

铝合金薄板在疲劳载荷下孔洞聚合试验中的材料损失

王芳文, 陈宜亨

(西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安)

摘要: 此文是航空铝合金薄板在疲劳载荷下 2 个相邻孔洞聚合的系列试验研究之一. 研究发现: 在某些情况下, 2 条初始的疲劳裂纹几乎同时产生在应力集中程度较高的 2 个相邻孔洞之间的区域, 在 2 个孔洞内边缘各产生一条裂纹, 同时在疲劳载荷下扩展, 相互不连接, 直至到达对方孔洞的边缘, 也就是说孔洞的聚合是由 2 条裂纹导致的, 而不是通常的由一条裂纹导致, 最终孔洞的聚合导致大块材料的损失, 而 2 个孔洞外边缘的疲劳裂纹在孔洞聚合导致材料损失后才继续扩展. 这是一个新现象, 超出了疲劳裂纹萌生的基本理论, 也无法用经典的弹塑性分析理论来解释.

关键词: 疲劳载荷; 裂纹扩展; 孔洞聚合; 材料损失; 疲劳寿命

中图分类号: O346.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)03-0121-04

Material Loss Due to Two Fatigue Cracks Growth in Coalescence Between Two Holes in Aluminum-Alloy Strip

WANG Fangwen, CHEN Yiheng

(School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: This paper is one of a series of studies for the coalescence between two neighborly located holes in an aluminum-alloy strip under cyclic tensile loadings. Under some conditions, two initial fatigue cracks were found to nucleate at each hole's rim in the center region between the two holes, where the stress concentration is much more violent than that in other positions. These two cracks grew simultaneously and led to the coalescence of the two holes. Thus, a large material loss occurred in the center region between the two holes. Only after the material loss completed, the two outside fatigue cracks tended to grow at the outside rims of the two holes until final failure occurs. This is a new phenomenon, which is difficult to be explained with the classical theories.

Keywords: cyclic loading; crack propagation; holes coalescence; material loss; fatigue life

含有孔洞的铝合金薄板在航空工业中有着广泛的应用, 但目前国内外的公开文献中只有铝合金单边缺口或双边缺口试件的疲劳试验结果^[1-20], 尚未见孔洞聚合的疲劳试验研究. 作者对航空铝合金薄板在疲劳载荷下 2 个相邻孔洞处的疲劳裂纹从萌生、扩展、孔洞聚合(连通)到最终破坏的损伤演化全过程进行了详细的试验研究, 并取得了新的发现^[21], 本文是此系列试验研究的一部分. 本文的试

验研究发现, 在某些情况下(例如当孔洞直径 $d = 0.7$ mm、孔洞间距离 $l = 1.2$ mm、2 个孔洞间的倾斜角为 22.5° 时), 2 条初始的疲劳裂纹几乎同时产生在 2 个相邻孔洞之间的区域, 在 2 个孔洞内边缘各产生一条裂纹, 它们同时在疲劳载荷下扩展, 互不相关, 直至各自到达对方孔洞的边缘. 这样, 孔洞的聚合不是预计的由一条裂纹导致(像脆性材料那样), 而是由 2 条裂纹导致. 孔洞的聚合最终导致材

料的损失,即2孔间的一大块材料脱离(体积和孔洞大小相当),从而导致这块材料中应力的释放.2个孔洞外边缘的疲劳裂纹在孔洞聚合和材料损失后才继续扩展.这个现象实际上是群体疲劳裂纹扩展问题,目前尚未看到国内外有相似的报道.

1 试件形状与加载方案

长条试件的形状如图1所示,材料采用西飞公司提供的Ly12CZ铝合金飞机蒙皮材料,其杨氏模量为49 GPa,泊松比为0.33,屈服应力为308.6 MPa.长条试件的尺寸:长度 $h=125$ mm,宽度 $w=27$ mm,厚度 $t=3$ mm.2个孔洞的直径 $d=0.7$ mm,孔洞间的距离 $l=1.2$ mm,倾斜角 $\alpha=22.5^\circ$,此时2个孔洞处于强干涉状态.在图1中, B 和 C 点为2孔之间区域的孔边缘点, A 和 D 点为2孔之外区域的孔边缘点.试件被固定在MTS-858疲劳试验机上,采用低周疲劳拉伸加载,频率为1 Hz,载荷幅度为16 kN(对应的载荷应力幅度为197.5 MPa,约相当于屈服应力的64%).试件的疲劳加载情况可参见文献[21].

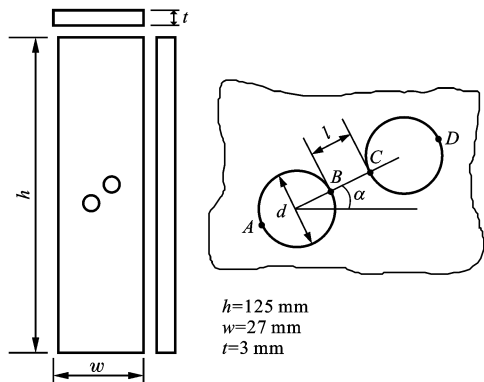


图1 铝合金长条试件的尺寸和结构

2 试验现象描述

根据应力集中理论,2孔之间区域孔边缘的点 B 和 C 的环向应力应该远大于2孔外区域的孔边缘点 A 和 D 的环向应力(至少大50%,即 B 和 C 点达到屈服应力时, A 和 D 点尚未达到屈服应力).由于试件的对称性难以绝对保证,疲劳裂纹的萌生应该首先发生在2孔洞之间区域的左孔洞边缘 B 点或者右孔洞边缘 C 点上,这就是疲劳裂纹萌生的初期寿命.然后确定裂纹萌生后到2个孔洞连通后的疲劳裂纹扩展寿命,此后再确定外区域上孔边缘点 A

或 D 的疲劳裂纹萌生的初期寿命,最后确定边缘点 A 或 D 的疲劳裂纹扩展寿命.上述4个阶段构成试件总的疲劳寿命.作者用脆性材料PMLA进行的试验证明了这一点(见图2),而通常的单边缺口或双边缺口试件只有2个疲劳寿命:疲劳裂纹萌生的初期寿命和疲劳裂纹扩展寿命.

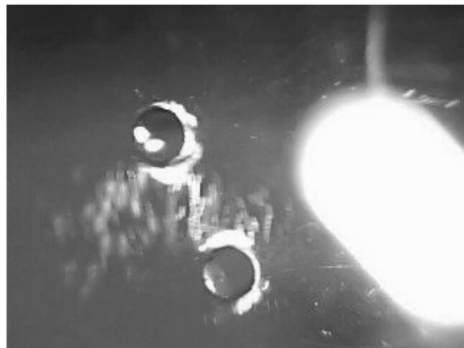


图2 脆性材料PMLA的孔洞聚合试验结果

但是,我们的试验却出现了出乎意料的现象.图3显示,一条初始裂纹在右孔洞内边缘 C 点上方萌生,并向左孔洞扩展.随后不久,另一条初始裂纹在左孔洞内边缘 B 点的下方萌生,并向右孔洞扩展(见图4).疲劳裂纹的萌生首先在内区域 C 点的上方和 B 点的下方几乎同时产生,这就是疲劳裂纹萌生的初期寿命,之后它们同时沿不同方向朝对面的孔洞扩展,互不相关,而在这2条裂纹的疲劳扩展直到到达对面孔洞边缘的过程中, A 和 D 点附近没有新疲劳裂纹产生.这段时间也是疲劳裂纹扩展寿命的一部分(见图5).这2条裂纹的疲劳扩展最终导致2个孔洞的聚合,一大块材料从试件脱离,其中的应力被释放.

在疲劳交变载荷下,又经过一段时间,才在2个孔洞的外边缘 A 点和 B 点附近有新的疲劳裂纹萌生(见图6).图7显示了左边孔洞外边缘 A 点附近疲劳裂纹(即第3条疲劳裂纹)向左边扩展的情况,图8显示了右边孔洞外边缘 D 点下方第4条疲劳

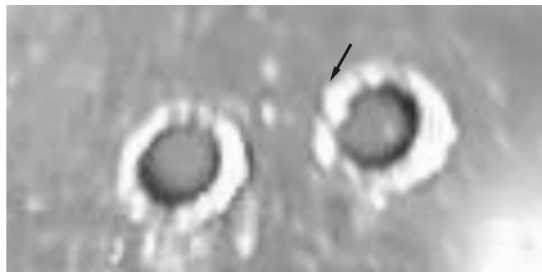


图3 一条初始裂纹在右孔洞内边缘萌生并向左孔洞扩展

裂纹萌生和扩展的情况,图 9 显示第 3、4 条疲劳裂纹开始继续分别向左和向右扩展,图 10 显示了最终发生的破坏,可以清楚看到中部材料的损失与孔洞大小相当。

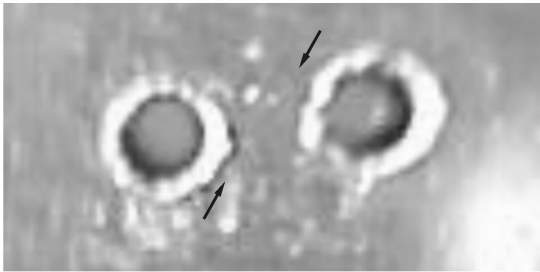


图 4 第 2 条裂纹在左孔洞内边缘萌生并向右孔洞扩展

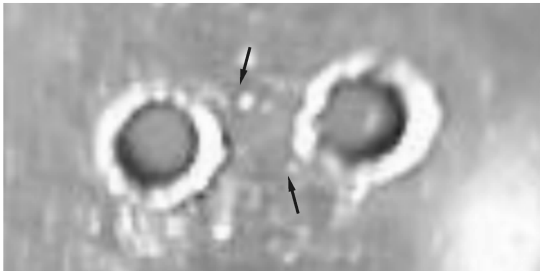


图 5 2 条裂纹各自扩展到对面孔洞的边缘,但 2 孔洞外侧尚无裂纹萌生

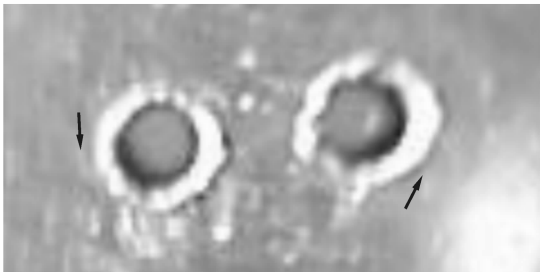


图 6 2 条裂纹各自扩展到对面孔洞的边缘,2 孔洞外侧新裂纹开始萌生



图 7 孔洞聚合后,左孔洞外侧裂纹向左扩展



图 8 左孔洞外侧裂纹扩展的同时右孔洞外侧裂纹也开始扩展



图 9 左、右孔洞的外侧裂纹同时继续扩展

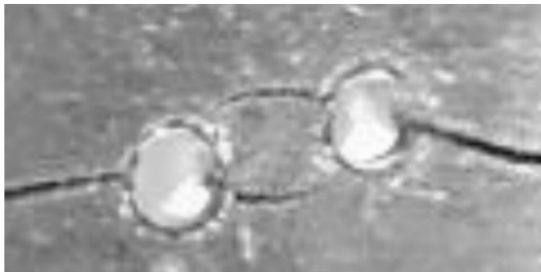


图 10 2 孔之间发生材料损失,2 条外侧裂纹扩展使试件整体破坏

分成 6 个阶段:①内区右裂纹的萌生和扩展;②内区左裂纹的萌生和扩展;③中间区域 2 条裂纹导致孔洞的聚合和材料的脱落;④外区左裂纹的萌生和扩展;⑤外区右裂纹的萌生和扩展;⑥外区左、右裂纹同时扩展直到试件总体破坏。

2 条裂纹的疲劳扩展引起 2 个孔洞的聚合和一大块材料从试件脱落,直接影响了对疲劳裂纹萌生的初期寿命和疲劳裂纹扩展寿命的评估,因为大块材料的损失导致了应力释放。

本文的试验现象超出了经典的应力集中、疲劳裂纹驱动力理论和现有的疲劳裂纹寿命理论的预期,也未见前人有相似的结果发表,对此从理论上给予恰当的解释是具有现实意义的,也是我们今后的研究方向.作者公布这个试验结果的目的是为了引起人们对宏观多缺陷疲劳损伤演化过程复杂性的认识,以期促进对群体疲劳裂纹扩展的研究。

3 讨 论

在本试验实例中,疲劳裂纹萌生的初期寿命和疲劳裂纹扩展寿命的定义和划分是复杂的,至少要

参考文献:

- [1] SCHÜTZ W. The prediction of fatigue life in the crack initiation and propagation stages: a state of the art survey [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1979, 11(2): 405-421.
- [2] BUCH A. Prediction of fatigue life under aircraft loading with and without use of material memory rules [J]. *International Journal of Fatigue*, 1989, 11(2): 97-106.
- [3] KAJAWSKI D, ELLYIN F. A unified approach to mean stress effect on fatigue threshold conditions [J]. *International Journal of Fatigue*, 1995, 17(2): 101-106.
- [4] SOCIE D. Multiaxial fatigue damage models [J]. *ASME J Eng Mater Technol*, 1987, 109(3): 293-298.
- [5] GOLOS K, ELLYIN F. Total strain-energy density theory for cumulative fatigue damage [J]. *ASME J Press Vess Tech*, 1988, 110(1): 36-41.
- [6] ZHENG Xiulin. A further study on fatigue crack initiation life; mechanical model for fatigue crack initiation [J]. *International Journal of Fatigue*, 1986, 8(1): 17-21.
- [7] DUPART D, DAVY A, BOETSCH R, et al. Fatigue damage calculation in stress concentration fields under uniaxial stress [J]. *International Journal of Fatigue*, 1996, 18(4): 245-253.
- [8] SOCIE D, WAILL L A, DITTMER D F. Biaxial fatigue of Inconel 718 including mean stress effects [M]//MILLER K J, BROWN M W. *Multiaxial Fatigue*, ASTM STP 853. Philadelphia, PA, USA: ASTM, 1985: 463-481.
- [9] MADI Y, MATHERON P, RECHO N, et al. Low cycle fatigue of welded joints: new experimental approach [J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2004, 228(1/3): 161-177.
- [10] MADI Y, RECHO N, MATHERON P. Low-cycle fatigue of welded joints: coupled initiation propagation model [J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2004, 228(1/3): 179-194.
- [11] HURLEY P J, WHITTAKER M T, WILLIAMS S J, et al. Prediction of fatigue initiation lives in notched Ti 6246 specimens [J]. *International Journal of Fatigue*, 2008, 30(4): 623-634.
- [12] DUPART D, CAMPASSENS D, BALZANO M, et al. Fatigue life prediction of interference fit fastener and cold worked holes [J]. *International Journal of Fatigue*, 1996, 18(8): 515-521.
- [13] 吕宝桐, 张建国, 凌超, 等. 15MnVN 钢疲劳性能的实验研究[J]. *机械强度*, 1992, 14(4): 70-75.
- LÜ Baotong, ZHANG Jianguo, LING Chao. Experimental investigation into fatigue behaviour of 15MnVN steel [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 1992, 14(4): 70-75.
- [14] LÜ Baotong, ZHENG Xiulin, LI D. Fatigue crack initiation and propagation in butt welds of an ultrahigh strength steel [J]. *Welding Research Supplement*, 1993, 2(2): 79-86.
- [15] LÜ Baotong, ZHENG Xiulin. Predicting fatigue crack initiation life of an aluminum alloy below room temperature [J]. *Fatigue Fract Eng Mater Struct*, 1992, 15(12): 1213-1221.
- [16] TAY C J, TAY T E, SHANG Huaimin, et al. Fatigue crack initiation studies using a speckle techniques [J]. *International Journal of Fatigue*, 1994, 16(6): 423-428.
- [17] ZHENG Xiulin, LING Chao. On the expression of fatigue crack initiation life considering the factor of overloading effect [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1988, 31(6): 959-966.
- [18] ZHENG Xiulin. Modeling fatigue crack initiation life [J]. *International Journal of Fatigue*, 1993, 15(6): 461-466.
- [19] THAUVIN G. Influence of surface roughness on fatigue and corrosion fatigue behavior of 0.12C-12Cr-2.5Ni-1.8Mo-0.3V steel [C]//*Proceedings of the 7th International Fatigue Congress, FATIGUE'99*. Beijing, China: Higher Education Press, 1999: 2347-2352.
- [20] SCHOELER K, CHRIST H J. Influence of prestraining on cyclic deformation behavior and microstructure of a single-phase Ni-base superalloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2001, 23(9): 767-775.
- [21] 王芳文, 陈宜亨. 航空铝合金薄板在疲劳载荷下孔洞聚合的试验研究和一个新发现[J]. *西安交通大学学报*, 2009, 43(1): 125-128.
- WANG Fangwen, CHEN Yiheng. A new find in experimental research on coalescence between two holes in aluminum-alloy strip under cyclic tensile loading [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2009, 43(1): 125-128.

(编辑 葛赵青)