

金属材料疲劳小裂纹扩展速率试验方法编制说明

Explanation of the Standard Test Method for Measurement of Small Fatigue Crack Growth Rate of Metallic Materials

丁传富¹, 刘建中¹, 胡本润¹, 吴学仁¹, 李树柏²

(1 北京航空材料研究院, 北京 100095; 2 沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110034)

DING Chuan-fu¹, LIU Jian-zhong¹, HU Ben-run¹, WU Xue-ren¹, LI Shu-bai²

(1 Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2 Shenyang Aircraft Industrial (group) CO. LTD., Shenyang 110034, China)

摘要: 概述了疲劳小裂纹试验方法航标的编制背景。论述了航标中几个主要技术问题, 如, 小裂纹试样和小裂纹监测方法的选择, 三维应力强度因子 K 的确定, 小裂纹数据有效性的判据及物理小裂纹门槛值。并且与 ASTM E647-95a 方法中附录 X3 进行了比较。

关键词: 小裂纹; 扩展速率; 物理小裂纹门槛值; 试验方法

中图分类号: TG113.25 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381 (2001) 04-0040-04

Abstract: Compiling background of an aero-standard test method for measurement of small fatigue crack growth rates was outlined. Several main technical problems for the method were demonstrated, such as choice of specimens and methods of monitoring small-crack, determination of three-dimensional (3D) stress intensity factor, small-crack non-interacting criteria as well as physical small-crack threshold. Comparison was also made between this method and Appendix X3 on ASTM test method E647-95a.

Key words: small crack; growth rates; physical small-crack fatigue threshold; test method

小裂纹扩展行为的试验研究是近 20 年来国际疲劳领域的研究热点之一。小裂纹与长裂纹的扩展行为有明显的区别, 在给定的 ΔK 下, 小裂纹可能比长裂纹扩展速率快; 在低于长裂纹门槛值以下, 小裂纹仍会继续扩展。由于材料和结构的疲劳寿命大部分消耗在小裂纹扩展阶段, 因此直接利用实验室的长裂纹数据来预测小裂纹阶段的疲劳寿命, 势必会造成偏于危险的结果。自 70 年代初首次发现小裂纹现象以来, 众多的研究者在小裂纹试验研究和理论分析方面做了大量的工作, 发表了许多文献和专著^[1~5]。这些研究表明, 疲劳小裂纹扩展速率不仅是表征材质本身在裂纹早期扩展阶段力学行为的重要指标, 而且是耐久性和损伤容限设计的重要断裂力学参数。因此, 研究和建立一个统一的标准试验方法是十分重要的。自 1984 年开始至 1990 年, 北大西洋公约组织 (AGARD) 的 9 个国家 13 个实验室共同开展了一项大规模的关于飞机结构材料小裂纹行为的研究^[3,4]。与此同时, 初步发展了一套小裂纹试验程序, 13 个实验室采用了相同的单边缺口拉伸试样 (SENT) 和统一的复型方法来验证该程序的适用性。1992 年由工程科学数据联合体

(ESDU) 首次出版了铝合金和钛合金小裂纹扩展速率的数据活页集^[6,7]。1992 年由 ASTM 出版了 “Small-Crack Test Methods” 专著, 系统地介绍了适用不同研究目的的七种小裂纹试验方法^[5]。1994 年由 ASTM E08.06.04 小组提出了 “测定疲劳小裂纹扩展速率指南”, 作为附录 X3 首次列入 ASTM E 647-95a 疲劳裂纹扩展速率标准试验方法中^[8]。

北京航空材料研究院自 80 年代中期以来就开展了疲劳小裂纹行为及其试验方法的研究。在预研、型号、基金和国际合作等十余个项目中, 对十余种典型的航空结构材料进行了小裂纹行为的研究 (见表 1), 发展和形成了一套较成熟的小裂纹试验方法。特别是在 1985~1994 年期间与美国 NASA 兰利研究中心合作开展的 “高强度铝合金的小裂纹效应” 研究项目中, 在试验方面, 用双方对等提供的试样, 在各自实验室里用复型方法所做小裂纹试验结果完全吻合; 在理论分析方面, 用三维权函数方法分析和计算了半圆单边缺口的表面裂纹和角裂纹的应力强度因子, 其计算结果与美方用改进了的三维有限元法的计算结果非常吻合, 二者相差在 3% 之内^[19~21]。在随后的研究中, 如

对试样制备、缺口表面状态、显微结构的影响及小裂纹长度监测技术等进行了较深入的研究。

表 1 北京航空材料研究院小裂纹研究的主要材料和项目来源

Table 1 Materials and source of program on small crack from BIA M				
材 料	项目来源	合作单位	研究时间	主要研究报告
7075-T6 LC9CS LC9CS (裸板)	国际合作	美国 NASA 兰利研究中心	1987-1994	[9 ~ 13]
300M 钢	85 预研项目		1987-1990	
LY12CZ 30CrMnSiNi2A	95 预研项目		1992-1995	[14 ~ 16]
TC4 钛合金 7475-T7351	教委开放实验室基金重点型号工程	清华大学教委重点实验室, 611 所	1993-1996	
TC11 钛合金	型号研制	606 所	1994-1996	
7075-T73	国际合作	美国联合技术研究中心 UTRC	1996-1998	[17]
7175-T74	航材院基金		1996-1999	
Ti-6Al-4V	国际合作	美国哈佛大学	1998-2000	[18]
9310 钢	国际合作	UTRC	1999-2001	
2024-T3	国际合作	美国 FAA 中国民航	2000-2001	

上述研究作为制定小裂纹实验方法的标准提供了前期的技术准备和充分的理论支持及实验基础。为此, 由北京航空材料研究院负责于 2000 年初正式提出了“金属材料疲劳小裂纹扩展速率实验方法”航标, 并于 2000 年 12 月 5~7 日通过了同行专家评审, 不久将正式发布执行。本文着重论述该标准中测定疲劳小裂纹扩展速率及物理小裂纹疲劳门槛值的几个关键问题, 并与国际同类标准的比较。

1 主要技术问题说明

1.1 小裂纹试样的选择

本标准推荐单边缺口拉伸(SENT) 试样为测定疲劳小裂纹扩展速率的标准试样, 其理由是: (1) 该试样限制了小裂纹的萌生位置, 易于获得自然萌生的表面裂纹和角裂纹; (2) 试样的几何形状较好地模拟了飞机结构中螺栓孔处所承受的三维应力场, 具有较好代表性; (3) 易于采用复型法准确地监测孔壁表面的小裂纹长度; (4) 为大多数国家所接受和广泛采用。

1.2 小裂纹应力强度因子 K 的确定

小裂纹的应力强度因子范围 ΔK 是表征其扩展特性的重要断裂力学参数之一, 也是本标准的关键技术指标。因为鉴别小裂纹效应, 确定影响区, 以及小裂纹数据的可比性、工程应用和寿命预测都需要有一个高精度的应力强度因子解和表达式。然而, 自然萌生的小裂纹都属于非穿透型的三维裂纹, 其应力强度因子的求解极为困难, 目前对三维裂纹问题虽然有多种不同的求解方法, 但只有极少数情况下获得了较普遍认可的高精度的数值解与解析表达式。本标准推荐的半圆形单边缺口的表面裂纹和角裂纹的应力强度因子解和表达式来源于中国航空研究院 (CAE) 与美国 NASA 合作项目“高强度铝合金的小裂纹效应”, SENT 试样缺口根部的半椭圆表面裂纹和四分之一椭圆角裂纹的应力强度因子的计算分别采用了三维有限元法和权函数法^[19~21]。经广泛校验, 两种方法的差别一般不超过 3%。根据两种方法所得的结果, 拟合了应力强度因子方程^[9, 10, 12]。

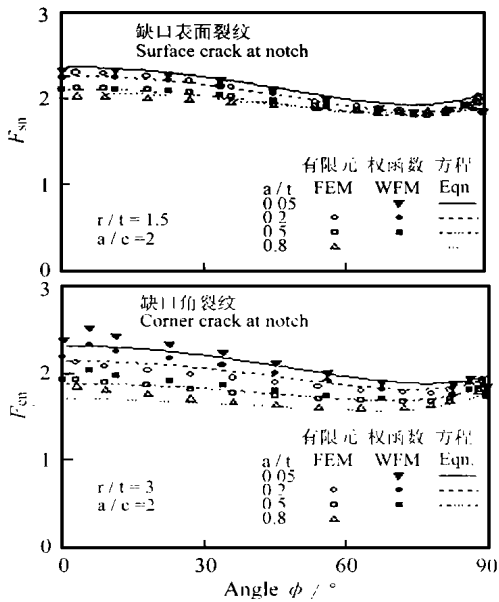


图 1 WFM、FEM 和方程计算获得的单边缺口根部表面裂纹和角裂纹应力强度因子结果的比较

Fig.1 Stress intensity factors from weight function, finite element and equation for surface crack and corner crack at an edge notch

1.3 小裂纹监测方法的选择

准确可靠地监测小裂纹长度是描述小裂纹扩展特性的另一重要方面。已研究了多种监测小裂纹长度的方法, 例如: 复型法、显微照相法、电位法、超声波法, 激光干涉测量技术, 扫描电镜方法及恒定 K_{max} 的降 ΔK 法, 详见文献 [5]。每一种方法都有各自的优点和局限性, 对不同的情况可选择不同的方法。

(a) 裂纹位置。当不能确切预测小裂纹萌生的位置时, 复型方法是一种较好的方法。利用一系列的顺序复型, 逆序从编号大的膜开始反向跟踪裂纹扩展历程的方法可以很容易找到几个微米量级的小裂纹尺寸。所有其它方法通常需要人为固定裂纹起始位置(如用电火花加工一很小的机械缺陷)或在疲劳寿命的早期阶段借助复型方法确定裂纹位置。

(b) 试验环境。复型法很难应用于实验室空气环境以外的试验环境, 除非中断试验, 把试样从环境中暂时分离开。已有结果证实, 复型方法可能会人为地影响某些材料的裂纹扩展速率, 这可能与环境效应有关。电位法最有可能适用于在高温和腐蚀环境中的裂纹扩展, 但多裂纹情况的处理会有困难。

(c) 成本。复型方法具有最低的设备成本和很高的分辨力(约 $1\mu\text{m}$ 量级), 但劳动强度大、费时。显微照相法需配置精密昂贵的长焦距显微镜及其它视频系统。但一旦发现裂纹后很容易测量裂纹长度, 便于在计算机上分析处理与存贮图象信息。

本标准推荐复型法和光学视频技术监测小裂纹萌生和扩展是考虑到复型法目前是国际上普遍采用的一种标准方法。与电位法、涡流法和声发射技术等相比, 该方法使用非常简单, 又可以准确地检测尺寸为 $5 \sim 10\mu\text{m}$ 的小裂纹, 并能记录多条裂纹的起始位置, 但不适用高温环境和带腐蚀溶液的环境。电位法、涡流法和声发射技术由于受各种因素的强烈影响造成测量的不准确性, 对小裂纹和多条裂纹情况几乎失效。扫描电镜作为检测小裂纹其精度很高, 但设备复杂, 价格昂贵。因此, 这些方法都不适合作为工程应用推荐, 只能适合于探索性研究。光学视频方法是一种很有发展潜力的技术, 它借助于长焦距显微镜和视频图象系统可以准确地监测小裂纹的扩展过程, 特别是对监测较平直试样的表面裂纹或预先限定小裂纹萌生位置条件下, 其优势更为明显。它具有实时监测、记录和分析图象的能力, 倘若与复型法相结合, 可以大大节省时间, 降低试验成本。目前北京航空材料研究院利用该方法作了许多试验研究工作, 取得了明显成效。由于该方法有工程应用价值, 并适合于在高温和带腐蚀性溶液环境下使用。因此, 本标准推荐该方法作为监测小裂纹的可选方法。

1.4 小裂纹数据有效性的判据准则

本标准对小裂纹数据有效性判据主要考虑多条裂纹之间相互对裂纹扩展速率的影响。根据经验提出了裂纹无交互作用判据的四条取舍准则(图2)。

(1) 对接近同一路径的相邻两条裂纹, 主要基于当两条裂纹的尖端相互接近时, 相邻的两条裂纹的扩展速率将会加速。因此, 当两条裂纹(如图2中 L_1 和

L_2 之间的距离($d_{1,2}$)小于最长的裂纹的长度时, 两条裂纹 L_1 和 L_2 的随后数据都应舍弃。

(2) 对平行试样加载轴的同一根直线相交的两条平行裂纹, 主要考虑较长的那条裂纹 L_1 将会减轻较短的裂纹 L_3 区域的应力, 从而使较短裂纹 L_3 的扩展速率下降。因此, 标准规定两条裂纹之间的垂直距离(如图2中 $h_{1,3}$)小于最长的裂纹 L_1 的长度时, 裂纹 L_3 的随后数据应予舍弃。

(3) 对两条裂纹连接一起时(如图2中 L_1 和 L_2), 必须保证两条裂纹合并后形成了一个合成的裂纹前缘, 如图2b所示, 否则裂纹扩展速率将会受到影响。因此, 标准规定两条裂纹合并后的总的裂纹长度应大于和等于刚好合并时两条裂纹长度之和的2倍时, 其数据才有效。

(4) 图2a中的虚线的坐标由判据1和2确定。由虚线构成的方框表明, 任何落在这个方框之外的裂纹都认为是有效的。否则, 任何落在该方框之内的次裂纹, 其扩展速率数据都应舍去。

1.5 物理小裂纹疲劳门槛值及测定方法

当裂纹物理尺寸明显超过显微组织的特征尺寸或塑性区尺寸, 只是从物理上讲属于“小”的范畴时, 称该类裂纹为物理小裂纹。物理小裂纹问题是目前研究较多问题。造成物理小裂纹效应的主要原因是小裂纹的扩展机制和闭合机制与长裂纹不同。根据物理小

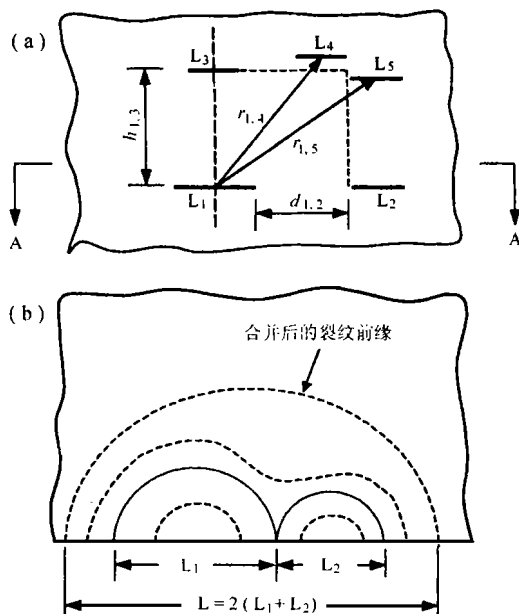


图2 裂纹合并和裂纹遮盖的“非交互作用”准则的定义

(a) 缺口根部多条表面裂纹;

(b) $d_{1,2} = 0$ 时, 交互作用着的表面裂纹(剖面 A-A)

Fig.2 Definition of crack non-interacting criteria for crack coalescence and crack shadowing (a) multiple surface cracks at notch root; (b) interacting surface cracks for $d_{1,2} = 0$ (section A-A)

裂纹的定义, 它的尖端尾迹的长度极为有限。因此, 裂纹闭合水平较低, 裂纹有效 ΔK_{eff} 与名义 ΔK 之间差别较小。而对于长裂纹, 裂纹闭合程度较高, 裂纹有效 ΔK_{eff} 与名义 ΔK 之间存在较大差别。因此, 使用名义 ΔK 来描述裂纹扩展行为, 势必会造成小裂纹现象。

一般认为小裂纹门槛值与裂纹长度有关, 例如著名的 Kitagawa 图就较好地表征了这种关系, 如图 3 所示^[22]。对于不同长度的物理小裂纹, 门槛值的差别主要是由于裂纹闭合程度不同造成的。消除裂纹闭合影响后的裂纹门槛值应趋于一致, 不再与裂纹长度有关, 这一门槛值被认为是物理小裂纹的固有门槛值。物理小裂纹疲劳门槛值试验采用长裂纹标准 C(T) 试样, 控制恒定 K_{max} 并逐级降低 ΔK 的方法测定无裂纹闭合状态下的长裂纹门槛值^[5, 8]。由这一方法测定的长裂纹门槛值消除了裂纹闭合的影响, 可以反映出物理小裂纹的扩展行为, 因而认为这一门槛值与物理小裂纹的固有门槛值相同^[24]。该方法是一种测量物理小裂纹门槛值较为简便的方法。需要注意的是当裂纹尺寸与微观结构尺寸相当时, 这一方法是不适用的。

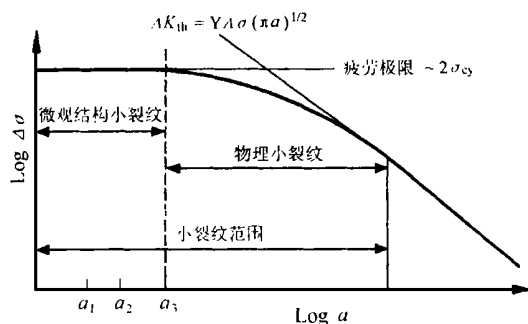


图 3 小裂纹门槛值随裂纹长度变化示意图

Fig. 3 Schematic of changes in small crack threshold with crack length

2 主要特点

在 ASTM E647-95a 疲劳裂纹扩展速率标准试验方法中, 以附录 X3 形式提出了“测量疲劳小裂纹扩展速率指南”, 但只对其试验方法提供了一般性要求, 而对完整的细节程序未作具体的规定。因此该指南缺乏适用性和可操作性是非强制性的。本标准与 ASTM E647-95a 附录 X3 的重要区别在于它以一个独立标准。小裂纹试验方法无论在基本原理、测试技术和数据的表达与分析等重要方面都不同于长裂纹试验方法。因此, 小裂纹试验方法作为独立标准存在是完全必要的。本标准较之附录 X3 具有以下特点:

(1) 总结了十余年来小裂纹试验研究的理论、测试技术和经验, 规定了试验的具体细节程序, 具有很

强的可操作性和可适用性, 同时具有数据的可重复性和工程应用的可比性。

(2) 增加了半圆形单边缺口根部的半椭圆表面裂纹和四分之一椭圆角裂纹的三维应力强度因子 K 的表达式; 增加了对包铝板材小裂纹应力强度因子 K 的修正计算方程。

(3) 在数据分析处理一章中, 增加了多条裂纹交互作用的判据, 有利于对多条裂纹数据的科学取舍。

(4) 增加了物理小裂纹疲劳门槛值试验程序。

(5) 以附录形式增加了复型方法、小裂纹试样的半圆形缺口表面的抛光方法、试验机与夹具同心度的检查方法、疲劳小裂纹原始数据记录表、检测疲劳裂纹长度的柔度法、应力强度因子 K 的计算方程、以及数据处理的 BASIC 源程序。

参考文献

- [1] Ritchie R O, Lankford J. (Eds.), Small Fatigue Cracks [C]. Proceedings of the Second Engineering Foundation International Conference, 1986.
- [2] Miller K J, Rios E R de los. (Eds.), The Behaviour of Short Fatigue Cracks, EGF Pub. 1, 1986.
- [3] Newman J C, Edwards P R. (Eds.), Short-Crack Growth Behaviour in an Aluminum Alloy—an AGARD Cooperative Test Programs, AGARD Report No. 732, 1988.
- [4] Edwards P R, Newman J C. (Eds.), Short-Crack Growth Behaviour in Various Aircraft Materials, AGARD Report No. 767, 1990.
- [5] Larsen J M, Allison J E. (Eds.), Small-Crack Test Methods, ASTM 1149, 1992.
- [6] Fatigue Propagation Behaviour of Short Cracks in Aluminium Alloys, International ESDU, 92030, 1992.
- [7] Fatigue Propagation Behaviour of Short Cracks in Titanium Alloys, International ESDU, 92023, 1992.
- [8] ASTM E647-95a, Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. 1995.
- [9] Newman J C, Wu X R, et al. Small-Crack Effects In High-Strength Aluminum Alloys, A NASA/CAE Cooperation Program [R]. NASN Reference Pub. 1309, 1994.
- [10] 吴学仁 and Newman J C 等. 高强度铝合金小裂纹效应—CAE/NASA 的疲劳与断裂力学合作项目 [M]. 国际科技合作课题论文集, 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [11] Newman J C, and Wu X R, et al. small-Crack Growth Behavior in High-Strength Aluminum Alloys, A NASA/CAE Cooperation Program, ICAS-92-5.4.3, 18th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Sep, 20-25, 1992, Beijing, China.
- [12] Wu X R, Newman J C, Zhao W, Swain M H, Ding C F, Phillips E P. Fatigue Fract Eng Mater Structs, 1998, 21: 1289-1306.
- [13] Newman J C, Wu X R, Swain M. H, Zhao w, Phillips E P, Ding C F. Fatigue & Fracture of Engng Materials Structures 2000, 23 : 59-72.

(下转第 47 页)

中的晶粒细化^[1~4]。基体中细小晶粒尺寸,使晶界的数量增多,位错运动阻力增大,对基体强化同样起到重要贡献。

复合材料基体位错密度 ρ 对屈服强度的影响 $\Delta\sigma_s$ 可近似表示为^[3]:

$$\Delta\sigma_s = \alpha\mu b \sqrt{\rho} \quad (7)$$

式中 $b = 2.86 \times 10^{-10} \text{ m}$ 是 Al 中位错柏氏矢量, $\mu = 2.64 \times 10^4 \text{ MPa}$ 是 Al 的剪切模量, $\alpha = 1.25$ 是与 Al 有关的常数。该式说明,复合材料中基体位错密度越高则其屈服强度越高。将本文位错密度 $\rho = 3.80 \times 10^{13} \text{ m}^{-2}$ 代入上式,求得位错密度对基体屈服强度的影响为 58 MPa 。基体亚晶粒尺寸 D 对屈服强度的影响 $\Delta\sigma_s$ 可近似表示为^[4]:

$$\Delta\sigma_s = \beta D^{-1/2} \quad (8)$$

式中 $\beta = 0.1 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 是和材料有关的因子。该式说明,复合材料中基体亚晶尺寸越小则其屈服强度越高。将本文亚晶粒尺寸 $D = 2.39 \times 10^{-6} \text{ m}$ 代入上式,求得亚晶尺寸对基体屈服强度的影响为 65 MPa 。

考虑到复合材料中基体位错密度及亚晶粒尺寸影响,如果按照式 (7) 及 (8) 计算, 20 vol\% SiCw/Al 复合材料中基体屈服强度应达到 $58 + 65 = 123 \text{ MPa}$, 比实际测量结果 (90 MPa) 高出 33 MPa 。在理论计算复合材料基体屈服强度时,涉及到的常数来自文献^[3,4],与本文实际情况可能存在一定差别,因此理论计算值与试验结果不完全吻合也是可以理解的。

4 结论

根据 X 射线应力测量原理建立出复合材料基体屈服强度的试验方法,测量了复合材料中基体实际屈服强度。压铸态 20 vol\% SiCw/Al 复合材料中基体屈服强度为 90 MPa , 明显高于单一基体材料 (21 MPa), 从而对复合材料中基体力学性质有了直接的认识。 20 vol\% SiCw/Al 复合材料中由于增强体的存在,基体具有较高位错密度及细小亚晶尺寸特征,高位错密度及细小亚晶粒是复合材料基体强化的主要原因。

参考文献

- [1] M Taya, K E Lulay, D J Lloyd. Acta Metall. Mater. 1991, 39 (1): 73.
- [2] D Derby, J R Walker. Scripta Metallurgica. 1988, 22: 529.
- [3] R J Arsenault, L Wang, C R Feng. Acta Metall. Mater. 1991, 39 (1): 47.
- [4] T W Clyne, P J Withers. Introduction to Metal Matrix Composites. Cambridge University Press, 1993: 84-86.
- [5] Ismail C Noyan, Jerome B Cohen. Residual Stress Measurement

by Diffraction and Interpretation. Springer-Verlag, 1989: 117.

- [6] 孙正明, 李家宝, 王中光, 吕毓雄. 理化检验. 1992, (2): 38.
- [7] C H Jiang, D Z Wang, C K Yao. J Mater Sci. Lett.. 1999, 18: 901.
- [8] H M Ledbetter, M W Austin. Materials Science and Engineering. 1987, 89: 53.
- [9] Z M Sun, J B Li, Z G Wang, et al. Acta Metall. Mater. 1992, 40 (11): 2961.
- [10] T Christman, A Needleman, S Suresh. Acta Metall. 1989, 37 (11): 3029.
- [11] V Tvergaard. Acta Metall. Mater. 1990, 38 (2): 185.
- [12] Mary Vogelsang, R J Arsenault, R M Fisher. Metallurgical Transactions A. 1986, 17A: 379.

收稿日期: 2000-04-20; 修订日期: 2001-01-10

作者简介: 姜传海 (1963-), 男, 博士后, 从事金属基复合材料研究工作, 上海交通大学材料科学与工程学院 X 光分析室 (200030)。

本文编辑: 解宏

* * * * *

(上接第 43 页)

- [14] 丁传富, 于辉, 吴学仁. 两种飞机结构材料的疲劳小裂纹扩展行为 [C]. 第八届全国疲劳学术会议论文集, 中国西安, 1997, 10. 192-195.
- [15] 丁传富, 于辉, 吴学仁. 金属学报, 1997, 33 (3): 277-286.
- [16] 丁传富, 吴学仁. 航空学报, 1996, 17 (6): 640-646.
- [17] Liu J Z, Wu X R, Ding C F, Romanowski A, Annigeri B, et al. Small crack growth behavior and life prediction of 7075-T73 forged aluminum alloy [C]. Fatigue'99, 1999. 6.
- [18] 胡本润. Ti-6Al-4V 小裂纹扩展行为与寿命预测 [D]. 北京航空材料研究院硕士学位论文, 1999. 1.
- [19] Wu X R, Carlsson A J, Weight Functions and Stress Intensity Factor Solutions [M]. Pergamon Press Inc., 1991.
- [20] Zhao W, Wu X R. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 1990, 13, 225-238.
- [21] Zhao W, Wu X R. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1990, 13 (4): 347-360.
- [22] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册 (第 2 卷) [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- [23] Kitagawa H, Takahashi S. In Proceedings of Second International Conference on Mechanical Behavior of Materials, 627-631, Metals Park: American Society for Metals, 1976.
- [24] W A Herman, R W Hertzberg, R Jaccard. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 1998, 11 (4): 303-320.

收稿日期: 2000-01-08; 修订日期: 2000-12-12

作者简介: 丁传富 (1944-), 男, 高级工程师, 联系地址: 北京 81 信箱 25 分箱 (100095)。

本文编辑: 全宏声