航空铝合金弹塑性状态疲劳裂纹扩展速率试验

张纪奎 吴烈苏 马少俊 刘建中

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191) (北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 研究含长裂纹薄壁结构弹塑性状态下的裂纹扩展规律对于保证机体结构安全具有重要意义. 设计了民机用铝合金大宽板裂纹扩展速率测试用试验件和夹具,进行了2024-T3 和 7075-T6 两种铝合金大宽板弹塑性状态下裂纹扩展速率测试. 讨论了应力强度因子变程(ΔK)和裂纹中心线处的张开位移变程($\Delta\delta$)作为弹塑性状态下裂纹扩展速率表征参量的适用性. 研究结果表明:中、高级应力水平作用下,含长裂纹铝合金大宽板裂纹进入快速扩展阶段,裂纹扩展 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 曲线发生明显转折,不能用 Paris 公式拟合. 在裂纹扩展后期,$\Delta\delta \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 曲线在双对数坐标下呈线性关系,可用 $\Delta\delta \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线来表征弹塑性状态下铝合金的裂纹扩展速率.

关 键 词: 铝合金; 弹塑性; 裂纹扩展速率; 应力强度因子; 中心线位移

中图分类号: V 252.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)09-1218-04

Experimental studies on fatigue crack growth rate at elastic-plastic state of aeronautical aluminum alloy

Zhang Jikui Wu Liesu

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Ma Shaojun Liu Jianzhong

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Studying the crack propagation behavior of the thin-walled structure with long cracks is very significant for ensuring the safety of the airframe. The specimen and fixture of aluminum alloy wide plate was designed for fatigue crack propagation rate ($\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$) testing. The fatigue crack growth rate was tested for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum alloy at elastic-plastic state. The relationship between the range of stress intensity factor (ΔK) or crack central line displacement ($\Delta\delta$) and $\mathrm{d}a/\mathrm{d}n$ was discussed to describe the crack propagation behavior of aluminum alloy. The experimental results show that under medium-high loading, the long crack of wide plate grows quickly; the $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N \sim \Delta K$ curve turns obviously at this stage; the crack growth behavior cannot be expressed as Paris law. At the final stage, there is a linear relationship between $\Delta\delta$ and $\mathrm{d}a/\mathrm{d}n$ in the logarithm coordinate. The crack propagation behavior of aluminum alloy at elastic-plastic could be described by $\Delta\delta \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ curve.

Key words: aluminum alloy; elastic-plastic; crack growth rate; stress intensity factor; centre line displacement

薄壁结构广泛应用于大型民用飞机机体结构. 按照飞机结构损伤容限设计要求,对于加筋薄壁结构,要求裂纹长度达到两个筋条跨距时仍有足够的剩余强度[1]. 大型客机典型的筋条间距一

收稿日期: 2012-10-22; **网络出版时间**: 2012-12-25 09:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20121225.0908.001.html

基金项目: 国家自然科学青年基金资助项目(50903002)

作者简介: 张纪奎(1979-),男,陕西大荔人,讲师,zjk@buaa.edu.cn.

般在 200 mm 左右[2],这意味着结构断裂前要经历较长时间的弹塑性裂纹扩展阶段. 因此,研究含长裂纹薄壁结构在弹塑性状态下的裂纹扩展规律对于保证机体结构安全具有重要意义.

金属材料的疲劳裂纹扩展性能常用疲劳裂纹扩展率 da/dN 来表示. 最先提出的疲劳裂纹扩展率表达式为 Paris 公式[3],可以用来表征稳定裂纹扩展阶段的扩展规律. 随后人们对 Paris 公式提出了许多改进形式,提出了考虑应力比的 Walker 公式[4]、考虑裂纹扩展门槛值的公式[5]以及 Elber 的闭合模型[6]等. 上述公式或模型均是建立线弹性断裂力学基础上,以应力强度因子变程 ΔK 作为裂纹扩展速率的表征参量. 对于韧性材料,当应力水平较高或裂纹较长时,裂纹扩展进入弹塑性状态,此时的裂纹扩展规律与线弹性情况有很大不同,通常用能量法对 ΔK 进行修正、J 积分和裂纹尖端张开位移(CTOD)或裂纹尖端张开角(CTOA)作为裂纹扩展速率和表征参量. 文献[7-8]采用能量法考虑到裂纹尖端塑性区闭合效应对裂纹扩展速率的影响,得到的拟合公式与试验结果符合良好. 文献[9]用 J 积分变程 ΔJ 表征 10HNAP 合金钢的裂纹扩展特性,给出了 ΔJ ~ da/dN 的经验公式. 文献[10]将 18G2A 结构钢裂纹扩展速率表征为 CTOD 的函数,结果表明,在低应力水平下,ΔK 和 COD 均可以 Paris 公式的形式来表征裂纹扩展速率;在高应力水平下,COD 和裂纹扩展速率在双对数坐标下呈线性关系. 但文献[10]将 COD 定义为初始裂纹尖端处的张开位移,测试较为麻烦,且研究对象是厚度为 12 mm 的钢板,初始裂纹长度为 $2a_0$ = 6 mm,属于高应力水平下中等长度裂纹的弹塑性状态下的扩展问题. 航空机体结构用铝合金含长裂纹薄板在弹塑性状态下的疲劳裂纹扩展问题仍未见报道.

本文开展 2024-T3 和 7075-T6 两种航空用铝合金含长裂纹薄板在中、高级应力水平下的裂纹扩展速率实验研究,讨论用应力强度因子变程 ΔK 和裂纹中心线处的张开位移 Δδ 作为弹塑性状态下裂纹扩展速率表征参量的适用性,研究方法和结论对于理解弹塑性状态下疲劳裂纹扩展规律,提高结构损伤容限设计水平具有重要意义.

1　试验件与试验设备

1.1　试验件设计

试件材料为目前大型民用客机薄壁结构大量使用的 2024-T3 和 7075-T6 两种铝合金材料. 两种材料力学性能见表 1. 试件尺寸如图 1 所示,试验件高 870 mm,宽 500 mm,2024-T3 厚 1.25 mm,7075-T6 厚 1.6 mm. 试验件两端通过 ϕ10 螺栓与夹具相连接,每个螺栓拧紧力矩为 20 N·m. 较大的夹紧力矩使得夹具与试样间完全由摩擦力传递载荷,保证了加载的均匀性. 试验件中心线切割初始长度 $2a_0$ = 20 mm 的中心穿透裂纹,在裂纹中心线上布置 4 个 ϕ3 的圆孔,用来安装夹式引伸计,测量沿裂纹中心线的张开位移 δ.

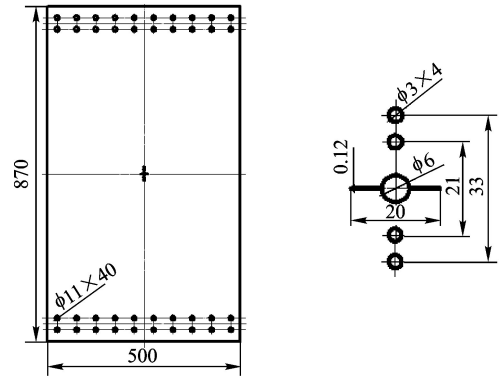

图 1　试验件几何尺寸与细节图

经在试验件两端贴片验证,本文试验件设计合理,满足典型 I 型裂纹的远端均匀加载的要求,其应力强度因子可用式(1)表示.

$$K_{\mathrm{I}} = Y\sigma\sqrt{\pi a} \tag{1}$$

式中,K_{I} 为 I 型裂纹的应力强度因子;σ 为作用的应力;a 为中心穿透裂纹的半裂纹长度;W 为板宽;$Y=\left(\sec\dfrac{\pi a}{W}\right)^{\frac{1}{2}}$ 为有限宽板的修正系数.

表 1　2024-T3 和 7075-T6 铝合金的力学性能

材料	E/GPa	σ_y/MPa	σ_b/MPa	K_C/(MPa·m$^{0.5}$)
2024-T3	70	356	477	147
7075-T6	68	469	525	131

1.2　试验设备与试验步骤

本文试验加载和测量设备如图 2 所示. 加载设备为 Instron 8802 疲劳试验机,该试验机加载能力为±250 kN,静态加载精度 0.5%,动态加载精度 1%,能够满足本次试验的静、动态加载要求.

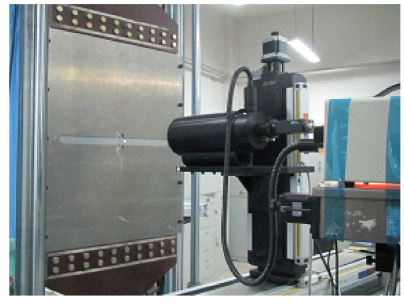

图 2　裂纹长度测量试验装置

采用防屈曲夹具限制薄板的局部失稳变形. 裂纹观测设备采用 Questar 的 QM100 长焦显微镜和自行研制的双轴测量系统. QM100 长焦显微镜放大倍数为 150 倍,双轴测量系统水平方向行程 800 mm,垂直方向行程 300 mm,通过光栅尺获得电移台在两个方向的移动位置. 光栅尺测量精度 1 μm,可满足本次试验裂纹长度测试要求. 裂纹中心线的张开位移 δ 采用北京钢铁研究总院生产的 YYJ-4/10 电子引伸计测量. 夹式引伸计装卡如图 3 所示.

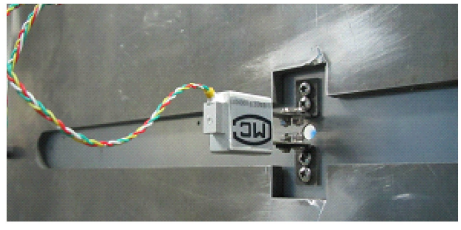

图 3 夹式引伸计的装卡

试验分两步进行:①进行裂纹尖锐化预制,将线切割的钝形裂纹预制成具有尖锐前缘的疲劳裂纹,采用较低的疲劳载荷使裂纹扩展 10 mm;②施加正式试验的疲劳载荷使裂纹扩展,采用 QM100 长焦显微镜跟踪裂纹前缘,每隔 10 mm 用目视法测量裂纹长度,用夹式引伸计测量裂纹沿中心线的张开位移.

2 试验内容与结果

2024-T3 和 7075-T6 两种铝合金疲劳裂纹扩展试验的最大载荷 σ_{max}、初始裂纹尺寸 a_0、临界裂纹尺寸 a_c 和塑性区尺寸 r_p/a 如表 2 所示.

表 2 2024-T3 和 7075-T6 铝合金试验载荷与裂纹长度

材料	σ_{max}/MPa	R	a_0/mm	r_p/a ($a=a_0$)	a_c/mm	r_p/a ($a=a_c$)
2024-T3	130	0.1,0.5	20	0.75	100	0.092
	160			0.113	90	0.137
7075-T6	130	0.06,0.3	20	0.062	90	85
	160			0.093	85	0.100

2.1 两种材料的 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线分析

2024-T3 铝合金试验疲劳最大载荷 σ_{max} = 130,160 MPa;应力比 R=0.1,0.5. 每种载荷情况各进行 2 个试验件裂纹扩展速率试验. 2024-T3 裂纹扩展 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线如图 4 所示. 7075-T6 铝合金试验疲劳最大载荷 σ_{max} = 130,160 MPa;应力比 R=0.06,0.3. 共进行 7 个试验件疲劳裂纹扩展试验,其裂纹扩展 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线如图 5 所示. 由图 4、图 5 可见,在试验载荷作用下,2024-T3 大宽板裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N>5\times10^{-4}$ mm/cycle;7075-T6 铝合金大宽板裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N>2\times10^{-3}$ mm/cycle,两种材料裂纹扩展已经进入快速扩展阶段,$\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线发生了明显的转折,故 Pairs 公式不能用来拟合其裂纹扩展规律.

2.2 裂纹尖端的力学状态分析

表 2 中,r_p/a 表示裂纹尖端塑性区尺寸与裂纹长度的比值,由式(2) Irwin 塑性区模型估算得

$$\frac{r_p}{a} = Y^2\left(\frac{\sigma}{\sigma_y}\right)^2 \tag{2}$$

式中,r_p 为塑性区半径. 由表 2 中塑性区尺寸与裂纹长度的比值 r_p/a 可见,本文裂纹扩展所对应的 r_p/a 均大于 0.06,远大于线弹性断裂力学 $r_p/a \leqslant 0.02$ 的小范围屈服要求,因此裂纹尖端处于典型的弹塑性状态.

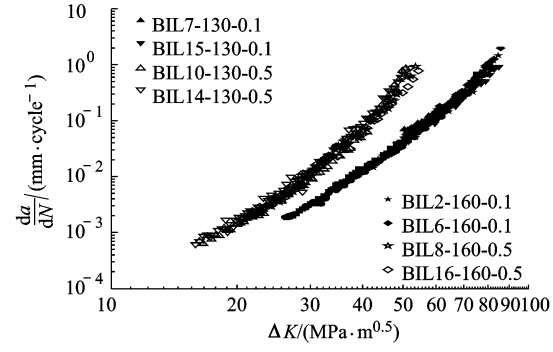

图 4 2024-T3 铝合金 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线

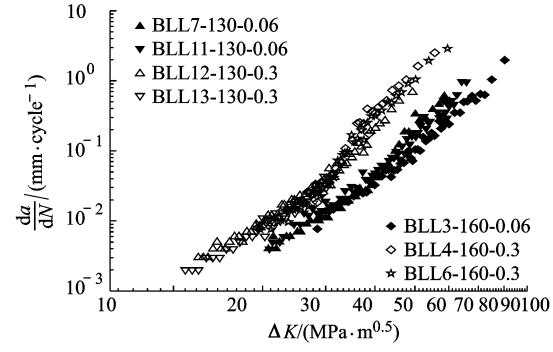

图 5 7075-T6 铝合金 $\Delta K \sim \mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 关系曲线

3 弹塑性状态下裂纹扩展速率表征

如前所述,本文含长裂纹大宽板在试验载荷下裂纹尖端塑性区尺寸不满足线弹性断裂力学的小范围区屈服要求,此时疲劳裂纹进入明显的快速扩展状态,裂纹扩展规律已不能用 Paris 和 Walker 公式等经典的线弹性断裂力学理论描述,本文采用裂纹中心线张开位移变程 $\Delta\delta$ 作为弹塑性状态下裂纹扩展速率的表征参量,讨论其表征本文含长裂纹大宽板在中、高试验载荷下裂纹扩展规律的适用性. 选择 $\Delta\delta$ 作为弹塑性状态下裂纹扩展速率的表征参量是因为其具有简便、直观,

易于测量的优点,且 ANSYS, ABAQUS 等通用有限元软件针对 $\Delta\delta$ 都形成了比较成熟的计算方法,故本文提出的弹塑性状态下 $da/dN \sim \Delta\delta$ 表征方法具有较好的工程实用价值.

3.1　2024-T3 铝合金弹塑性状态裂纹扩展速率表征

2024-T3 铝合金弹塑性状态下疲劳裂纹扩展 $\Delta\delta \sim da/dN$ 曲线如图 6 所示. 由图 6 可见:

1) 应力比相同时,$\sigma_{max}=130, 160$ MPa 两种应力水平疲劳载荷下裂纹扩展速率符合良好.

2) 应力比 $R=0.1$ 和 0.5 的两条裂纹扩展曲线在 $da/dN=0.1$ mm/cycle, $\Delta\delta=0.7$ mm 处相交,在相交点之前,$\Delta\delta$ 相同时 $R=0.1$ 对应的裂纹扩展速率更快;而在相交点之后,$\Delta\delta$ 相同时 $R=0.5$ 对应的裂纹扩展速率更快.

3) 以 $\Delta\delta \sim da/dN$ 表征的弹塑性状态下疲劳裂纹扩展速率在 $\Delta\delta=0.3$ mm 处发生明显的转折,当 $\Delta\delta>0.3$ mm 时,以 $\Delta\delta \sim da/dN$ 表征的弹塑性状态下疲劳裂纹扩展速率曲线在双对数坐标下呈线性关系,其裂纹扩展速率可拟合为

$$\lg\frac{da}{dN}=\begin{cases}-0.51+2.56\times\lg(\Delta\delta) & R=0.1\quad \Delta\delta>0.3\\ -0.40+4.07\times\lg(\Delta\delta) & R=0.5\quad \Delta\delta>0.3\end{cases}$$

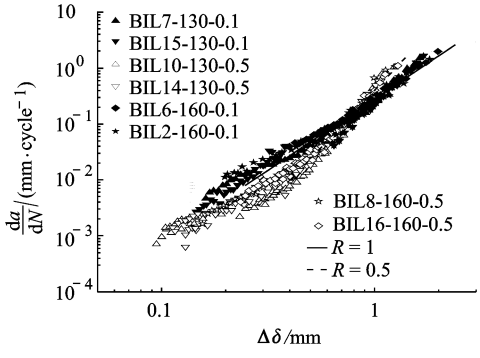

图 6　2024-T3 铝合金 $\Delta\delta \sim da/dN$ 关系曲线

3.2　7075-T6 铝合金弹塑性状态裂纹扩展速率表征

7075-T6 铝合金弹塑性状态下疲劳裂纹扩展 $\Delta\delta \sim da/dN$ 曲线如图 7 所示. 由图 7 可见:

1) 两种应力水平($\sigma_{max}=130, 160$ MPa)和应力比($R=0.06, 0.3$)作用下,所有 7 个试验件裂纹扩展 $\Delta\delta \sim da/dN$ 曲线符合良好,这点与 2024-T3 的裂纹扩展规律有很大不同.

2) 在本文测试的裂纹扩展范围内,以 $\Delta\delta \sim da/dN$ 表征的 7075-T6 铝合金弹塑性状态下疲劳裂纹扩展速率曲线在双对数坐标下呈线性关系,其裂纹扩展速率可拟合为

$$\lg\frac{da}{dN}=-0.04+2.92\times\lg(\Delta\delta)\quad \Delta\delta>0.1$$

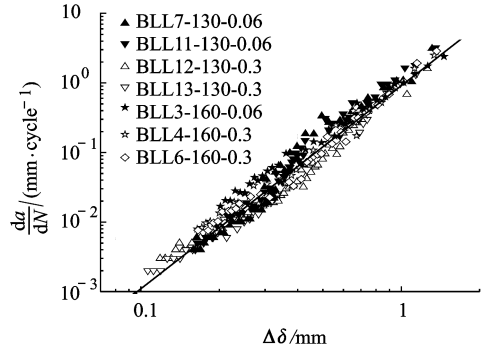

图 7　7075-T6 铝合金 $\Delta\delta \sim da/dN$ 关系曲线

4　结　论

1) 设计了航空用铝合金大宽板弹塑性状态用试验件及试验夹具,进行了 2024-T3 和 7075-T6 两种铝合金在中、高应力水平下的裂纹扩展试验.

2) 两种材料疲劳裂纹扩展 $\Delta K \sim da/dN$ 关系曲线表明,在试验载荷范围内,两种材料裂纹已经进入快速扩展阶段,$\Delta K \sim da/dN$ 关系曲线发生明显的转折;裂纹尖端塑性区尺寸分析表明,此时裂纹尖端处于明显的弹塑性状态,不能满足线弹性断裂力学的小范围屈服要求,此时的裂纹扩展规律不能用 Pairs 公式拟合.

3) 提出用裂纹中心线位移变程 $\Delta\delta$ 和裂纹扩展速率 da/dN 关系曲线来表征弹塑性状态下裂纹扩展速率. 两种材料 $\Delta\delta \sim da/dN$ 关系曲线表明,在裂纹扩展后期,在双对坐标下 $\Delta\delta \sim da/dN$ 关系的近似呈线性关系,可用线性方程来拟合其裂纹扩展速率.

4) 本文提出的 $da/dN \sim \Delta\delta$ 关系曲线来表征弹塑性状态下裂纹扩展速率仅适用于中心穿透裂纹试样,对于其他裂纹形式是否适用,需要进一步试验验证和理论研究.

参考文献 (References)

[1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:942-948
The Editorial Board of Aircraft Design Handbook. Air-craft design handbook:load, strength and stiffness[M]. Beijing:Aviation Industry Press, 2001:942-948(in Chinese)

[2] 航空航天工业部科学技术研究院. 飞机结构耐久性及损伤容限设计手册:飞机结构的损伤容限设计[M]. 西安:西安飞机工业公司工程发展部印刷厂,1989
Science and Technology Institute of Aeronautics and Astronautics Industry Ministry. Durability and damage tolerance design of aircraft structure hand book[M]. Xi'an:Aircraft Industry Company Press, 1987(in Chinese)

(下转第 1227 页)

[3] 李晓峰. 空地激光通信星载光学天线在太阳阴影区的镜面热变形有限元分析[J]. 光电子·激光,2006,17(2):183-186
Li Xiaofeng. Finite element analysis of mirror thermal distortion within the sun shadow in space-to-ground laser communication links[J]. Journal of Optoel Ectronics Laser,2006,17(2):183-186 (in Chinese)

[4] 赵立新. 空间相机光学窗口的热光学评价[J]. 光学学报,1998,18(10):1440-1444
Zhao Lixin. Thermal-optical evaluation to optical windows of space camera[J]. Acta Optica Sinica,1998,18(10):1440-1444(in Chinese)

[5] 李晓峰,汪波,胡渝. 在轨运行热环境下的天线镜面热变形对空地激光通信链路的影响[J]. 宇航学报,2005,26(5):581-585
Li Xiaofeng,Wang Bo,Hu Yu. Influence of mirror thermal distortion in therm osphere to space-to-ground laser comm unication links[J]. Journal of Astronautics,2005,26(5):581-585(in Chinese)

[6] 谭立英,宋义伟,马晶,等. 温度对潜望式激光通信终端 SiC 反射镜性能影响[J]. 强激光与粒子束,2010,22(11):2545-2550
Tan Liying,Song Yiwei,Ma Jing,et al. Effects of temperature distribution on performance of SiC reflectors in periscopic laser communication terminals[J]. High Power Laser and Particle Beams,2010,22(11):2545-2550(in Chinese)

[7] Kim I I,Hakakha H. Preliminary results of the STRV-2 satellite-to-ground lasercom experiment[C]//Free-Space Laser Communication Technologies XII. Bellingham:SPIE,2000:21-34

[8] Arimoto Y. Preliminary result on laser communication experiment using engineering test satellite-VI(ETS-VI)[C]//Free-Space Laser Communication Technologies VII. Bellingham: SPIE,1995:151-158

[9] Takayama Y,Jono T. Tracking and pointing characteristics of OICETS optical terminal in communication demonstrations with ground stations[C]//Free-Space Laser Communication Technologies XIX and Atmospheric Propagation of Electromagnetic Waves. Bellingham:SPIE,2007:1-9

[10] 陈荣利,耿利寅,马臻,等. 空间相机的热分析和热设计[J]. 光子学报,2006,35(1):154-156
Chen Rongli,Geng Liyin,Ma Zhen,et al. Thermal analysis and design for higher reslution space telescope[J]. Acta Potonica Sinica,2006,35(1):154-156(in Chinese)

[11] 候增祺,胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007:347-358,402-412
Hou Zengqi,Hu Jingang. Thema1 control techno1ogy of spacecraft[M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press,2007:347-358,402-412(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)

(上接第 1221 页)

[3] Paris P C,Gomez M P,Anderson W E. A rational analytic theory of fatigue[J]. The Trend in Engineering,1961,13(1):9-14

[4] Dugdale D S. Yielding in steel sheet containing slits[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids,1960,8(2):100-108

[5] Forman R G,Kearney V E,Engle R M. Numerical analysis of crack propagation in a cyclic-loaded structure[J]. Journal Basic Engineering,1967; 89(3):459-464

[6] Elber W. The significance of crack closure[J]. Damage Tolerance in Aircraft Structures,1971(486):230-242

[7] Scheider I,Schodel W,Brooks W,et al. Crack propagation analyses with CTOA and cohesive model:comparison and experimental validation[J]. Engineering Fracture Mechanics,2006,73(2):252-263

[8] Kaang S Y,Jin Y W,Huh Y,et al. A test method to measure fatigue crack growth rate of rubbery materials[J]. Polymer Testing,2006,25(3):347-352

[9] Gasiak G,Rozumek D. △J-integral range estimation for fatigue crack growth rate description[J]. International Journal of Fatigue,2004,26(2):135-140

[10] Werner K. The fatigue crack growth rate and crack opening displacement in 18G2A-steel under tension[J]. International Journal of Fatigue,2011,26(1):135-140

(编　辑:李　晶)