

## ● 研究简报 ●

## 0Cr18Ni9 不锈钢的高温疲劳裂纹扩展规律\*

### FATIGUE CRACK GROWTH BEHAVIOR OF 0Cr18Ni9 STAINLESS STEEL AT HIGH TEMPERATURES

陈立杰<sup>\*\*1</sup> 陈勃<sup>2</sup> 刘建中<sup>2</sup> 胡本润<sup>2</sup>

(1. 厦门大学 航空系, 厦门 361005)

(2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

CHEN LiJie<sup>1</sup> CHEN Bo<sup>2</sup> LIU JianZhong<sup>2</sup> HU BenRun<sup>2</sup>

(1. Department of Aeronautics, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

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

**摘要** 研究奥氏体不锈钢 0Cr18Ni9 在高温(550 ℃)下的疲劳裂纹扩展规律。测试采用标准 CT(compact tension) 试样,最大载荷范围为 6.5 kN~14 kN,应力比为 0.1(室温)和 0.05(550 ℃)。裂纹扩展过程通过 QUESTAR 长焦距显微镜直接观测,同时采用 COD(crack opening displacement) 规记录加载线位移。由于在高温条件下,测试终止时试样的裂纹前缘呈明显弧形,故此给出实测表面处裂纹长度有效值的修正方法。对高温疲劳裂纹扩展问题,采用应力强度因子范围  $\Delta K$  作为裂纹扩展驱动力参数,同时考虑高  $\Delta K$  和低  $\Delta K$  值对裂纹扩展规律的影响,得到 0Cr18Ni9 不锈钢在 550 ℃ 下的疲劳裂纹扩展规律表征模型,给出裂纹扩展率的上限结果。

**关键词** 疲劳裂纹扩展 0Cr18Ni9 高温 应力强度因子范围

中图分类号 TG113.25

**Abstract** For austenitic stainless steel 0Cr18Ni9, fatigue crack growth law are studied at 550 ℃. The crack growth tests adopt the standard compact tension (CT) specimens. The applied maximum loads are from 6.5 kN to 14 kN and the stress ratios are 0.1 (at room temperature) and 0.05 (at 550 ℃). The crack growth length is directly measured by QUESTAR long focus microscope system and the load-line displacement is simultaneously recorded by using crack opening displacement (COD) gauge. Because of the good ductility of 0Cr18Ni9 at high temperatures, the crack front curves on fracture surface of the specimens are complex. In order to get an effective crack size, a modified method for crack length inspected on the surface is proposed. The stress intensity factor range  $\Delta K$  is used as the driving force parameter of fatigue crack growth. Considering the high  $\Delta K$  and the low  $\Delta K$  effects on the fatigue crack growth law, the fatigue crack growth law is obtained for stainless steel 0Cr18Ni9 at room and high temperatures and the upper bound to the crack growth rate is given.

**Key words** Fatigue crack growth; 0Cr18Ni9; High temperature; Stress intensity factor range

Corresponding author: CHEN LiJie, E-mail: chenlijie@xmu.edu.cn, Tel: +86-592-2184310, Fax: +86-592-2189426

The project supported by the National Natural Science Foundation of China (No. 50605039), and the Program for New Century Excellent Talents in University of Fujian Province.

Manuscript received 20091228, in revised form 20100729.

## 引言

在航空航天、能源、石化、电力等领域,很多构件工作于高温环境中,高温强度已成为这类高温结构材料的重要性能要求。我国对材料高温强度的研究相对滞后,尤其在高温断裂力学试验研究方面,至今可查到的研究工作仍然十分有限,试验能力比较薄弱。

目前一些航空领域专家已提出结构全寿命主动可靠性设计的思想<sup>[1]</sup>,世界各国十分重视这一领域的研

究。采用主动设计思想,其前提条件之一即为对结构材料相关力学性能应有系统的掌握。结构在制造或服役过程中,不可避免地存在各种缺陷,必须引入相关的断裂力学参量及材料的断裂力学行为基本规律,才能完成结构全寿命主动可靠性设计。

以奥氏体不锈钢 0Cr18Ni9 为例,它具有优良的力学性能、耐蚀性、耐热性等,广泛应用于航空航天、核反应堆等高温领域。目前国内对其力学性能的研究,主要集中在常规静态力学性能、低周疲劳、棘轮变形<sup>[2]</sup>、

\* 20091228 收到初稿,20100729 收到修改稿。国家自然科学基金(50605039)和福建省新世纪优秀人才支持计划资助项目。

\*\*陈立杰,女,1975年10月生,辽宁省沈阳市人,汉族。副教授,博士,研究方向为结构完整性与可靠性。

多轴疲劳<sup>[3]</sup>、超高周疲劳性能<sup>[4]</sup>等方面,而对其高温环境下断裂力学行为的研究还很缺乏。材料的高温裂纹扩展行为研究是高温结构设计的一项重要内容<sup>[5-7]</sup>,是含缺陷结构安全评估的基础。

本文拟开展高温条件下 0Cr18Ni9 不锈钢的疲劳裂纹扩展规律研究,为该材料在高温环境下的应用提供基础支持。

## 1 试验方法

### 1.1 材料及试样

高温疲劳裂纹扩展试样选用经固溶处理的热轧 0Cr18Ni9 不锈钢板材加工。材料主要化学成分为 0.042% C、0.570% Si、0.970% Mn、0.028% P、0.001% S、8.110% Ni、17.130% Cr、0.050% N、Fe 余量。

疲劳裂纹扩展试样形式为标准 CT (compact tension) 试样,如图 1 所示,厚度  $B$  为 12.5 mm。

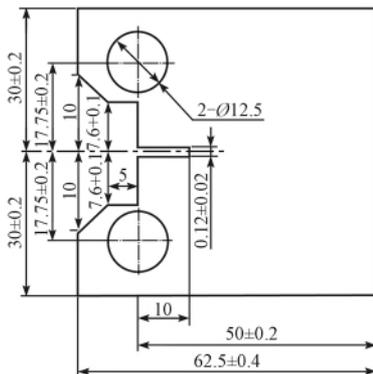


图 1 CT 试样的几何尺寸

Fig. 1 Geometry of CT specimen

### 1.2 试验装置及测试条件

材料的高温疲劳裂纹扩展试验研究在 Instron8560 电液伺服疲劳试验机上进行。

由于高温条件下 0Cr18Ni9 钢 CT 试样表面的裂尖位置塑性变形较大,用显微镜直接观测裂纹长度时,有时很难区分是裂纹发生了扩展,还是裂尖产生了较大的塑性变形,由显微镜观测的结果有时需要进行适当的修正。本试验中对高温疲劳裂纹扩展量通过透过高温炉视窗用 QUESTAR 长焦距显微镜直接观测,同时用 COD (crack opening displacement) 规记录加载线位移  $V$ ,以便在后续数据处理时采用该结果对裂纹扩展测试结果进行修正,测试系统如图 2 所示。

疲劳裂纹扩展试样经室温疲劳预制裂纹长度(边缘测量),加载条件见表 1,加载频率 1 Hz。对所有试样,在测试结束时将试样拉断,沿厚度方向在 5 个不同位置处采用显微镜测量裂纹扩展区的裂纹起始和终止长度。

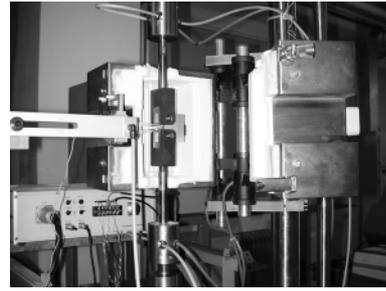


图 2 测试系统

Fig. 2 Test system

表 1 疲劳裂纹扩展试验条件

Tab. 1 Fatigue crack growth test conditions

试样 Specimens	试验温度/℃ Testing temperature/℃	预制裂纹长度 Pre-crack length /mm	应力比 Stress ratio $R$	最大载荷 Maximum load /kN
C1	20	3.845	0.10	14
C2	550	10.0	0.05	9
C3	550	12.47	0.05	6.5
C4	550	9.07	0.05	8

## 2 试验结果与讨论

### 2.1 疲劳裂纹扩展测试结果及数据修正

图 3 为疲劳裂纹扩展试验获得的加载线位移  $V$  与载荷循环数  $N$  的关系,以及疲劳裂纹扩展量  $a_g$  (裂纹总长度  $a = a_g +$  切口长度 10 mm) 与  $N$  的关系。可见,当载荷较高时,由显微镜观测所得疲劳裂纹扩展量与  $N$  的关系中,测试数据点波动较大;而各种加载条件下由 COD 规测试所得的加载线位移曲线较光滑,因而可以通过加载线位移  $V$  对疲劳裂纹扩展量进行适当修正。

根据加载线位移与疲劳裂纹扩展量数据分布特点,可采用二阶指数衰减模型描述两者关系

$$a_g = a_0 + A_1 e^{-V/t_1} + A_2 e^{-V/t_2} \quad (1)$$

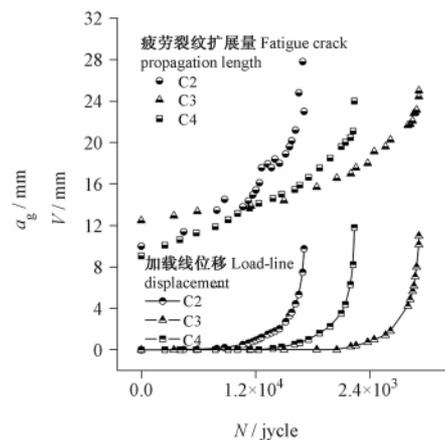


图 3 550 °C 下疲劳裂纹扩展测试数据

Fig. 3 Test data of fatigue crack growth at 550 °C

其中  $a_0, A_1, A_2, t_1, t_2$  为拟合常数。

$V$  与  $a_g$  的数据拟合结果如图 4 所示,各加载条件下拟合变量间的相关系数大于 0.98,采用二阶指数衰减模型可以很好地描述加载线位移与疲劳裂纹扩展量之间的定量关系。由图 4,很容易找到测试误差大的数据点,即 C2 试样的 7 个测试点和 C4 的两个测试点(在图中用符号  $\times$  标识)。由于实测数据量较少,对这些误差大的数据点进行剔除显然不合适,因此依据式(1)用相应点的加载线位移值对  $a_g$  值进行修正。

图 5 给出高温疲劳裂纹扩展测试的三个试样在试验结束时,宏观断口显示的高温疲劳裂纹扩展区起始与终止时裂纹长度的测量结果,裂纹前缘的曲线形状用样条曲线描述,并以图中样条曲线为依据,对裂纹扩展过程中通过 QUESTAR 显微镜测量获得的表面处裂纹长度值进行修正。修正过程如下:

(1) 对疲劳裂纹扩展量与加载线位移关系图中所示的偏差较大的数据点,应用式(1),用相应点的加载线位移值修正疲劳裂纹扩展量  $a_g$ 。

(2) 由于拉断试样的过程中,试样会产生附加变形及测试基准可能变化,因而图 5 的试样表面处裂纹长度的起始值与终止值应修正为与图 3 所示的裂纹总长度值相一致,其他沿厚度方向的断口长度测量值作同比例修正。

(3) 将实测的某一载荷循环时试样表面处裂纹长

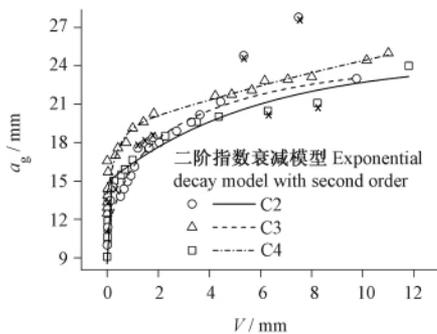


图 4 疲劳裂纹扩展量与加载线位移的关系

Fig. 4 Fatigue crack growth length vs. load-line displacement

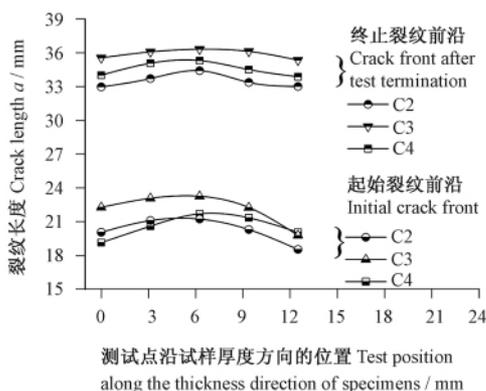


图 5 各试样断口长度测量值

Fig. 5 Crack length measured on the fracture surface

度值 按图 5 所示的样条曲线关系进行插值,沿试样厚度方向得到各个时刻的等间隔 9 个点上的裂纹长度  $a_i$  ( $i=1, \dots, 9$ )。并按式(2)计算,得到修正后的用于计算裂纹扩展速率等参数的有效裂纹长度  $a$

$$a = \frac{1}{8} \left( \frac{a_1 + a_9}{2} + \sum_{i=2}^8 a_i \right) \quad (2)$$

### 2.2 疲劳裂纹扩展律

#### (1) 疲劳裂纹扩展率的上限估计

对 CT 试样,在静载条件下应力强度因子  $K_I$  的计算方法如下

$$K_I = \frac{P}{(BB_N)^{1/2} W^{1/2}} \frac{2 + a/W}{[1 - (a/W)]^{3/2}} f(a/W) \quad (3)$$

其中  $P$  为施加载荷,  $B$  为试样厚度,  $B_N$  为净截面厚度,  $W$  为试样宽度,参数  $f$  的计算公式为

$$f(a/W) = 0.886 + 4.64(a/W) - 13.32(a/W)^2 + 14.72(a/W)^3 - 5.6(a/W)^4 \quad (4)$$

在疲劳加载条件下,每一载荷循环中的应力强度因子范围为  $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ ,  $K_{max}$  和  $K_{min}$  分别为对应最大载荷  $P_{max}$  和最小载荷  $P_{min}$  的最大和最小应力强度因子。高温疲劳裂纹扩展问题可采用  $\Delta K$  作为裂纹扩展的驱动力参数。当材料近似为理想弹塑性材料,且裂尖材料经历了较小的循环硬化的条件下,疲劳裂纹扩展率的上限为

$$da/dN = \Delta K^2 / (\pi E \sigma_y) \quad (5)$$

其中,  $E$  为弹性模量,  $\sigma_y$  为屈服应力。

当考虑材料的循环软化行为时,  $\sigma_y$  则可取值为循环应力-应变曲线上的屈服强度值。由 550 °C 时 0Cr18Ni9 不锈钢的循环应力-应变曲线测试得  $\sigma_y = 222.3 \text{ MPa}$ ,  $E = 149.103 \text{ GPa}$ ; 室温时近似取  $\sigma_y = 430 \text{ MPa}$  [8],  $E = 200 \text{ GPa}$ 。由式(5)可得近似估计的 0Cr18Ni9 的疲劳裂纹扩展率上限值,如图 6 所示。

#### (2) 疲劳裂纹扩展律

疲劳裂纹扩展行为一般表现为 S 形变化规律,稳态裂纹扩展区服从 Paris 幂律关系。

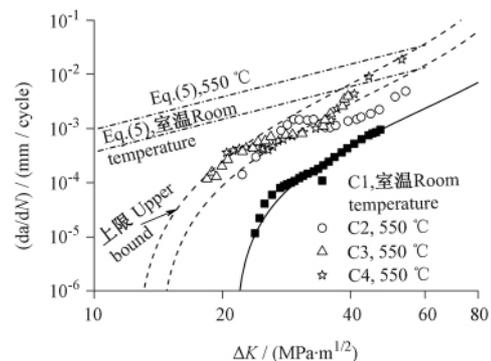


图 6 室温及高温下 0Cr18Ni9 的疲劳裂纹扩展规律

Fig. 6 Fatigue crack growth law of 0Cr18Ni9 at room- and high-temperatures

考虑到应力比  $R$  的影响,在疲劳裂纹扩展的后期,当  $K_{max}$  接近断裂韧性  $K_{IC}$  时裂纹扩展明显加快,描述稳态裂纹扩展区及高速率扩展区内裂纹扩展率的 Forman 经验公式为

$$da/dN = C\Delta K^m / [(1 - R) K_{IC} - \Delta K] \quad (6)$$

其中,  $C$ 、 $m$  为由试验确定的材料常数。

Donahue 等人考虑应力强度因子门槛值  $\Delta K_{th}$  的影响,提出以下关系式

$$da/dN = C(\Delta K - \Delta K_{th})^m \quad (7)$$

同时考虑高  $\Delta K$  和低  $\Delta K$  值对裂纹扩展规律的影响,综合式(6)及式(7)得

$$da/dN = C(\Delta K - \Delta K_{th})^m / [(1 - R) K_{IC} - \Delta K] \quad (8)$$

对 0Cr18Ni9 不锈钢的试验数据采用式(8)进行非线性最小二乘拟合得到的裂纹扩展规律如图 6 所示,模型参数见表 2。图中裂纹扩展速率的计算采用  $t$  点递增多项式法(两端部分数据点采用三点和五点递增多项式法),对裂纹扩展量小于 0.2 mm 的数据点在建模时不予采用。

表 2 0Cr18Ni9 疲劳裂纹扩展律模型参数

试验温度 Testing temperature	$\frac{\Delta K_{th}}{MPa \cdot m^{1/2}}$	$C$	$m$	$\frac{K_{IC}}{MPa \cdot m^{1/2}}$
20 °C	21.21	$1.94 \times 10^{-4}$	1.84	144.50
550 °C	13.96	$1.39 \times 10^{-4}$	2.19	112.45
550 °C 上限 Upper bound	12.29	$1.56 \times 10^{-4}$	2.34	106.33

由图 6 可见,550 °C 时 0Cr18Ni9 不锈钢的应力强度因子范围的门槛值  $\Delta K_{th}$  及断裂韧性  $K_{IC}$  均较室温时有明显的降低。在相同  $\Delta K$  下,550 °C 时的裂纹扩展速率较室温时高约 0.5 ~ 1 个数量级。计算结果表明,对 0Cr18Ni9 这类延性较好的材料,采用  $\Delta K$  作为载荷参数亦可很好地描述其室温及高温下的疲劳裂纹扩展规律。式(5)则近似地给出  $da/dN$  的上限估计结果。

### 2.3 断口分析

试样的高温疲劳裂纹扩展前期及后期的宏观断口形貌如图 7 所示。室温疲劳预裂区宏观断口较平整,存在疲劳弧线和多裂纹源特征;在高温疲劳裂纹扩展区,断口较室温疲劳断口粗糙,可见与裂纹扩展方向一致的粗糙的放射棱。

图 8 及图 9 为高温疲劳裂纹扩展前期及后期的 SEM(scanning electron microscope) 显微断口,空气中的断口为明显的规则疲劳条带,可见二次裂纹。在疲劳裂纹扩展后期(图 9),随着应力强度因子范围  $\Delta K$  的增加,断口上出现韧窝形貌。由于碳化物颗粒的存

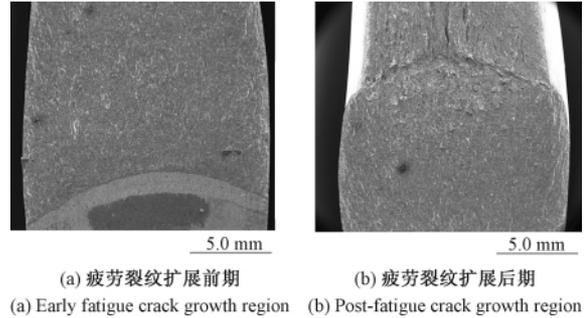


图 7 高温疲劳裂纹断口形貌

Fig. 7 Fracture surface of high temperature fatigue crack

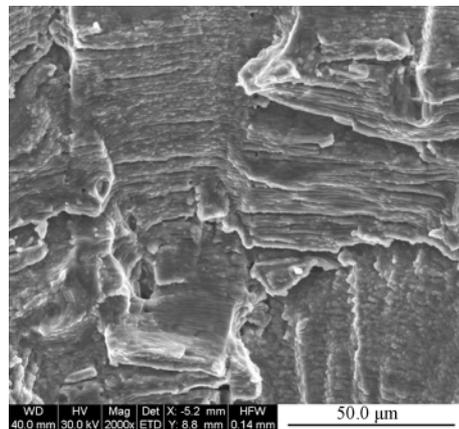


图 8 疲劳裂纹扩展前期 SEM 微观断口

Fig. 8 SEM micrographs of fracture surface in early fatigue crack growth region

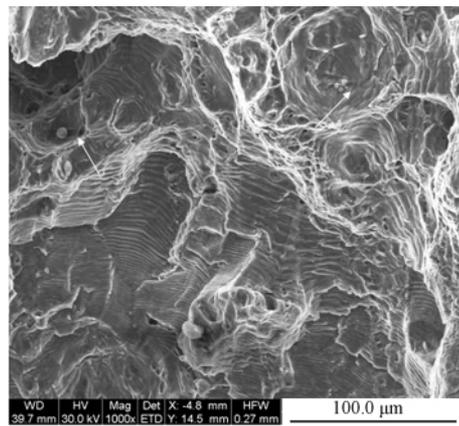


图 9 疲劳裂纹扩展后期 SEM 微观断口

Fig. 9 SEM micrographs of fracture surface in post-fatigue crack growth region

在(图 9 箭头所示),材料内部形成显微空洞,在疲劳载荷作用下形成等轴韧窝断口特征。

### 3 结论

1) 在高温环境下,采用 QUESTAR 长焦距显微镜直接监测裂纹扩展,并结合 COD 规记录加载线位移,从而进行高温疲劳裂纹扩展规律的试验研究是切实可行的。

2) 当裂纹前缘塑性区较大或测试终止时裂纹前缘曲线形状复杂时,可根据试验开始及结束时裂纹前缘的样条曲线对实测试样表面处裂纹长度进行修正,本文给出一个有效的修正方法。

3) 对疲劳裂纹扩展问题,同时考虑高  $\Delta K$  和低  $\Delta K$  值对裂纹扩展规律的影响,得到室温及 550℃ 时,0Cr18Ni9 不锈钢的疲劳裂纹扩展率计算模型,并给出其相应的裂纹扩展率的上限(见表 2)。

4) 得到 0Cr18Ni9 不锈钢在高温疲劳裂纹扩展前期、后期裂纹扩展区的 SEM 显微断口形貌。

#### 参考文献(References)

- [1] 高镇同,阎楚良. 结构全寿命主动可靠性设计与失效智能在线预示——未来机械设计领域的发展趋向[J]. 中国机械工程, 2000, 11(1-2): 53.  
GAO ZhenTong, YAN ChuLiang. Whole-life initiative reliability design and intelligent online failure prediction of structural components——development trend of machine design in the future [J]. China Mechanical Engineering, 2000, 11(1-2): 53 (In Chinese).
- [2] 杨显杰,林松,高庆,等. 304 不锈钢在单轴应变棘轮变形下的随动硬化实验研究[J]. 核动力工程, 2005, 26(6): 593.  
YANG XianJie, LIN Song, GAO Qing, et al. Experimental study on evolution of kinematic hardening for stainless steel 304 under uniaxial strain ratcheting deformation [J]. Nuclear Power Engineering, 2005, 26(6): 593 (In Chinese).
- [3] 陈旭,安柯,齐荣. 非比例载荷下 304 不锈钢低周疲劳寿命预测[J]. 机械强度, 2001, 23(3): 316.  
CHEN Xu, AN Ke, QI Rong. Low cycle fatigue life prediction for 304 stainless steel under nonproportional loadings [J]. Journal of Mechanical Strength, 2001, 23(3): 316 (In Chinese).
- [4] 张真源,王弘. 304 不锈钢的超高周疲劳性能[J]. 机械工程材料, 2008, 32(1): 79.  
ZHANG ZhenYuan, WANG Hong. Fatigue life in very high cycle range of 304 stainless steel [J]. Materials for Mechanical Engineering, 2008, 32(1): 79 (In Chinese).
- [5] Webster G A, Ainsworth R A. High temperature component life assessment [M]. London: Chapman & Hall, 1994: 1-8.
- [6] Miannay D P. Time-dependent fracture Mechanics [M]. New York: Springer, 2001: 1-10.
- [7] Lee H Y, Kim J B, Kim S H. Assessment of creep-fatigue crack initiation and crack propagation for a welded cylindrical shell [J]. Int J Pres Ves & Pip, 2006, 83: 826.
- [8] 丁剑,张荻,西田新一. 应力控制条件下奥氏体不锈钢的低周疲劳性能[J]. 金属学报, 2002, 38(12): 1261.  
DING Jian, ZHANG Di, Nishida Shinichi. Study on low cycle fatigue property of austenitic stainless steel under stress-controlled condition [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2002, 38(12): 1261 (In Chinese).