应力大致呈线性减小的趋势, 由受拉状态转变成成为受压状态, 这正好解释了上述计算结果。

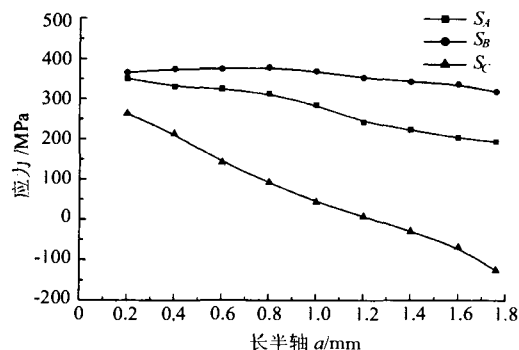
图 8 A, B, C 3 点主应力随长半轴 a 的变化关系

Fig. 8 Variations of principal stresses of points A, B and C with semi-major axis

3 结 论

通过上述计算和分析可知, 起源于搭接件最大应力点的裂纹扩展趋势是, 裂纹将以较小的形状比 a/b 快速横向扩展, 纵深扩展的速率越来越小, 在很长一段时间内甚至搭接件已丧失功能时, 裂纹仍未扩展到蒙皮外表面。所以, 搭接件裂纹具有隐蔽性, 利用常规的无损检测技术很难检测到, 从而对飞机的安全构成潜在威胁。

参 考 文 献

- [1] Bellinger N C, Forsyth D S, Komorowski J P. Damage characterization of corroded 2024-T3 fuselage lap joints[A]. In: Aging Aircraft 2001 Conference Proceedings[C]. Florida: NASA/FAA/ DoD, 2001. 31-42.
- [2] Pierce J, Hoppe W, Petricola D. A corrosion growth experiment using model lap joints[A]. In: Aging Aircraft 2001 Conference Proceedings[C]. Florida: NASA/FAA/ DoD, 2001. 827-838.
- [3] Singh R, Park J H, Atluri S N. Growth of multiple cracks and their linkup in a fuselage lap joint[J]. AIAA Journal, 1994, 32(11): 2260-2268.

- [4] Komorowski J P, Bellinger N C, Gould R W. Local stress effects of corrosion in lap splices[A]. In: RTO Meeting Proceedings 18[C]. France: NATO Research and Technology Organization, 1999. 46-53.

作者简介:



谭晓明(1975—) 男,湖南宁乡人,海军航空工程学院 2002 级博士研究生,主要从事飞机结构腐蚀疲劳及寿命可靠性研究,联系电话:0532-3944254。



陈跃良(1962—) 男,浙江东阳人,西北工业大学在读博士生,海军航空工程学院青岛分院教授,主要研究方向为:腐蚀疲劳,飞机结构日历寿命。



段成美(1937—) 男,山东潍坊人,1962 年毕业于南开大学数学力学系,现任海军航空工程学院青岛分院教授,博士生导师,1992 年获政府特殊津贴。主持研究课题 20 余项,获国家、军队科技进步奖 16 项,其中获重大科技成果奖 8 项,近 5 年发表论文 60 余篇。

(责任编辑:李铁柏)