

# 基于材料微结构的高周疲劳性能定量表征及关键技术问题

王海东, 谭晓明, 王 德

(海军航空工程学院青岛校区, 青岛 266041)

[摘要] 长寿命、高可靠性已成为飞机结构设计的主要目标之一, 疲劳失效对材料结构的完整性构成严重威胁。介绍了航空铝合金微结构对高周疲劳失效机制的作用及定量表征的研究现状, 重点对材料微结构对多裂纹萌生的作用机制与定量表征、小裂纹转变为长裂纹的临界尺寸的数学描述和高周疲劳裂纹多尺度扩展行为定量表征等方面的研究状况进行了分析, 指出了制约微结构对高周疲劳作用的定量表征的关键技术问题。

关键词: 高周疲劳; 微结构; 疲劳裂纹萌生机理; 多尺度; 裂纹扩展驱动力

## Quantitative Characterization to High-Cycle Fatigue Performance Based on Material Microstructure and Its Key Technology

WANG Haidong, TAN Xiaoming, WANG De

(Qing Branch, Naval Aeronautical Engineering University, Qingdao 266041, China)

[ABSTRACT] Long operational life and high reliability has been the main object of aircraft structure design, fatigue fracture is a serious threat to aircraft structural integrity. The existing status is discussed, as in the research field of the effect of material microstructure on high-cycle fatigue fracture mechanism and quantitative characterization. Several key technical problems are reviewed, such as the effect of material microstructure to multi fatigue crack initiation mechanism and quantitative characterization, the confidence interval and distribution rule of critical size from small to long crack behavior, multi-scale fatigue crack growth behavior. The key technical problem in this research field is obtained.

**Keywords:** High cycle fatigue; Microstructure; Fatigue crack initiation mechanism; Multiscale; Fatigue crack growth driving force

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.1/2.106

为确保飞机在使用寿命期内的安全, 长寿命、高可靠性已成为飞机结构设计的主要目标, 同时, 现役飞机结构的延寿措施与材料的失效机制密切相关, 特别是材料结构的疲劳断裂是飞机结构的主要失效形式之一, 因此, 疲劳失效对材料结构的完整性构成严重威胁。

在循环载荷作用下材料疲劳裂纹一般在非均质处萌生, 主要包括第二相、晶粒、夹杂、微孔和晶界等, 材料微结构直接影响着裂纹萌生机制。不同材料裂纹萌生机理不同<sup>[1-3]</sup>, 高强度铝合金受细观尺度微结构的影响, 具有多裂纹萌生的特征<sup>[4]</sup>, 由非均质微结构引起的多处局部塑性应变与多裂纹萌生行为直接相关。

同一材料的疲劳载荷水平不同, 裂纹的扩展行为不同<sup>[5-7]</sup>, 对于高周疲劳具有多尺度扩展行为特征, 疲劳寿命主要消耗在小裂纹扩展阶段。在材料微结构的作用下细观尺度小裂纹扩展可能呈现分叉、转折和加速/减

速等行为特征, 当应力强度因子幅值  $\Delta K$  相同时, 短裂纹的扩展速率高于长裂纹, 所以用传统的基于长裂纹扩展速率模型评估结构寿命必将导致危险的结果, 必须基于微结构对小裂纹扩展的作用机制, 选取合适的裂纹扩展驱动力作为关键参数描述扩展行为, 这对疲劳寿命预测及延寿措施确定都非常重要。裂纹长度扩展到一定程度时, 逐步摆脱微结构的影响, 对于宏观尺度长裂纹主要受裂纹尖端小范围屈服的影响, 扩展行为趋于稳定。可见, 不同尺度的裂纹, 扩展机理和行为不同, 裂纹扩展驱动力参数就应该根据不同尺度裂纹扩展机理进行确定。

## 1 国内外研究现状

材料微结构对疲劳裂纹萌生和小裂纹扩展的影响都非常关键, 揭示微结构对疲劳失效的作用机制及量化

表征,对准确预测材料疲劳寿命具有非常重要的意义,将为飞机结构设计和定/延寿奠定理论基础,为确保飞机的飞行安全提供技术支持。近年来,国内外学者针对金属材料的疲劳裂纹萌生机理与扩展行为开展了大量研究,目前这方面研究已成为本领域研究的热点方向之一,主要涉及如下3个方面问题。

### 1.1 材料微结构对多裂纹萌生的作用机制

飞机结构的疲劳断裂失效是多尺度问题,包括飞机结构(m)→疲劳关键部位,如紧固孔(mm)→材料微结构( $\mu\text{m}$ )。针对宏观缺口应力集中与疲劳裂纹萌生微观机理的跨尺度问题,主要有3种解决方法,(1)应力梯度法,如应力场强法<sup>[8]</sup>和基于弱连接(weakest link)理论的疲劳缺口系数法<sup>[9]</sup>;(2)疲劳损伤过程区方法<sup>[10]</sup>,显然这两种基于连续介质假设的方法并不能反映微结构对疲劳裂纹萌生的作用机理。(3)基于计算细观力学的跨尺度方法,Bertolino<sup>[11]</sup>将非均质的细观尺度晶粒嵌入到宏观均质基体中建立跨尺度有限元模型;LUO<sup>[12]</sup>运用能量耗散理论建立了高周疲劳裂纹跨尺度疲劳损伤评估模型,但是难以通过试验进行验证,也难以进行工程应用;Glaessgen<sup>[13]</sup>运用分子动力学将微观粒子嵌入细观结构模型中,基于内聚区模型CZM(Cohesive Zone Model)建立微-细-宏观跨尺度模型。国内,文献[14]考虑尺寸效应条件下分析了工业纯铜整体循环塑性行为;文献[15]分析了镍基合金材料跨尺度单轴拉伸的弹性力学行为,文献[16]将CZM嵌入2D宏观有限元模型中,模拟了2A12铝合金细观弹性力学行为,分析了夹杂对微观应力集中的影响。

宏观缺口应力集中与疲劳裂纹萌生微观机理的问题实质,是宏观应力集中区域的材料微结构引起的微观应力集中,导致产生局部塑性应变,从而萌生微观疲劳裂纹。目前这些研究均没有综合考虑不同类别(如软、硬质)、尺寸、形状和织构取向的微结构对局部塑性应变的影响,也就不能有效地揭示裂纹萌生的微观机理。

高强度铝合金具有多裂纹萌生特性,多个学者通过试验发现了这一现象。如Harlow<sup>[4]</sup>原位观察了7075-T651铝合金板材多裂纹萌生现象,Emery<sup>[17]</sup>和Payne<sup>[18]</sup>认为7075-T651铝合金多裂纹萌生于硬质第二相粒子,文献[19-20]在试验研究的基础上分别针对7075铝合金和马氏体钢,采用经验公式估算了多裂纹萌生寿命,但没有将多裂纹萌生的物理机制纳入到评估模型中。在国内,在金属材料多裂纹萌生行为及机理方面鲜有研究。

### 1.2 小裂纹转变为长裂纹的临界尺寸的数学描述

在循环载荷作用下,小裂纹扩展,并转变为长裂纹,在扩展机理与扩展速率等方面小裂纹与长裂纹的差别很大,而且对于高周疲劳小裂纹扩展阶段占总寿命的大

部分。因此,小裂纹转变为长裂纹的临界尺寸的确定对寿命评估至关重要。Cappelli<sup>[21]</sup>借助光学显微镜观测了铝合金棒材疲劳短裂纹和长裂纹的扩展行为,但是没有给出两者具体的临界尺寸;Emery<sup>[22]</sup>将小裂纹与长裂纹的临界尺寸假设为一个固定值0.381mm;McDowell<sup>[23-24]</sup>和Xue<sup>[25-26]</sup>认为小裂纹与长裂纹分界点的临界尺寸为10倍微观结构尺寸,由于材料微结构并非一种,不同种类微结构对裂纹萌生行为的作用机理不同,即使同类微结构其尺寸也不是一个常数,因此不能笼统地将临界尺寸确定为10倍微观结构尺寸。谭晓明<sup>[27-28]</sup>根据经验数据假设小裂纹与长裂纹的临界尺寸为服从正态分布的随机数。

### 1.3 高周疲劳裂纹多尺度扩展行为的定量表征

高周疲劳裂纹具有多尺度扩展特征,不同尺度裂纹扩展机理不同<sup>[24,26]</sup>。对于细观尺度小裂纹,首先沿着与拉应力成 $45^\circ$ 的最大剪应力滑移面扩展,为I+II复合型裂纹<sup>[29]</sup>,小裂纹与材料微结构尺寸相当,小裂纹扩展行为直接受裂纹尖端微结构的作用,影响因素包括微结构的类别、尺寸、形状及分布<sup>[30]</sup>,在扩展过程中并非延一个滑移系的直线扩展,而可能出现偏折和分叉等<sup>[31-32]</sup>,扩展至晶界处出现加速或减速现象,扩展速率的分散性比较大。针对该问题主要有3种技术途径,(1)解析法,Sih(薛昌明)和Tang(唐雪松)<sup>[33-34]</sup>建立了裂纹尖端应力奇异性与纳/微/宏观多尺度疲劳裂纹损伤的对应关系,分析得到了多尺度耦合问题的闭合形式的解;(2)对裂纹尖端塑性区进行修正,Newman等人<sup>[35-37]</sup>基于线弹性断裂力学提出了塑性诱导裂纹闭合模型(plasticity-induced crack-closure model),Shyam<sup>[38]</sup>采用BCS(Bilby-Cottrell-Swinden)经验公式修正了小裂纹尖端的塑性区尺寸,显然塑性区修正方法并不能考虑微结构对小裂纹扩展行为的作用机理;(3)借助细观计算力学通过有限元分析获得裂纹尖端的应力状态,通过半经验公式考虑微结构的影响,文献[39]基于应力强度因子幅值 $\Delta K$ 与裂纹尖端张开位移幅值 $\Delta CTOD$ (Crack Tip Opening Displacement)为线性关系的假设,建立了描述小裂纹扩展行为的经验模型,文献[6-7]针对不同尺度的疲劳裂纹建立理论模型描述了扩展行为,但没有考虑微结构对小裂纹扩展路径的影响。因此,细观尺度小裂纹直接受材料微结构的影响,相对于小裂纹尺寸,裂纹尖端为大范围屈服,此时不满足线弹性断裂力学的小范围屈服的基本条件,用应力强度因子幅值 $\Delta K$ 不能完全、有效评价微米尺度小裂纹扩展行为<sup>[40]</sup>。对于宏观尺度长裂纹,裂纹扩展方向大致与拉应力方向垂直,为I型裂纹,扩展速率比较稳定,裂纹尖端为小范围屈服,基于线弹性断裂力学的有效应力强度因子幅值可以作为长裂纹扩

展的驱动力。

## 2 关键技术问题

通过系统分析该领域国内外研究现状知,主要存在如下 3 方面的问题尚未解决。

(1) 细观尺度下的多裂纹萌生特性与材料微结构密切相关,弄清材料微结构对多裂纹萌生行为的影响与作用。

目前如下问题尚未完全统一解决:①高强度铝合金材料裂纹萌生微观机理与宏观缺口应力集中的跨尺度作用机制的问题;②高周疲劳多裂纹萌生行为与微结构作用机制与定量表征问题。对于高周疲劳,即使结构材料在宏观尺度上处于弹性状态,但是由于材料内部的不同类别(软质与硬质)、尺寸和形状和织构取向的微结构之间的相互作用,产生微观应力集中,形成多处局部塑性应变,从而萌生多条疲劳裂纹,以上两个问题应该统一解决,不能割裂开来。

(2) 小裂纹转变为长裂纹的时机,以及两者临界尺寸的数学描述。

小裂纹转变为长裂纹的临界尺寸与材料特性有关,不是确定值,要用置信区间或者分布规律来表征,目前国内外在疲劳小裂纹与长裂纹分界点的确定、以及两者临界尺寸的置信区间和分布规律等方面尚未见报道,而这正是飞机结构疲劳定寿的重要依据,直接影响着定寿结论的准确性。

(3) 基于物理机制表征高周疲劳裂纹多尺度扩展行为,提出能表征高周疲劳裂纹多尺度扩展速率方程式。

目前,国内外研究学者提出的定量表征高周疲劳多尺度扩展行为的理论模型还存在两个不足,一是应考虑小裂纹的 I+II 复合型裂纹的扩展特征;二是应针对高周疲劳裂纹不同尺度的扩展机理,选取符合物理机制的关键力学参数,提出统一的、相互衔接的扩展速率方程式对扩展行为进行定量描述。

## 参考文献

[1] CHAN K S. Roles of microstructure in fatigue crack initiation[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(9):1428-1447.

[2] PANCHAL J H, KALIDINDI S R, MCDOWELL D L. Key computational modeling issues in integrated computational materials engineering[J]. Computer-Aided Design, 2013,45(1): 4-25.

[3] MALEKJANI S, HODGSON P D, STANFORDA N E, et al. The role of shear banding on the fatigue ductility of ultrafine-grained aluminium[J]. Scripta Materialia, 2013, 68(5): 269-272.

[4] HARLOW D G, NARDIELLO J, PAYNE J. The effect of constituent particles in aluminum alloys on fatigue damage evolution: Statistical observations[J]. International Journal of Fatigue, 2010,32(3): 505-511.

[5] PRZYBYLA C P, MUSINSKI W D, CASTELLUCCIO G M, et al. Microstructure-sensitive HCF and VHCF simulations[J]. International Journal of Fatigue, 2013(57):9-27.

[6] MCDOWELL D L, DUNNE F P E. Microstructure-sensitive computational modeling of fatigue crack formation[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(9):1521-1542.

[7] PRZYBYLA C, PRASANNAVENKATESAN R, SALAJEGHEH N, et al. Microstructure-sensitive modeling of high cycle fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 2010,32(3): 512-525.

[8] WEIXING Y, KAIQUAN X, YI G. On the fatigue notch factor K<sub>t</sub>[J]. International Journal of Fatigue, 1995,17(4): 245-251.

[9] KARLÉN K, OLSSON M, AHMADI H, et al. On the effect of random defects on the fatigue notch factor at different stress ratios[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 41(1):179-187.

[10] OWOLABIA G M, SHIA L, WHITWORTH A H A. A micromechanics-based fatigue damage process zone[J]. Procedia Engineering, 2011,10:496-505.

[11] BERTOLINO G, CONSTANTINESCU A, FERJANI M, et al. A multiscale approach of fatigue and shakedown for notched structures[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2007, 48:140-151.

[12] LUO Chuntao, CHATTOPADHYAY A. Prediction of fatigue crack initial stage based on a multiscale damage criterion[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33: 403-413.

[13] GLAESSGEN E H, PHILLIPS D R, YAMAKOV V, et al. Multiscale modeling for the analysis of grain-scale fracture within aluminum microstructures[C]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[14] 李俊琛,李旭东,盛捷,等.多晶体材料构件的跨尺度仿真计算[J].机械工程学报,2011,47(10):43-51.

LI Junchen, LI Xudong, SHENG Jie, et al. Trans-scale simulation of polycrystalline material components[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(10):43-51.

[15] 张静,张克实,徐凌波.考虑尺寸效应的多金属循环塑性分析[J].固体力学学报,2012,33(3):233-240.

ZHANG Jing, ZHANG Keshi, XU Lingbo. Analysis of cyclic plasticity using a polycrystalline model taking account of size effect[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2012,33(3):233-240.

[16] 卞贵学.基于微观结构的 2A12 铝合金跨尺度断裂机理及疲劳性能研究[D].烟台:海军航空工程学院,2012.

BIAN Guixue. Research on fatigue life and trans-scale fracture mechanism of 2A12 aluminum alloy based on microstructure[D]. Yantai: Naval Aeronautical Engineering University, 2012.

[17] EMERY J M, HOCHHALTER J D, WAWRZYNEK P A, et al. DDSim: A hierarchical, probabilistic, multiscale damage and durability simulation system-Part I: Methodology and level I[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76:1500-1530.

[18] PAYNE J, WELSH G, CHRIST R J, et al. Observations of fatigue crack initiation in 7075-T651[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32: 247-255.

[19] HOCHHALTER J D, LITTLEWOOD D J, VEILLEUX M G, et al. A geometric approach to modeling microstructurally small fatigue crack formation: Development of a semi-empirical model for nucleation [J]. Modelling Simul. Mater. Sci. Eng, 2011, 19(3):035008.

[20] XINYUE H, BRUCKNER FOIT A, BESEL M, et al. Simplified

three-dimensional model for fatigue crack initiation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007,74:2981-2991.

[21] CAPPELLI M D, CARLSON R L, KARDOMATEAS G A. The transition between small and long fatigue crack behavior and its relation to microstructure[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30:1473-1478.

[22] EMERY J M, HOCHHALTER J D, WAWRZYNEK P A, G HEBER, A R INGRAFFEA. DDSim:A hierarchical, probabilistic, multiscale damage and durability simulation system-Part I: Methodology and Level I[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009,76:1500-1530.

[23] MCDOWELL D L. Simulation-based strategies for microstructure-sensitive fatigue modeling[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 468-470: 4-14.

[24] MCDOWELL D L. A perspective on trends in multiscale plasticity[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 26:1280-1309.

[25] XUE Y, MCDOWELL D L, HORSTEMEYER M F. Microstructure-based multistage fatigue modeling of aluminum alloy 7075-T651[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74:2810-2823.

[26] XUE Y, KADIRI H EI, HORSTEMEYER M F, et al. Micromechanisms of multistage fatigue crack growth in a high-strength aluminum alloy[J]. Acta Materialia, 2007,55:1975-1984.

[27] 谭晓明, 张丹峰, 陈跃良. 基于微观结构的 2B06 铝合金全寿命概率模拟 [J]. 航空学报, 2012,33(8):1434-1439.

TAN Xiaoming, ZHANG Danfeng, CHEN Yueliang. Probabilistic simulation approach for holistic life of aluminum alloy 2B06 based on material microstructure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8):1434-1439.

[28] TAN Xiaoming, LI Xudong, CHEN Yueliang. Study on probability prediction to holistic life based on fracture theory[J]. Journal of Materials Science (accepted),2012,512-515:2011-2014.

[29] KUNKLER B, DUBER O, KOSTER P, et al. Modelling of short crack propagation-Transition from stage I to stage II[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75:715-725.

[30] LADOS D A, APELIAN D, JONES P E. Microstructural mechanisms controlling fatigue crack growth in Al-Si-Mg cast alloys[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 468-470:237-245.

[31] ZHAI T, JIANG X P, LI J X, et al. The grain boundary geometry for optimum resistance to growth of short crack in high strength Al-alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27:1201-1209.

[32] 陈圆圆, 郑子樵, 蔡彪, 等. 2197(Al-Li)-T851 合金的疲劳裂纹萌生于扩展行为研究 [J]. 稀有金属材料与工程, 2011,40(11):1926-1930.

CHEN Yuanyuan, ZHENG Ziqiao, CAI Biao, et al. Initiation and propagation behavior of fatigue cracks in 2197(Al-Li)-T851 alloy[J]. Rare metal materials and engineering, 2011, 40(11):1926-1930.

[33] SIH G C, TANG X S. Simultaneous occurrence of double micro/macro stress singularities for multiscale crack model[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2006, 46:87-104.

[34] SIH G C, TANG X S. Simultaneity of multiscale for macro-meso-micro damage model represented by strong singularities[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2004, 42:199-225.

[35] NEWMAN J C, ABBOTT W. Fatigue-life calculations on pristine and corroded open-hole specimens using small-crack theory[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31:1246-1253.

[36] LUGO M, DANIEWICZ S R, NEWMAN J C. A mechanics

based study of crack closure measurement techniques under constant amplitude loading[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33:186-193.

[37] NEWMAN J C, ANNIGERI B S. Fatigue-life prediction method based on small-Crack theory in an engine material[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 34:1-8.

[38] SHYAM A, ALLISON J E, JONES J W. A small fatigue crack growth relationship and its application to cast aluminum[J]. Acta Materialia, 2005, 53:1499-1509.

[39] XUE Y. Modeling fatigue small-crack growth with confidence-A multistage approach[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32:1210-1219.

[40] 王习术, 汤彬, 陶沙. 铸造镁铝合金的微观破坏机理原位观测技术与应用 [J]. 机械工程材料, 2006,30(2):1-5.

WANG Xishu, TANG Bin, TAO Sha. In-situ observation technology and application of fatigue crack initiation and propagation for cast magnesium alloys[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2006, 30(2):1-5.

(责编 宁宁)

(上接第 105 页)

各专业系统优化后能带来的重量减轻比例系数等。在设计空间内(设计方案总集),通过迭代运算得到  $G(X)_{\min}$ 。

优化起飞质量模块中得到的全机质量、重心及转动惯量,与飞机飞行性能计算进行交联,对飞机重心数据进行调整,以达到更好的匹配。通过数据交联,同时对飞机方案改进调整也有很大的帮助。

### 3 结束语

为了实现飞机的目标设计质量,以满足飞机战术技术指标要求,在整个飞机研制过程中,分不同阶段对飞机进行质量设计建模,并实时与飞机其他系统专业进行数据和信息互换,不仅能够对飞机的质量进行有效控制,且通过与飞行性能计算进行即时的数据交联,可使设计向更好的方向发展,各项指标有更大的提升空间。

### 参考文献

[1] 赵松年, 佟杰新, 卢秀春, 等. 现代设计方法. 北京: 机械工业出版社, 1999.

ZHAO S N, TONG J X, LU X C. Modern design method. Beijing: Machinery Industry Press, 1999.

[2] 昂海松, 余雄庆. 飞行器先进设计技术. 北京: 国防工业出版社, 2008.

ANG H S, YU X Q. Advanced design technology of aircraft. Beijing: National Defence Industry Press, 2008.

[3] 张明廉. 飞行控制系统. 北京: 航空工业出版社, 1994.

ZHANG M L. Flight control system. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.

[4] 文传源. 现代飞行控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.

WEN C Y. Modern flight control. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004.

(责编 谷雨)