

文章编号: 1000-8055(2010)09-2030-06

带保载平面应变塑性诱发裂纹闭合效应

陈亚龙, 杨晓光, 石多奇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 用黏塑性有限元法模拟含中心裂纹试件在等幅循环拉伸加载和保载作用下的裂纹扩展规律. 试件采用涡轮盘材料 U dimet 720 Li (low inclusion)、恒温 700 °C 和平面应变假设, 通过逐步释放裂纹尖端节点约束来模拟裂纹扩展. 计算了在应力比 $R=0$, 不同最大循环载荷、不同保载时间对平面应变下无量纲裂纹张开应力强度因子的影响. 平面应变情况下, 无量纲裂纹张开应力强度因子随最大载荷的变化而趋于分散, 并随着裂纹的扩展, 会存在先上升后下降并趋于一个稳定值的趋势; 载荷相同时, 保载时间的增加使裂纹张开应力强度因子增加. 高温保载情况下, 蠕变会影响裂纹扩展速率.

关 键 词: 裂纹闭合效应; 平面应变; 保载; 有效应力强度因子; 疲劳裂纹

中图分类号: TG11

文献标识码: A

Plasticity-induced fatigue crack closure under plane strain condition with dwelling

CHEN Ya-long, YANG Xiao-guang, SHI Duo-qi

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Viscoplastic finite element method was used to simulate fatigue crack propagation under constant amplitude cyclic and dwelling tensile loading conditions for a middle crack specimen made of turbine disc material U dimet 720 Li (low inclusion). Node release was used to model the crack propagation at 700 °C. The influences of different maximum cycle loads and dwelling time on crack open stress intensity factor were studied under plane strain and constant load stress ratio $R=0$ condition. The values of normalized crack open stress intensity factor were dispersed under different maximum cycle loads, increased at the beginning of the cycles, and then decreased slightly to a steady value after adequate cycles with the crack growth. The result shows that the increase of dwelling time will increase normalized crack open stress intensity factor. Creep may influence the crack growth rate at elevated temperature and under dwelling condition.

Key words: crack closure; plane strain; dwelling; effective stress intensity factor; fatigue crack

确定影响疲劳裂纹扩展的因素是研究疲劳裂纹的基础. 1970 年, Elber 发现即使在循环拉伸载荷的作用下, 疲劳裂纹也有可能保持闭合状态^[1], 这种裂纹闭合效应导致外载荷高于裂纹张开应力 σ_p 时, 裂纹才能继续向前发展. 引入裂纹闭合效

应后, Elber 指出, da/dN 是有效应力强度因子范围的函数.

有效应力强度因子能够反映应力比 R 等对裂纹扩展速率的影响. 随后, 研究者提出了不同的裂纹闭合方式, 如塑性闭合、粗糙闭合、氧化闭合、

收稿日期: 2009 08 03; 修订日期: 2009 12 02

作者简介: 陈亚龙(1985-), 男, 湖南永州人, 硕士生, 主要从事裂纹扩展研究.

相变闭合和黏性流体闭合。目前一般认为塑性诱发闭合是控制 Paris 线性区裂纹扩展行为的主要因素^[2-4]。

国内外很多学者对裂纹闭合效应进行了研究。Newman 将裂纹闭合效应模型应用于飞机载荷谱下 2219-T815 铝合金的疲劳裂纹分析^[5], 得到了与实验结果较符合的理论寿命结果, 成功说明了裂纹张开应力是影响裂纹扩展的重要因素。

航空发动机工作在高温环境中, 高温保载时, 材料会受到蠕变破坏, 虽然很多研究者通过理论和实验等手段研究了保载蠕变效应, 对蠕变和疲劳的交互作用进行了多年的研究, 认为其会对结构裂纹扩展产生影响, 但有关航空发动机涡轮盘材料镍基合金受载荷保持作用时, 其裂纹扩展规律的实验研究结果十分有限; 至于裂纹闭合效应, 表明疲劳蠕变作用对塑性诱发裂纹闭合效应的影响的文献资料很鲜见。

本文使用通用有限元软件 ABAQUS, 以涡轮盘材料镍基超级合金 Udimet 720 Li (Li: low inclusion, 低的夹杂含量) 为研究对象, 采用黏塑性本构模型, 研究了高温 (700 ℃) 平面应变情况下最大循环载荷、保载时间等对裂纹张开应力的影响。

1 塑性诱发裂纹闭合理论

塑性诱发裂纹闭合理论认为裂纹尖端前塑性区是控制裂纹闭合效应的因素, 图 1 所示为裂纹尖端各塑性区示意图, 包括前塑性区和反向塑性区

区^[6]。塑性诱发裂纹闭合是在疲劳裂纹扩张过程中, 由于裂纹尖端产生小范围屈服, 以及周围弹性区对其塑性变形的约束作用, 使已开裂的裂纹上下表面在零载 (或疲劳循环的最小载荷) 以上就靠在一起, 产生裂纹闭合现象的首要原因是弹性区对塑性区的塑性约束作用, 或者说裂纹尖端反向塑性区中的残留压应力是裂纹产生闭合的动力。产生裂纹闭合现象的另一个原因则是已开裂表面的附加残余位移。

塑性区尺寸 r_{pl} 根据 Dugdale 模型确定

$$r_{pl} = \frac{\pi}{8\alpha} \left(\frac{K_{max}}{\sigma_{yld}} \right)^2$$

(1)

式中 K_{max} 为循环载荷时的最大应力强度因子, σ_{yld} 为材料屈服应力。 α 在平面应力和平面应变情况下分别等于 1 和 3。当裂纹尖端单元尺寸 Δa 满足 $\Delta a/r_f \leq 0.1$, 认为网格满足塑性诱发裂纹闭合计算精度^[7]。

控制裂纹闭合效应的有效应力强度因子及相应的裂纹扩展速率定义为

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{op}$$

(2)

$$da/dN = C(U \cdot \Delta K)^m = C(\Delta K_{eff})^m$$

(3)

式中 C 和 m 是材料常数; $U = \Delta K_{eff} / \Delta K$ 。

对于平面应力情况下的塑性诱发裂纹闭合效应, 研究者已经得到一致的结论, 但对于平面应变情况下的裂纹闭合效应, 还存在较大争议。一些学者认为平面应变不存在裂纹闭合效应, 而另一些学者认为平面应变存在裂纹闭合效应, 但裂纹闭合水平较低^[8]。

2 材料特性及有限元模型

2.1 材料特性

镍基合金材料由于其优异的性能, 已被用于航空发动机涡轮叶片和涡轮盘, 这些部件受到高温循环载荷的作用, 会受到疲劳蠕变交互作用。蠕变对塑性诱发裂纹闭合效应的影响还未有公开成果, 对镍基合金在循环、保载情况下的裂纹扩展行为进行研究, 有利于确定这些部件的寿命。

Udimet 720 Li 是 BR 715 发动机的涡轮盘材料, 具有很好的抗蠕变和高温疲劳性能, 其化学组分^[4] (质量分数) 如表 1 所示。

在 700 ℃ 下 Udimet 720 Li 的弹性模量和泊松比为: $E = 183\,485\text{ MPa}$, $\nu = 0.3$ 。本文涉及到保载所带来的蠕变损伤, 在 ABAQUS 有限元软件中使用带 Chaboche 本构模型和 Kachnov 蠕变损

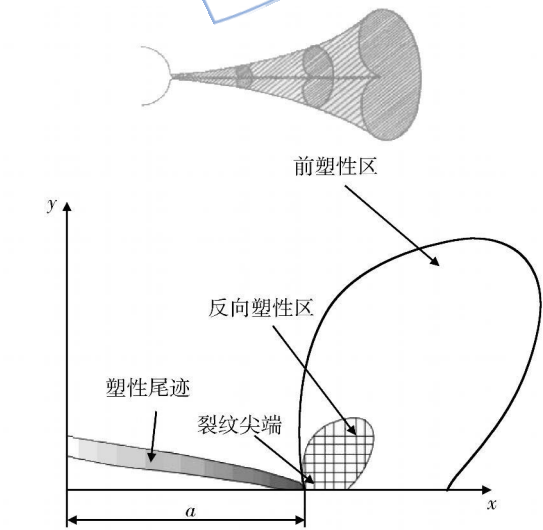


图 1 沿着裂纹扩展的塑性区

Fig. 1 Plastic deformation around a growing crack

表 1 Udimet720 Li 的化学组成 (单位: %)

Table 1 Chemical composition of Udimet720 Li (unit: %)

Ni	Cr	Co	Ti	Mo
	16	14.7	5	3
Al	W	Zr	Fe	C
2.5	1.25	0.4	0.5	0.014

伤方程的材料子程序. 耦合蠕变损伤的 Chaboche 黏塑性统一本构方程, 其中共含有 27 个材料参数, 它们分别是 21 个本构参数: $E, \nu, n, b, \omega, \Phi, k, K, Q, a_1, a_2, a_3, c_1, c_2, c_3, \beta_1, \beta_2, \beta_3, r_1, r_2, r_3, m_1, m_2, m_3$ 以及 3 个损伤参数 B, p, q ^[9].

2.2 有限元模型

选择中心裂纹拉伸试件 ($M(T)$) 试件作为研究对象, 用 ABAQUS 有限元软件建立模型, 其几何模型尺寸及边界条件如图 2 所示, $W=45\text{ mm}$, 裂纹长度 $2a=2\text{ mm}$. 根据对称性, 选择 1/4 个模型作为研究对象, 在水平面加一刚性线接触面, 以使在最小载荷时, 裂纹面在 y 方向的位移不为负值.

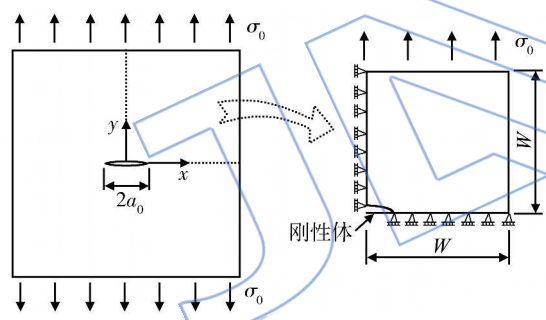


图 2 中心裂纹拉伸试件示意图

Fig.2 Middle crack tension specimen

使用 ABAQUS 平面应变单元 CPE4, 模型网格划分如图 3 所示. 模型共 3745 个单元, 3883 个节点, 在裂纹尖端的最小单元尺寸为 0.01 mm , 满足 $\Delta a/r_t \leq 0.1$ 的要求.

通过释放裂纹面的节点约束来模拟裂纹扩展, 根据 De Matos 和 Nowell^[8] 的研究结果, 对于平面应变情况, 两个节点释放间的载荷循环数对裂纹张开载荷有明显影响. 这是由于在平面应变情况下, 每一个载荷循环都会造成塑性应变的累积(棘轮效应). 在裂纹尖端处的塑性应变累积会造成沿着裂纹面的接触应力降低. 因此, 两个节点释放间的载荷循环数越多, 裂纹张开载荷越小; 本文计算中每个循环释放一个节点, 也即每个循环

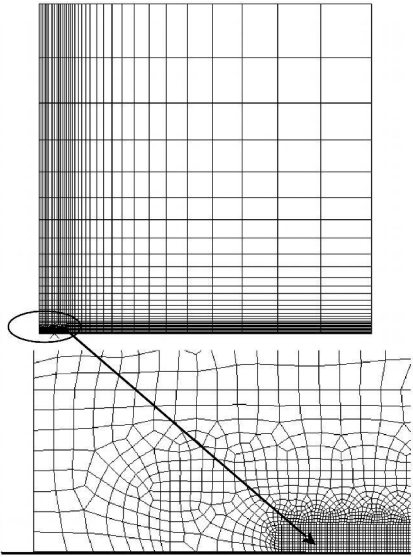


图 3 裂纹面网格细化方式

Fig.3 Mesh refinement of the crack face

载荷裂纹扩展一个单元 (0.01 mm), 所得为最大裂纹张开载荷. 载荷为三角波, 非保载情况频率为 0.5 Hz . 根据文献, 在最大载荷和最小载荷释放节点对裂纹张开载荷影响很小^[10], 但在最大载荷释放节点会带来收敛问题, 本文选用在最小载荷时释放节点. 根据裂纹尖端后第一个节点的位移来判断裂纹是否张开或闭合. 取裂纹尖端后第一个节点在 y 方向的距离 $\delta > 5 \times 10^{-6}\text{ mm}$ 作为判断裂纹是否张开的准则, 因为这一值已相对很小, 且取更小的值对结果影响不大.

3 计算结果和分析

3.1 计算内容

本文选用应力比 $R=0$, 最大载荷 $S_{\max}=300, 400, 500, 600, 700\text{ MPa}$, 频率为 0.5 Hz 的三角波研究最大应力强度因子对裂纹张开载荷的影响; 在最大循环载荷 $S_{\max}$ 不变的情况下, 采用保载时间变化 ($60, 120, 180\text{ s}$) 的梯形波载荷, 研究保载时间对裂纹张开载荷的影响.

3.2 结果及分析

图 4 为在不同载荷幅值和不同保载时间下, 无量纲裂纹张开应力强度因子和裂纹扩展距离的关系, 图中 PE 代表平面应变. 从图中可以看出, 平面应变情况下, 裂纹闭合效应并不明显, $K_{\text{op}}/K_{\max}$ 之值小于 0.2 , 随最大循环载荷 $S_{\max}$ 的不同, 这一比值是变化的. 在平面应力 R 相同时, 不同载荷幅值下无量纲裂纹张开应力强度因子趋于一定值^[11]. 无量纲裂纹张开应力强度因子开始

随着裂纹的扩展会逐渐增加, 这是因为裂纹扩展之初, 塑性区未形成, 导致塑性诱发裂纹闭合效应不明显. 随着裂纹向前扩展, 无量纲裂纹张开应力强度因子先达到一个较大值, 然后有一定程度的下降, 最后达到一个稳定值. 在 300~ 600MPa 时, 无量纲裂纹张开值随最大循环载荷增大而增加,

在 700MPa 时, 这一值达到最大值后下降很快, 最大循环载荷为 700MPa 时, 已接近材料的塑性屈服极限, 塑性应变的累积(棘轮效应)明显, 在裂纹尖端处的塑性应变累积造成沿着裂纹面的接触应力降低, 随着裂纹向前扩展、循环数的增加, 无量纲裂纹张开载荷逐渐降低.

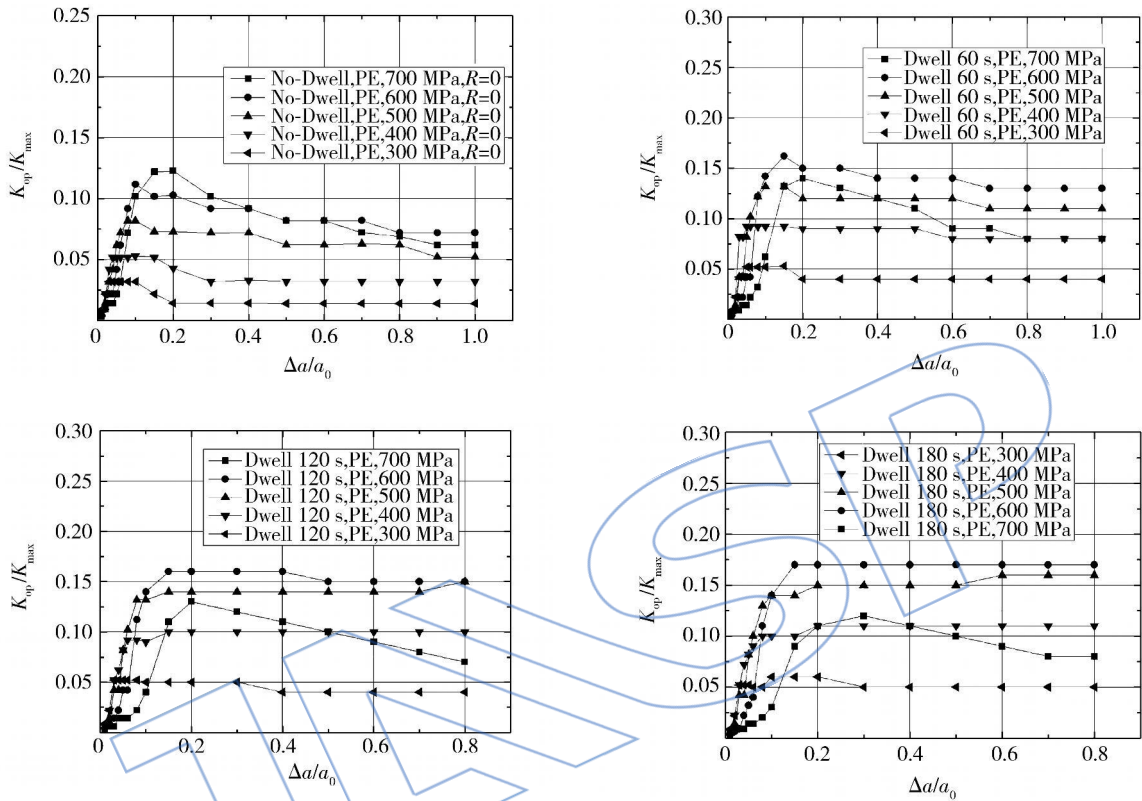


图 4 平面应变, 不同载荷幅值(300~ 700MPa)和不同保载时间(0~ 180s)下无量纲应力强度因子与裂纹扩展距离关系

Fig. 4 Comparison of crack open load for different load amplitudes(300~ 700MPa) and different dwelling times(0~ 180s) to in plane strain

图 5 是平面应变时, 不同最大循环载荷(400, 500, 600 MPa)情况下, 不带保载与保载 60 s 对疲劳裂纹无量纲张开应力强度因子(K_{op}/K_{max})影响的比较. 图 6 是平面应变不同载荷(400, 500, 600 MPa)情况下, 不同保载时间(60, 120, 180 s)对无量纲裂纹张开应力强度因子影响的比较. 从图 5 和图 6 中可以看出, 在平面应变情况下, 带保载的疲劳裂纹应力强度因子比不保载的高; 保载时间越长, 无量纲裂纹张开应力强度因子会越大. 根据式(2), 裂纹张开应力强度因子增大将减小有效应力强度因子, 从而使疲劳裂纹扩展速率降低. 但这并不意味着蠕变使总的裂纹扩展速率降低. Onofrio 等人^[12]对 Udimet 720 Li 在 700℃时的裂纹扩展研究表明, 保载时的裂纹扩展速率与温度、

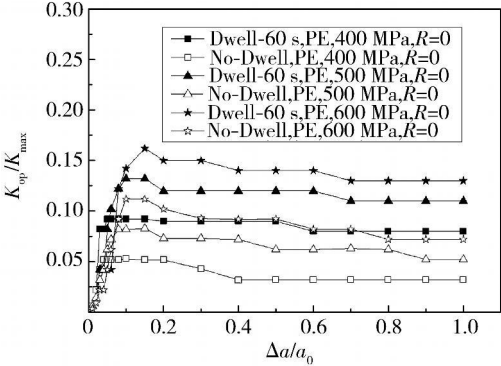


图 5 不带保载和保载 60 s 情况下无量纲应力强度因子与裂纹扩展关系

Fig. 5 Comparison of crack open load for no dwelling times and dwelling 60 s

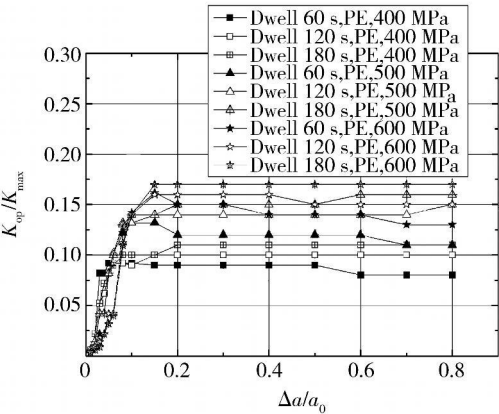


图 6 不同保载时间下(60, 120, 180 s)疲劳裂纹无量纲应力强度因子与裂纹扩展尺寸的关系
Fig. 6 Effect of different dwelling times (60, 120, 180 s) to crack open load

保载时间(载荷频率)、应力强度因子等参数有关。公式(3)并未考虑温度对裂纹扩展速率的影响。但保载时间对无量纲裂纹张开应力强度因子的影响是有限的,从图 6 可以看出,保载时间从 60 s 增大到 180 s 时, K_{op}/K_{max} 的增加量小于 0.05。Onofrio 等人^[12]的实验结果表明,在空气中,蠕变会加速裂纹扩展速率,而在真空中,蠕变对裂纹扩展速率的影响并不明显,因为高温条件下,在空气中氧化作用十分明显,即使加载频率很低,蠕变作用仍然很低,而氧化作用成为控制裂纹扩展速率的主要因素。本文未考虑高温氧化作用对裂纹应力强度因子的影响,因而保载时间对裂纹张开应力强度因子的影响不是太大。

图 7 是不同保载时间和不同最大载荷 S_{max} 对裂纹闭合效应的影响。保载时间越长,无量纲裂纹张开值越大;最大循环载荷 S_{max} 变化时,无量纲裂

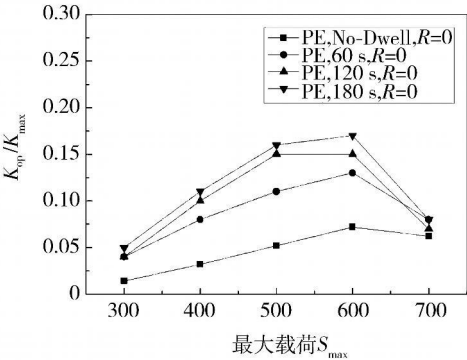


图 7 平面应力,不同保载时间和不同最大载荷对裂纹闭合效应的影响
Fig. 7 Effect of different dwelling times and different load amplitudes to crack open load

纹张开值呈现一个先增大后减小的趋势,而带保载的无量纲裂纹张开值明显比无保载情况下的这一值高,这说明保载对平面应变情况下的裂纹闭合效应影响明显。但从整体上看,平面应变塑性诱发裂纹闭合效应不明显,其无量纲裂纹张开应力强度因子小于 0.2。

4 结 论

- 1) 平面应变存在塑性诱发裂纹闭合效应,但裂纹闭合规模较小,无量纲裂纹张开应力强度因子小于 0.2。不同载荷下的无量纲裂纹张开应力强度因子具有分散性,而且随裂纹向前扩展,无量纲裂纹张开应力强度因子会先增加,然后降低,最后达到一个稳定值。
- 2) 高温保载对平面应变情况下的无量纲裂纹张开应力强度因子有一定影响。保载时间越长,无量纲裂纹张开应力强度因子越大。
- 3) 平面应变,不考虑氧化作用时,高温保载会使疲劳裂纹扩展速率降低。

参考文献:

[1] Elber W. Fatigue crack closure under cyclic tension [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1970, 2: 37-45.

[2] Alizadeh H, Hills D A, de Matos P F P, et al. A comparison of two and three dimensional analyses of fatigue crack closure[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29: 222-231.

[3] Solanki K, Daniewicz S R, Newman J C, Jr. A new methodology for computing crack open load from finite element analyses[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2004, 71: 1165-1175.

[4] Jackson M P, Reed R C. Heat treatment of U dimet 720 Li: the effect of microstructure on properties [J]. Materials Science and Engineering, 1999, A259: 85-97.

[5] Newman J C, Jr. A crack closure model for predicting fatigue crack growth under aircraft spectrum loading [R]. ASTM STP, 1981, 748: 53-84.

[6] Solanki K, Daniewicz S R, Newman J C, Jr. Finite element modeling of plasticity-induced crack closure with emphasis on geometry and mesh refinement effects[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2003, 70: 1475-1489.

[7] Dougherty J D, Padovan J, Srivatsan T S. Fatigue crack propagation and closure behavior of modified 1071 steel: finite element study[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997, 56(2): 189-212.

[8] De Matos P F P, Nowell D. Numerical simulation of plasticity-induced fatigue crack closure with emphasis on the crack growth scheme: 2D and 3D analyses[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75: 2087-2114.

[9] 石多奇. 镍基金黏塑性本构理论与高温多轴疲劳寿命预测[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.

SHI Duoqi. Viscoplastic constitutive modeling and multiaxial fatigue life prediction of nickel based superalloy at elevated temperature[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

[10] Solanki K, Daniewicz S R, Newman J C, Jr. Finite element analysis of plasticity induced fatigue crack closure: an overview[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2004, 71: 149-171.

[11] Newman J C, Jr. A finite element analysis of fatigue crack closure[R]. ASTM STP 1976, 590: 281-301.

[12] Onofrio G, Osinkolu G A, Marchionni M. Fatigue crack growth of Udimet720 Li superalloy at elevated temperature [J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23: 887-895.

