

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

王芳文, 陈宜亨

(西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安)

摘要: 对航空铝合金薄板在疲劳载荷下的两个相邻孔洞聚合进行了详细的试验研究. 最初预计初始的疲劳裂纹应该在两个相邻孔洞之间的区域产生, 并且导致两个相邻孔洞聚合为一个复杂的新缺陷, 但是试验结果却发现: 在某些情况下, 初始的疲劳裂纹产生在远离两个相邻孔洞之间区域的外区域, 即不是产生在两个相邻孔洞之间区域的内边缘上, 而是产生在外边缘上, 只有当这条初始裂纹在疲劳载荷下扩展一定长度并止裂一段时间后, 在两个相邻孔洞之间的内区域才产生第二条裂纹, 该第二条裂纹的扩展才引起聚合的发生, 而在第二条裂纹扩展期间, 第一条裂纹始终处于止裂状态. 这个现象超出了经典的疲劳裂纹萌生的基本理论, 也无法用经典的应力集中理论来解释.

关键词: 疲劳载荷; 裂纹扩展; 孔洞聚合; 铝合金薄板

中图分类号: O346.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)01-0125-04

A New Find in Experimental Research on Coalescence Between Two Holes in Aluminum Alloy Strip under Cyclic Tensile Loading

WANG Fangwen, CHEN Yiheng

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

Abstract: This note reports an interesting phenomenon found in authors' experimental investigation to the coalescence between two neighborly located holes in an aluminum alloy strip under cyclic tensile loadings. Unlike expected, the initial fatigue crack was found not to nucleate in the center region between the two holes, where the stress concentration is much higher than the other positions, rather, the initial crack always nucleated at the outside rim of holes far apart from the center region. The coalescence between the two holes always occurred far after the initial fatigue crack nucleation. This phenomenon cannot be explained by the classical theories.

Keywords: cyclic loading; crack propagation; holes coalescence; aluminum alloy strip

国外大型飞机的使用寿命可达 6 万 h 以上, 可起落二三万架次, 而国产的支线小型飞机的寿命仅为数千 h. 国产大型飞机尚在试制阶段, 例如著名的“运十”仅仅飞翔了 75 h, 因此难以估计它的使用寿命. 影响飞机使用寿命的原因很多, 主要是发动机的寿命和飞机结构的寿命. 前者是可替换的, 但后者只能维修. 飞机结构的寿命主要取决于其主要部件的疲劳寿命, 除了选择疲劳性能优越的钛合金或铝合

金材料外, 对飞机主要构件(例如带有大量孔洞的蒙皮、长桁、骨架等)进行疲劳试验是必须的. 由于飞机结构设计的需要, 大量的铆接也是必须的, 孔洞可达数千个, 甚至上万个. 疲劳裂纹往往产生在应力集中严重的地方, 例如孔洞的边缘, 然后是疲劳裂纹扩展和多孔洞的聚合(连通), 使构件的承载能力大为减小, 最终导致灾难性后果.

但是, 并非有了疲劳裂纹飞机就不能安全飞行.

对于飞行数千 h 以上的飞机,没有疲劳裂纹产生是不现实的. 设计者和维修工作人员的任务是发现这些裂纹的存在,并且对这些裂纹的疲劳残余寿命作出定量的估计,即进行损伤容限设计. 例如,著名的协和飞机中曾有 6 架发现长 52 mm、深 12 mm 的表面疲劳裂纹,经过损伤容限研究判断,其残余寿命还有 1 万 h 以上,但是要求每飞行 1 000 h 严格检查这条表面裂纹的扩展情况. 如果裂纹扩展缓慢,可以继续飞行;反之,就必须停飞检修. 这 6 架飞机中只有 1 架因裂纹扩展较快被停飞.

本文对航空铝合金薄板在疲劳载荷下的两个相邻孔洞聚合进行了详细的试验研究,目的是确定从疲劳裂纹萌生、扩展、两个相邻孔洞聚合(连通)到最终破坏的损伤演化全过程. 国内外文献中只报道了铝合金单边缺口或双边缺口的疲劳试验研究^[1-20], 尚未见孔洞聚合的疲劳试验研究. 按照经典的弹塑性分析,两个相邻孔洞之间的区域是应力集中最大的区域,作者最初的预计是初始的疲劳裂纹应该在两个相邻孔洞之间的区域产生,并且导致两个相邻孔洞聚合(连通)为一个复杂的新缺陷,然后才会在孔洞的外边缘产生新的疲劳裂纹,最终导致试件的破坏. 但是,本文的试验研究发现了一些奇异的现象:在某些情况下,初始的疲劳裂纹产生在远离两个相邻孔洞之间区域的外区域,即不是产生在两个相邻孔洞的内边缘上,而是产生在外边缘上,只有当这条初始裂纹在疲劳载荷下扩展一定长度并止裂一段时间后,两个相邻孔洞之间的内区域才产生第二条裂纹,该第二条裂纹的扩展才引起孔洞聚合(连通)的发生,而在第二条裂纹的扩展期间,外边缘第一条裂纹始终处于止裂状态. 这个现象超出了经典的疲劳裂纹萌生的基本理论,也无法用经典的应力集中理论来解释. 本文希望通过公布这个试验结果,为相关研究者提供一个理论探讨的目标或反例.

1 试件尺寸和试验结果

长条试件的结构如图 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. 长条试件的尺寸为:长度 $h=125$ mm,宽度 $w=27$ mm,厚度 $t=3$ mm. 两个孔洞的直径 $d=1$ mm,两孔洞间距离 $l=0.5$ mm,此时两个孔洞处于干涉状态. 图中 B 、 C 点代表两孔间内区域的孔边缘点, A 、 D 点代表两孔外区域的孔边缘点. 试件被固定在 MTS-858 疲劳试验机上(见图 2),加载

采用低周拉伸,频率为 1 Hz,载荷幅度为 16 kN(对应的载荷应力幅值为 197.5 MPa,约相当于屈服应力的 64%). 根据应力集中理论,两孔间内区域的孔边缘点 B 、 C 的环向应力应该远大于两孔外区域的孔边缘点 A 、 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两孔中间区域的左孔洞边缘 B 点或者右孔洞边缘 C 点上,由此确定疲劳裂纹萌生的初期寿命,然后确定从裂纹萌生后到两个孔洞连通后的疲劳裂纹扩展寿命,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 A 或 D 点的疲劳裂纹扩展寿命. 这 4 个阶段的寿命总和就是疲劳寿命. 通常的单边缺口或双边缺口试件只有 2 个阶段的疲劳寿命:疲劳裂纹萌生的初期寿命和疲劳裂纹扩展寿命.

本文的试验研究涉及两孔洞间的聚合,以及聚合后新的裂纹在其他地点产生,理应分上述 4 个阶

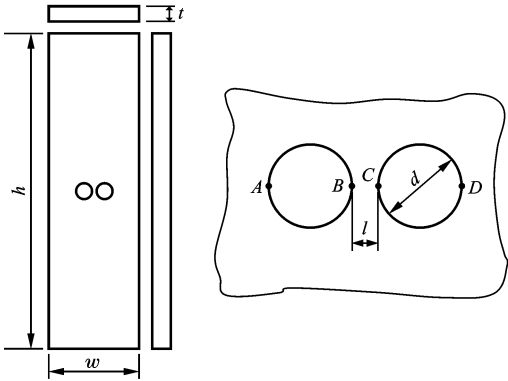


图 1 铝合金长条试件的尺寸和结构



图 2 MTS-858 疲劳试验机和加载情况

段. 作者用脆性材料 PMLA 进行的试验证明了这一点(见图 3). 但是, 作者对铝合金材料的试验结果却出现了奇异的现象. 图 4 显示, 疲劳裂纹的萌生首先发生在两孔外区域的 A 点附近, 而不是在所估计的两孔洞中间区域的左孔洞边缘 B 点或者右孔洞边缘 C 点上, 即疲劳裂纹萌生的初期寿命发生在外区域的 A 点或者 D 点. 随着这条裂纹的疲劳扩展直到止裂, B 和 C 点没有新疲劳裂纹产生, 而这段时间也是疲劳裂纹扩展寿命的一部分. 在这条裂纹疲劳扩展直到止裂后, 再经过一段时间, 才在 B 点有新的疲劳裂纹萌生(第二条疲劳裂纹). 图 5 显示了这条裂纹的出现和第一条裂纹止裂的情况.

图 4 和图 5 的结果出乎我们的预料, 初始的疲劳裂纹没有发生在应力集中最大的内区域 B 点或 C 点附近, 而是发生在外区域的 A 点附近. 图中已经包括 4 个疲劳寿命过程: 第一条外疲劳裂纹萌生的

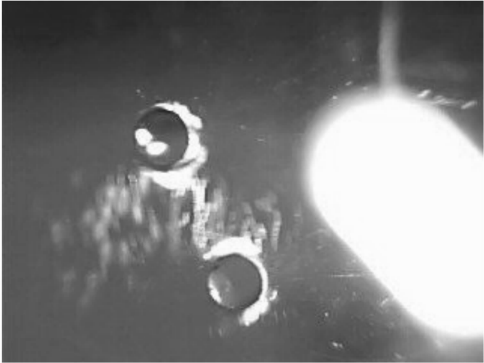


图 3 脆性材料的孔洞聚合试验结果

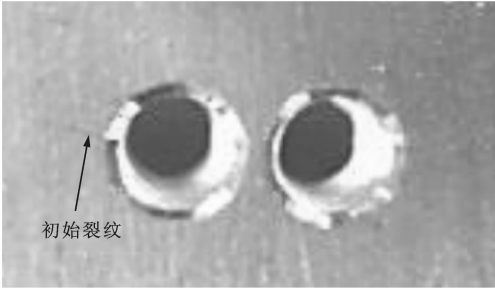


图 4 初始裂纹在左孔洞外边缘萌生、扩展和止裂

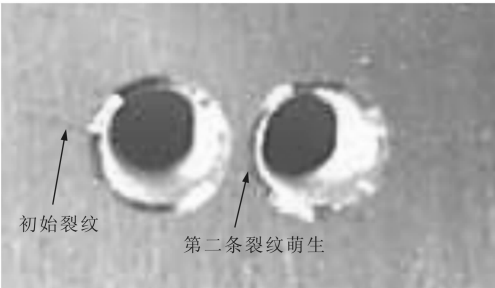


图 5 初始裂纹止裂, 内区域左侧第二条裂纹萌生

时间; 此疲劳裂纹扩展直到止裂的时间; 从它的止裂到第二条内裂纹萌生的时间; 第二条裂纹疲劳扩展直到贯通两个孔洞的时间.

图 6 显示, 当第二条裂纹疲劳扩展直到贯通两个孔洞后, 第三条疲劳裂纹才在右边外区域 D 点附近产生. 第三条疲劳裂纹的萌生时间和扩展时间也应该计入总疲劳寿命中. 在这个阶段, 左边的第一条疲劳裂纹始终处于止裂状态, 仿佛在等待其他裂纹的萌生和扩展. 上面已经涉及 6 个疲劳寿命过程. 直到第三条裂纹扩展到和第一条裂纹长度近似相等时, 两者才开始共同扩展(见图 6 和图 7), 直到长条试件整体断裂破坏. 这样, 总体的损伤演化过程和疲劳寿命过程可以分为 7 个阶段: ①左裂纹的萌生; ②左裂纹的扩展到止裂; ③中间区域裂纹的萌生; ④中间区域裂纹的扩展到贯通孔洞; ⑤右裂纹的萌生; ⑥右裂纹的扩展到和左裂纹长度相似; ⑦左、右裂纹共同扩展直到总体破坏.

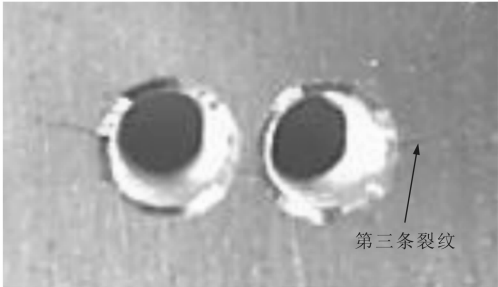


图 6 初始裂纹止裂, 内区域第二条裂纹扩展贯通孔洞, 第三条裂纹萌生

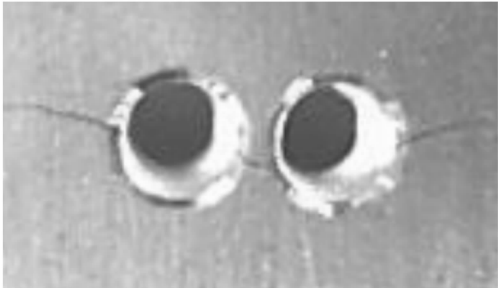


图 7 初始裂纹和第三条裂纹同时扩展, 最终试件发生破坏

2 讨 论

本文的试验研究结果是出乎预料的, 未见前人有相似的报道. 这个结果完全超出了经典的应力集中理论预期、经典的疲劳裂纹驱动力预期和现有的所有疲劳裂纹寿命理论预期, 要依据现有的理论给予恰当的解释是困难的, 因此对这一试验结果进行理论研究具有现实意义. 出现这一现象的一个可能

的原因是孔洞间距离太近,导致中间区域出现位错饱和的情况,使得中间区域处于塑性安定状态,位错难以运动造成疲劳裂纹萌生的困难,而外区域尽管应力集中状态没有内区域严重,却处于非塑性安定状态,位错可以更自由地运动,使初始疲劳裂纹的萌生更容易些。

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的新现象的注意,因为它和常规的单缺陷疲劳损伤演化大不相同。更详细的理论探讨是我们进一步研究的方向,将在后续的理论研究成熟后发表。

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]. *Eng Fract Mech*, 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]. *Nucl Eng Des*, 2004, 228(1/3): 161-177.
- [10] MADI Y, RECHO N, MATHERON P. Low-cycle fatigue of welded joints: coupled initiation propagation model [J]. *Nucl Eng Des*, 2004, 228(1/3): 179-194.
- [11] HURLEY P J, WHITTAKER 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 J*, 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]. *Eng Fract Mech*, 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.

(编辑 葛赵青)