

文章编号: 1000-8055(2006)02-0349-05

直接时效 GH4169 高温合金 疲劳裂纹扩展性能试验

何玉怀, 于慧臣, 郭伟彬, 沈莉莉, 苏 彬
(北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 对直接时效 GH4169 高温合金的疲劳裂纹扩展性能进行了试验研究, 分别研究了厚度、温度、应力比等因素对直接时效 GH4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响。结果表明, 在 4~10 mm 的厚度范围内, 厚度对直接时效 GH4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能几乎没有影响, 但厚度为 2 mm 且应力比为 0.1 时其裂纹扩展速率稍有下降; 应力比对直接时效 GH4169 高温合金疲劳裂纹扩展的影响随着应力比的提高逐渐减小; 温度的提高对直接时效 GH4169 的裂纹扩展速率有明显的加速作用, 但是随着应力强度因子范围的增加, 其影响逐渐减小, 氧化作用是加速其裂纹扩展的主要机理。

关键词: 航空、航天推进系统; 疲劳裂纹扩展; 应力强度因子; 应力比; 高温合金

中图分类号: V 216.3

文献标识码: A

Experimental Study on Fatigue Crack Growth Behavior of Direct Aging GH4169 Superalloy

HE Yu-huai, YU Hui-chen, GUO Wei-bin, SHEN Li-li, SU Bin
(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Fatigue crack growth tests were conducted on a CT specimen of a nickel base superalloy direct aging GH4169. The effects of thickness, temperature and stress ratio on fatigue crack growth behavior were studied separately. The key results are as follows: thickness has no effect on fatigue crack growth behavior in the thickness range from 4 mm to 10 mm, but as thickness is decreased to 2 mm, the fatigue crack growth rate decreases when stress ratio is 0.1; the effect of stress ratio on fatigue crack growth rate diminishes as stress ratio increases; increasing temperature accelerates fatigue crack growth rate, but the effect of temperature diminishes with the increase of stress intensity factor and the main mechanism for accelerating fatigue crack growth is oxidation.

Key words: aerospace propulsion system; fatigue crack; crack growth rate; stress intensity factor; stress ratio; superalloy

金属结构材料在循环载荷下产生疲劳断裂问题, 一般而言循环受载构件的寿命由裂纹萌生和裂纹扩展两个阶段组成。而疲劳裂纹扩展性能是

飞机和发动机损伤容限设计中必须考虑的一个重要性能指标。美国空军早在 1984 年发布的发动机结构完整性大纲 (EN SIP) MIL-STD-1783 就规

收稿日期: 2005-11-15; **修订日期:** 2005-02-10

作者简介: 何玉怀 (1973-), 男, 湖南衡阳人, 北京航空材料研究院工程师, 硕士, 主要从事高温疲劳断裂方面的研究

定了发动机断裂关键件要按损伤容限设计,目的是提高发动机的结构可靠性,以确保使用寿命期间的安全,我国的发动机设计也正在朝这个方面努力,并且在一些部件上采用了损伤容限设计的理论。

GH 4169 高温合金是在我国航空发动机上应用得比较普遍的一种材料,它是一种镍基变形高温合金,广泛用于涡轮盘、涡轮轴、压气机盘、压气机轴、压气机叶片、机匣等部件。在一些研究中对 GH 4169 高温合金性能进行了较多的测试研究工作^[1~3],但是对于其高温裂纹扩展研究方面开展的还不够深入。而直接时效 GH 4169 高温合金作为发动机涡轮盘材料,其裂纹扩展性能在寿命计算中处于十分重要的地位,因而针对直接时效 GH 4169 高温合金,开展疲劳裂纹扩展行为研究是十分必要的。在本文中研究了厚度、应力比、温度等因素对直接时效 GH 4169 高温合金疲劳裂纹扩展行为的影响。

1 试验材料与方法

1.1 材料与试样

在本研究中采用的材料为直接时效 GH 4169 高温合金,直接从锻件上取样,取样方向为 C-R 方向。它的基本成分和由标准试样得出的拉伸性能在文献[1, 4]中可以查到。

在本研究中采用了标准的紧凑拉伸(CT)试样,韧带宽度 $W = 40 \text{ mm}$, 厚度 $B = 10 \text{ mm}$ 。为了研究厚度对裂纹扩展的影响,采用了与标准试样面内尺寸一致,但是厚度分别为 2 mm 和 4 mm 的试样。

1.2 试验条件与装置

所有试验均采用载荷控制方式,在空气环境中进行,试验频率为 10 Hz , 载荷波形为三角波。试验均在 MAYES5 吨试验机上进行,采用电阻炉加热方式,裂纹检测采用电位法。所有试样均预制 $1 \sim 2 \text{ mm}$ 的裂纹后开始正式试验。

1.3 数据处理方法

数据处理采用七点递增多项式法^[5],即 $a-N$ 数据中取数据点 i , 根据 i 点的数据 (a_i, N_i) , 加上其前后各 3 个连续点,共 7 个数据点,对这 7 个数据点建立如下二次多项式,并用最小二乘法进行局部拟合。

$$\hat{a}_i = b_0 + b_1 \left(\frac{N_i - C_1}{C_2} \right) + b_2 \left(\frac{N_i - C_1}{C_2} \right)^2 \quad (1)$$

式中:

$$-1 \leq \frac{N_i - C_1}{C_2} \leq 1 \quad (2)$$

$$C_1 = \frac{1}{2} (N_{i+3} + N_{i-3}) \quad (3)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} (N_{i+3} - N_{i-3}) \quad (4)$$

其中: $\hat{a}_i$ 为拟合的裂纹长度; b_0 , b_1 和 b_2 为在 $a_{i-3} \leq a \leq a_{i+3}$ 的区间按最小二乘法确定的回归系数。

在 N_i 处的裂纹扩展速率,由式(1)求得:

$$\left(\frac{da}{dN} \right)_{a_i} = \frac{b_1}{C_2} + \frac{2b_2(N_i - C_1)}{C_2^2} \quad (5)$$

2 试验结果与分析

2.1 应力比对直接时效 GH 4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响

为了研究应力比对直接时效 GH 4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响,在本研究中分别进行了室温和 650°C 下不同应力比的试验,所采取的应力比分别为 0.1、0.3 和 0.5。试验结果在图 1 中给出。可以看出,应力比对直接时效 GH 4169 高温合金的疲劳裂纹扩展有着一定的影响,但是随着应力比的增大影响逐渐减小,在相同的应力强度因子范围下,应力比为 0.3 与 0.5 时的疲劳裂纹扩展速率相差很小,但是它们均比应力比为 0.1 时的疲劳裂纹扩展速率要大一些。应力比对其疲劳裂纹扩展速率的影响主要是由于塑性诱发的裂纹闭合^[6],在相同的应力强度因子范围下,应力比高则相应的最大应力强度因子要大一些,根据 Dugdale 公式计算的塑性区尺寸也要大一些,这样其裂纹张开应力强度因子相应也大一些,表现在疲劳裂纹扩展性能的影响上就是:随着应力比的增大,在相同名义 ΔK 下裂纹扩展速率增大。如果采用有效应力强度因子范围(最大应力强度因子减去裂纹张开应力强度因子),则不同应力比下的疲劳裂纹扩展曲线应该基本重合。

2.2 厚度对直接时效 GH 4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响

在研究厚度对直接时效 GH 4169 高温合金疲劳裂纹扩展性能的影响中分别进行了不同试验条件下 10 mm , 4 mm 和 2 mm 三种不同厚度试样的疲劳裂纹扩展试验。所得到的试验结果在图 2 中给出。可以看出,在 $4 \sim 10 \text{ mm}$ 范围内,厚度的变化对直接时效 GH 4169 高温合金裂纹扩展速率基

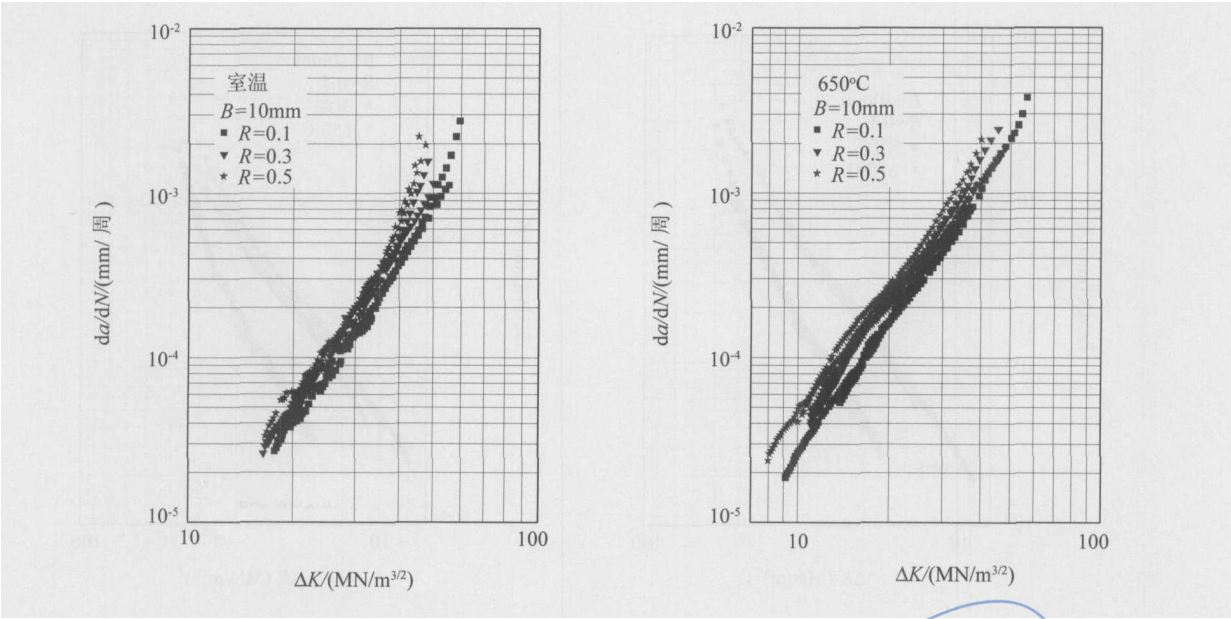


图1 不同应力比的裂纹扩展曲线
Fig 1 Crack growth curve of different stress ratio

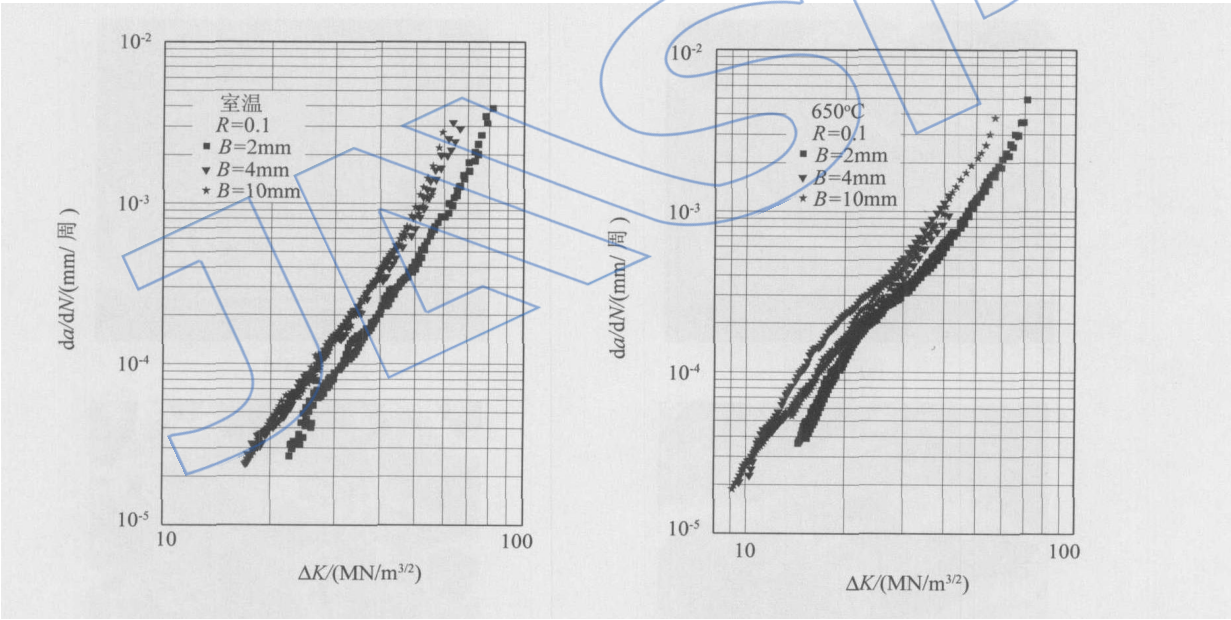


图2 不同厚度的裂纹扩展曲线
Fig 2 Crack growth curve of different thickness

本没有影响。但是当厚度减至2 mm 时,无论在室温还是650℃,在相同应力强度因子范围下,2 mm 厚试样比10 mm 和4 mm 厚试样的裂纹扩展速率都要明显要低一些。厚度对疲劳裂纹扩展影响的主要原因是试样应力状态的不同,10 mm 和4 mm 厚试样的应力状态更偏近于平面应变一些,而2 mm 厚试样的应力状态更接近于平面应力,因而在宏观性能上就表现为2 mm 厚试样比10 mm 和4 mm 厚试样的裂纹扩展速率明显要低一些。

2 3 不同温度下直接时效 GH4169 高温合金
疲劳裂纹扩展性能的比较

在本研究中分别进行了室温与650℃下的疲劳裂纹扩展试验,现将它们的数据放在图3中进行比较。可以看出,温度对直接时效 GH4169 高温合金的疲劳裂纹扩展速率有十分明显的影响,温度的升高对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展有明显的促进作用。但是在不同的应力强度因

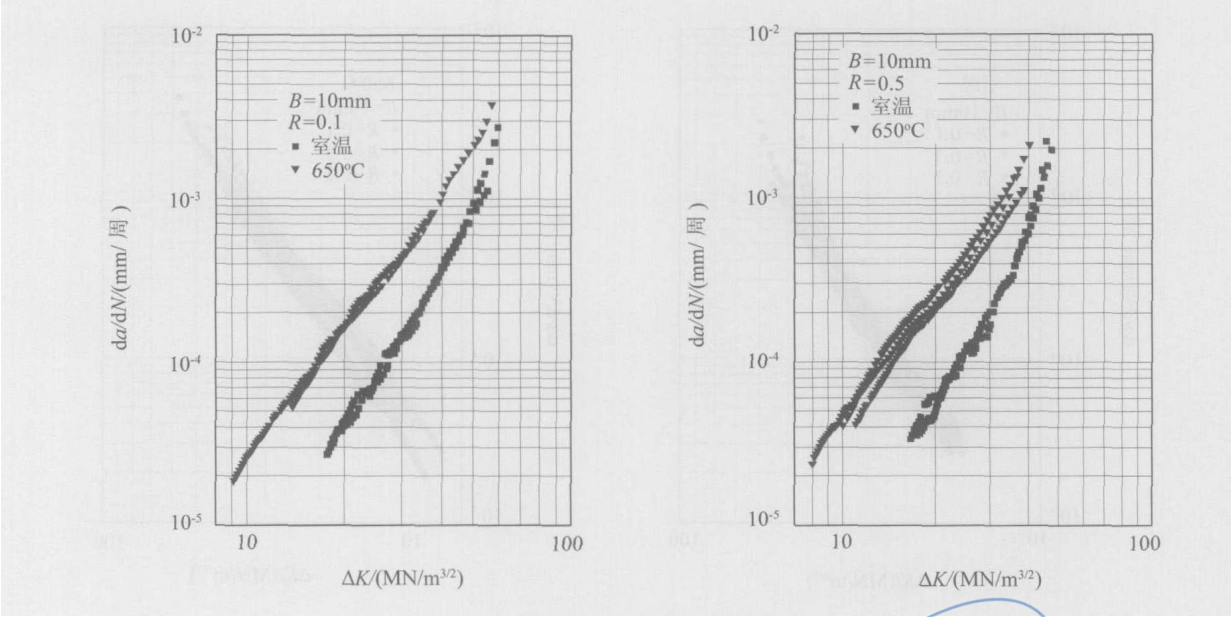


图3 不同温度下的疲劳裂纹扩展曲线

Fig 3 Crack growth curve of different temperature

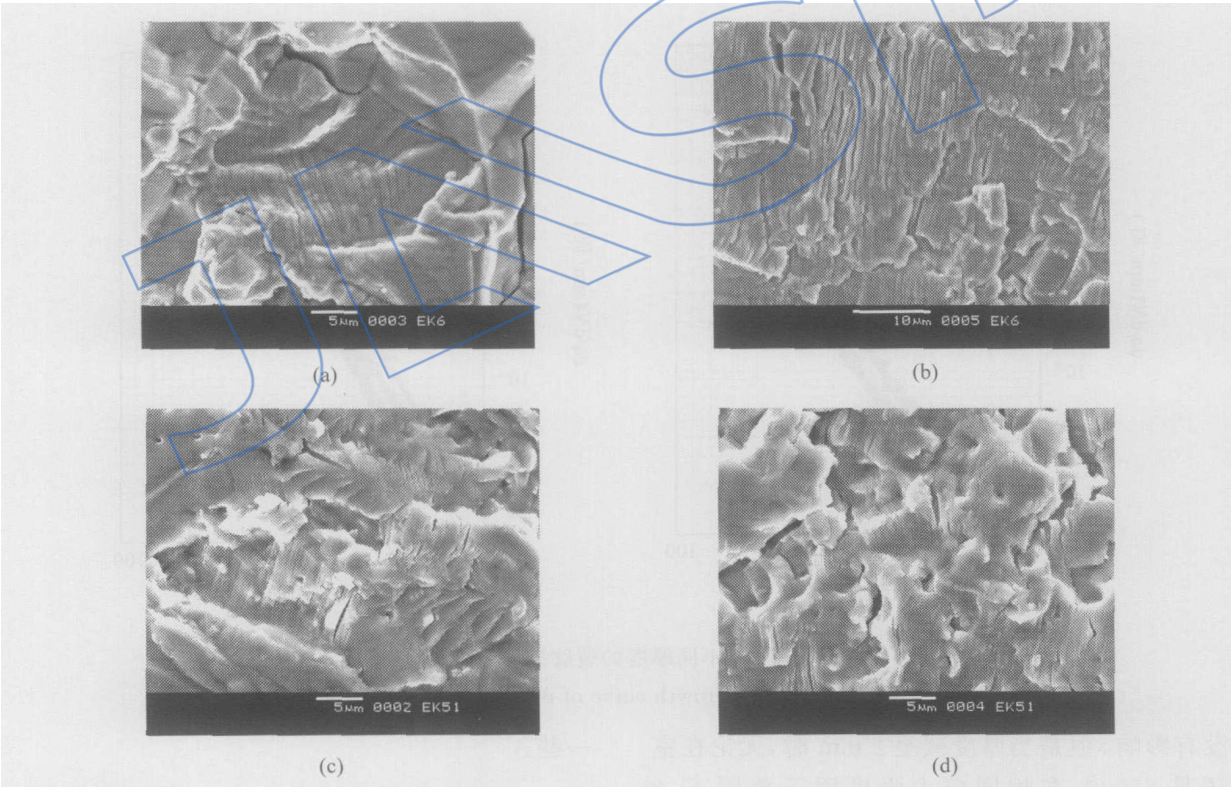


图4 裂纹扩展试样的断口微观形貌

Fig 4 Fractography of crack growth specimens

子范围下, 其影响的程度是不一样的: 在较低的应力强度因子范围下, 直接时效 GH 4169 高温合金 650℃的裂纹扩展速率比室温下要高接近一个数量级, 但是随着应力强度因子范围的增大, 室温与 650℃的裂纹扩展速率的差别逐渐变小. 温度对裂

纹扩展速率的加速有以下几个方面的原因^[6~10]: 一是随着温度的提高, 材料的屈服强度与弹性模量均有明显降低, 因而对裂纹扩展有加速作用; 其二是环境影响因素(高温下表现为氧化作用); 另一种因素为蠕变裂纹扩展. 由本研究的试验结果

与试样断口分析可知直接时效 GH4169 高温合金在高温下裂纹扩展的加速主要因素是高温氧化作用, 在高温暴露下, 氧气比较容易沿直接时效 GH4169 高温合金的晶界扩散进入裂纹尖端, 造成晶界氧化和脆化, 从而为裂纹扩展提供了方便的通道, 加速裂纹扩展, 所以在这种情况下, 其微观破坏模式一般是沿晶界进行的, 而一般机械疲劳裂纹的扩展模式是穿晶破坏, 具体的分析在 2.4 节中给出。

2.4 断口的微观分析

图4(a)和(b)分别为直接时效 GH4169 高温合金在 650℃ 下较小(约 20 MPa $\sqrt{\text{mm}}$)和较大(约 40 MPa $\sqrt{\text{mm}}$)应力强度因子范围下试验试样的断口微观形貌; 图4(c)和(d)分别为直接时效 GH4169 高温合金在室温下较小(约 20 MPa $\sqrt{\text{mm}}$)和较大(约 40 MPa $\sqrt{\text{mm}}$)应力强度因子范围下试验试样的断口微观形貌。

从图4(a)和(b)的比较可以看出, 在较低的应力强度因子范围下, 直接时效 GH4169 高温合金的高温疲劳裂纹扩展的破坏形式是既有沿晶破坏又有穿晶破坏(疲劳条带), 更为明显的是大量的沿晶裂纹, 说明在较小的应力强度因子范围下, 氧化作用对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展有很大的贡献, 而在较高的应力强度因子范围下, 直接时效 GH4169 高温合金的高温疲劳裂纹扩展的破坏形式主要是穿晶破坏(疲劳条带), 说明在较大的应力强度因子范围下, 机械疲劳是其裂纹扩展的主要原因。而在室温下, 无论在较小还是较大应力强度因子范围下, 直接时效 GH4169 高温合金的疲劳裂纹扩展的破坏形式都是穿晶破坏(疲劳条带)(见图4(c)和(d)), 说明在室温下, 机械疲劳是其裂纹扩展的唯一原因。这也与宏观试验结果是相符合的, 即随着应力强度因子范围的增大, 室温与 650℃ 的裂纹扩展速率的差别逐渐变小。

从图4(a)和(c)的比较可以看出, 在高温下(650℃), 直接时效 GH4169 高温合金的疲劳裂纹扩展试验断口的微观形貌存在大量的沿晶裂纹, 同时也可见疲劳条带(穿晶), 说明在高温下, 直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展是机械疲劳与环境氧化共同作用的结果; 而在室温下, 直接时效 GH4169 高温合金的疲劳裂纹扩展试验断口的微观形貌仅见疲劳条带(穿晶), 说明在室温下, 其裂

纹扩展是由机械疲劳引起的。这也证实了宏观试验结果, 温度的提高对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展有明显的加速作用。

3 结 论

通过对直接时效 GH4169 高温合金疲劳裂纹扩展行为的试验研究, 可以得出如下结论:

(1) 应力比的提高能明显加速对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展, 但是随着应力比的提高其影响逐渐减小, 其原因是由于塑性诱发的裂纹闭合。

(2) 在 4~10 mm 的厚度范围内, 厚度的改变对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展性能没有影响; 但 2 mm 试样在应力比为 0.1 时的裂纹扩展速率要低于 4 mm 和 10 mm 试样, 其原因是厚度不同而引起的应力状态的不同。

(3) 温度对直接时效 GH4169 高温合金的裂纹扩展性能有明显影响, 在 650℃ 下其裂纹扩展速率相对室温明显加快, 裂纹尖端的氧化作用是加速其裂纹扩展加速的主要机理。

参考文献

- [1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 变形高温合金 铸造高温合金[M]. 中国航空材料手册第二卷 第二版. 北京: 中国标准出版社, 2002: 323~359.
- [2] 北京航空材料研究院. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 第一册. 北京: 中国航空发动机总公司, 1989: 668~716.
- [3] 北京航空材料研究院. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 第二册. 北京: 国防工业出版社, 1993: 95~170.
- [4] 北京航空材料研究院. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 第三册. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [5] GJB/Z 18-91 金属材料力学性能数据表达准则[S]. 95.
- [6] 王中光译. 材料的疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 226~232.
- [7] Gayda J, Gabb T P, Miner R V. Fatigue Crack Propagation of Nickel-Based Superalloys at 650°C [A]. ASTM STP[C]. 942, 1988: 293~309.
- [8] Shahinian P, Sadanands K. Crack Growth Behavior under Creep-Fatigue Conditions in Alloy 718 [R]. AD 040735, 1977.
- [9] Ricker R E, Duquette D J. The Role of Environment on Time Dependent Crack Growth [R]. AD 109388, 1981.
- [10] Michael L Heil. Crack Growth in Alloy 718 under Thermal-Mechanical Cycling [D]. Dissertation, 1986.