

文章编号: 1000-8055(2002) 01-093-04

Ni₃Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展速率试验 及其预测研究

何玉怀, 刘绍伦, 赵希宏
(北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 本论文对 Ni₃Al 高温合金进行了 450℃~990℃热/机械疲劳裂纹扩展行为的试验研究与宏观分析。分别研究了相位角、保持时间、温度、频率对 Ni₃Al 合金裂纹扩展行为的影响。研究发现: 温度的升高和频率的降低均会加速裂纹扩展; 同相位热/机械疲劳裂纹扩展速率大于反相位热/机械疲劳裂纹扩展速率, 而且它们两者介于最大温度和最小温度的等温疲劳裂纹扩展速率之间; 载荷保持加速裂纹扩展。在试验结果的基础上, 针对 Ni₃Al 合金建立了一个热/机械疲劳扩展速率线性累积模型, 并应用该模型对两个验证试验进行了检验, 结果表明, 该线性累积模型预测结果与试验数据吻合得很好。

关键词: 热疲劳; 机械疲劳; 金属间化合物结构; 裂纹扩展
中图分类号: V 231. 95 文献标识码: A

Testing and Prediction of Thermal-Mechanical Fatigue Crack Growth Rates in Ni₃Al Superalloy

HE Yu-huai, LIU Shao-lun, ZHAO Xi-hong

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

Abstract: In this paper, the experimental study and the analysis about the behavior of thermal-mechanical fatigue (TMF) crack growth were conducted in Ni₃Al superalloy, with thermal cycle of 450℃ to 990℃. The effects of phase angle, load-hold, temperature and frequency on thermal-mechanical fatigue crack growth rate in Ni₃Al superalloy, respectively, were studied. A predictable model about thermal-mechanical crack growth rate in Ni₃Al superalloy is proposed. The key results drawn from this study are as follows: Increasing temperature and decreasing frequency accelerate crack growth rate; The crack growth rate of in-phase thermal-mechanical fatigue is much larger than that of out-phase thermal-mechanical fatigue and both of them are between the crack growth rates of 450℃ isothermal and 990℃ isothermal tests; Load-hold also accelerates crack growth. A linear summation model is proposed about thermal-mechanical fatigue crack rate in Ni₃Al superalloy based on these experimental results. This model is composed of cycle-dependent component and time-dependent component. And two proof tests were conducted to verify this model. The results predicted by this linear summation model agree well with experimental data.

Key words: thermal fatigue; mechanical fatigue; intermetallic compound structure; crack growth rate;

1 前言

美国空军 1984 年发布的发动机结构完整性大纲 (ENSIP) MIL-STD-1783 规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。在发动机热端部件的损伤容限设计的概念中, 有 4 个比较突出的问题, 分别是: 各部件所承受的温度范围极宽的热/机械疲劳载荷, 材料的各向异性, 多轴加载以及时间相关的影响。从众多国内外研究者们对热/机械疲劳裂纹扩展的研究结果可以看出: 材料的热/机械疲劳裂纹扩展行为有着很强的材料相关性, 不同的材料表现出迥然不同的热/机械疲劳裂纹扩展性能^[1~3]。Ni₃Al 合金作为一种高推重比航空发动机热端部件的候选材料, 其各方面的高温力学性能是必不可少的, 对其进行热/机械疲劳裂纹扩展行为研究是十分有实际意义的。

2 试验材料与试验程序

在本研究中所采用的材料为 Ni₃Al 定向凝固高温合金。采用单边缺口拉伸 (SENT) 试样。所有试验是在热/机械疲劳试验机 MTS 810 上进行的, 它是通过封闭的液压伺服加载系统实现机械加载的。试样通过液压夹头与试验机连接。试样通过电感应线圈高频感应加热, 采用压缩空气吹冷温度测量通过热电偶控制。疲劳加载系统和温度控制系统都是由计算机自动监控的。裂纹长度的测量则是采用读数放大望远镜, 其读数精度可达 0.01 mm。

在本研究中, 分别进行了等温、等温载荷保持、同相位热/机械疲劳、反相位热/机械疲劳、带保持时间热/机械疲劳等试验。对所有的数据均采用 7 点递增多项式拟合得出裂纹扩展速率与应力强度因子范围的关系数据。

3 结果与分析

3.1 温度、频率对 Ni₃Al 合金疲劳裂纹扩展行为的影响

为研究温度、频率对 Ni₃Al 合金疲劳裂纹扩展行为的影响, 在本研究中进行了两种不同温度、频率的疲劳裂纹扩展试验, 如图 1 所示。

在频率为 2 Hz 时, 990℃等温疲劳试验的裂纹扩展速率比 450℃等温疲劳试验的裂纹扩展速率大两倍多; 在频率为 0.0083 Hz 时, 990℃等温

疲劳试验的裂纹扩展速率比 450℃等温疲劳试验的裂纹扩展速率大接近 2 个数量级, 这说明温度的升高对此材料的裂纹扩展速率有明显的促进作用, 但是其裂纹扩展速率不是温度的线性函数。

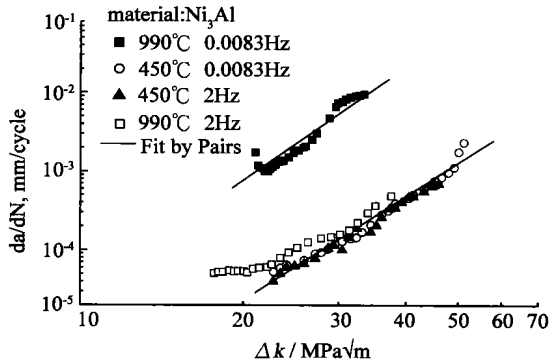


图 1 不同温度和频率等温疲劳试验结果
Fig. 1 Results of isothermal fatigue tests at different temperature and frequency

在 450℃时, 频率的改变对裂纹扩展速率影响不大, 450℃ (0.0083 Hz) 与 450℃ (2 Hz) 等温疲劳试验裂纹扩展速率相差很小, 两者的试验数据曲线几乎重合; 但是在 990℃时, 频率的改变对裂纹扩展速率影响很大, 990℃ (0.0083 Hz) 与 990℃ (2 Hz) 2 个等温疲劳试验的裂纹扩展速率相差 1 个多数量级。说明这种材料在高温下比在较低温度下对频率敏感得多: 在最大温度时, 频率的增大能明显加速其裂纹扩展。

3.2 相位角对 Ni₃Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展行为的影响

为研究相位角对 IC10 合金热/机械疲劳裂纹

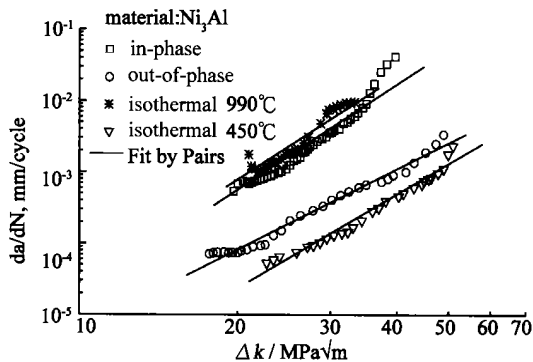


图 2 热机械疲劳与等温疲劳的试验结果
Fig. 2 Experimental results of TMF and isothermal fatigue

扩展行为的影响, 将其与最大温度和最小温度下的等温疲劳裂纹扩展 (三者的频率相同) 进行了比较, 如图 2 所示。

在同一频率下:同相位比反相位热/机械疲劳裂纹扩展速率大了 1 个数量级,但它们两者均介于最大温度与最小温度的等温疲劳试验的裂纹扩展速率之间。

3.3 保持时间对 Ni3Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展行为的影响

为研究保持时间对 Ni3Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展行为的影响,在本研究中进行了两种带保持时间的疲劳裂纹扩展试验,分别是 990℃ 等温(保时 60 s)疲劳裂纹扩展试验和保时 120 s 的热/机械疲劳裂纹扩展试验,如图 3 所示。

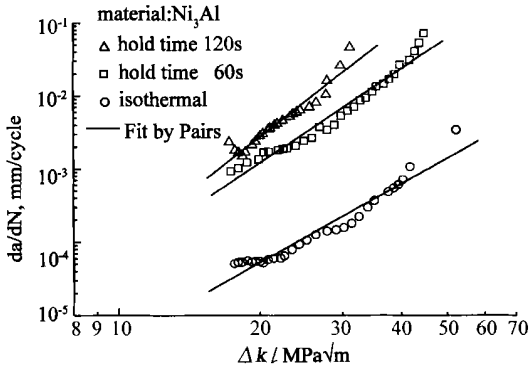


图 3 带保持时间的疲劳裂纹扩展试验结果
Fig. 3 Experimental results of fatigue crack growth with hold time

990℃等温(保持 60 s)疲劳裂纹扩展试验与 990℃等温(2 Hz)疲劳裂纹扩展试验的载荷上升和下降阶段时间都是一样的,只是前者多了在最大载荷时保持 60 s 这一过程,从图 3 中可以看出,载荷保持对裂纹扩展速率有明显的促进作用,990℃等温(保持 60 s)疲劳试验比 990℃等温(2 Hz)疲劳试验的裂纹扩展速率大了 1 个多数量级,而保时 120 s 的热/机械疲劳试验又比 990℃等温(保持 60 s)疲劳试验大了一倍多。

3.4 裂纹扩展速率模型

我们采用 HNH 模型来预测 Ni3Al 合金的热/机械疲劳裂纹扩展行为。HNH (Heil, Nicholas, and Haritos) 模型是 Heil 等人通过他们对 Inconel 718 的热/机械疲劳裂纹扩展行为的研究^[4,5],提出 1 个由循环相关(机械疲劳)分量和时间相关(环境影响)分量组成的线性累积模型,其表达式如下:

$$\begin{aligned} (da/dN)_{\text{total}} &= (da/dN)_{\text{cycle-dependent}} + \\ &\quad (da/dN)_{\text{time-dependent}} \end{aligned} \quad (1)$$

Heil 等人在他们的研究中,采用此线性累积

模型预测 Inconel 718 在热/机械疲劳条件下的裂纹扩展速率,预测结果和试验结果吻合得很好。

循环相关分量代表了在 1 个给定循环里,纯机械疲劳对裂纹扩展的贡献,一般来说,材料的循环相关分量应该是应力强度因子范围 ΔK 的函数。根据本研究的试验情况,拟采用 Pairs 公式来描述本研究中裂纹扩展速率的循环相关分量:

$$(da/dN)_{\text{cycle-dependent}} = C(\Delta K)^n \quad (2)$$

式中: C 和 n 均为由试验数据所确定的材料常数。

在本研究中,由于所有试验的 $da/dN \sim \Delta K$ 曲线基本平行(如图 1~3 等所示), n 的值相差很小,因而在本研究中 n 的值设定为 4.6。因为 450℃等温(频率 2 Hz)疲劳试验的裂纹扩展速率基本上是由于疲劳引起的,因而可以认为此试验是纯循环相关的,由此试验的试验数据可以得出,材料常数 C 为 $1.720\text{E}-10$ 。

在 Drew Blatt^[2]等研究的基础上,根据本研究中试验得出的数据,我们可以认为时间相关分量由下式得出:

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{\text{time-dependent}} = C(\Delta K)^n + \frac{\gamma-1}{t_{nd}} \int_{nd}^{\infty} \left(\frac{da}{dN}\right) dt \quad (3)$$

这里, γ 为与试验类型有关的参数; t_{nd} 为载荷非降阶段时间^[6], da/dt 是应力强度因子范围与温度的函数,在本研究中,其具体表达式如下:

$$da/dt = C_1(\Delta K)^m \exp(-Q/RT) \quad (4)$$

式中: C_1 和 m 为试验常数, Q 为激活能, T 为循环中任意时刻的绝对温度, R 为摩尔气体常数。由于在本研究所有的试验中, $da/dN \sim \Delta K$ 曲线基本上是平行的(如图 1~3 等所示),所以可以认为 m 与 n 是相同的,即 $m = n = 4.6$ 。常数 C_1 可以由试验数据确定。在本研究中, Q/R 被认为是一个常数,以 C_2 来表示。

在本研究中,参照试验数据 C_2 设为 18000。 C_2 值相对较大意味着,时间相关损伤主要发生在温度接近于最大温度时。从等温疲劳试验结果(如图 1)也可以看出:在最小温度时,其循环相关裂纹扩展速率比时间相关裂纹扩展速率大得多;而在最大温度时,其循环相关裂纹扩展速率则比时间相关裂纹扩展速率相对要小一些。因而可以说明采用较大的 C_2 值是合理的。

由公式(1)~(4)可得出本研究中 Ni3Al 合金在等温和热/机械疲劳条件下的裂纹扩展速率的线性累积模型:

$$\left(\frac{da}{dN}\right) = C(\Delta K)^n + \frac{\gamma-1}{t_{nd}} \int_{nd}^{\infty} C_1(\Delta K)^m \cdot$$

$$\exp(-C_2/T) dt \quad (5)$$

在这个模型中,共有 6 个参数,其中: C , C_1 , C_2 , m 和 n 均为材料常数,对于各种试验条件均是相同的, Y 则是与试验类型相关的。

在本研究中,根据前面的讨论,我们可以知道,常数 C , C_1 和 C_2 分别是 $1.72\text{E}-10$, $5.77\text{E}-5$, 18000 , m 与 n 相等其值为 4.6 。把这些常数代入公式(5)中可以得到 IC10 合金的裂纹扩展速率预测公式为:

$$da/dN = 1.72\text{E}-10(\Delta K)^{4.6} + \frac{Y-1}{t_{\text{end}}} \cdot \int_0^t 5.77\text{E}-5(\Delta K)^{4.6} \exp\left[-\frac{18000}{T}\right] dt \quad (6)$$

针对等温疲劳试验、同相位热/机械疲劳试验、反相位热/机械疲劳试验、等温载荷保持时间试验, Y 分别是 0.75 , 1.10 , 0.44 和 0.79 。

由于 Pairs 公式通常表示裂纹扩展的第 II 阶段(即裂纹的稳定扩展阶段),而本研究中所研究的对象均是在裂纹扩展的第二阶段,因而公式(5)或者公式(6)在本研究中是适用的。

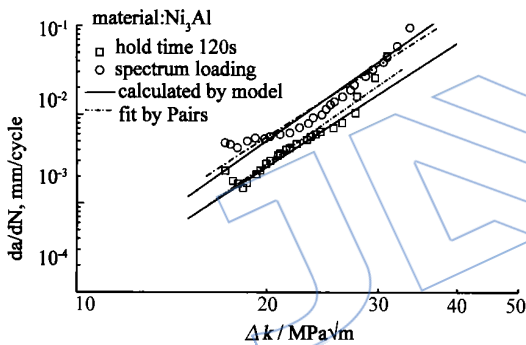


图 4 试验结果与模型计算结果的比较

Fig. 4 Compare between experimental results and calculated results by model

对于这个模型,在本研究中用 2 个验证试验对其进行检验,分别是带保持时间的热/机械疲劳试验和谱载试验,通过这 2 个验证试验可以检查这个线性累积模型的预测能力。目的在于能够采用这个预测模型预测更为复杂的热/机械疲劳条件下的裂纹扩展速率。带保持时间的热/机械疲劳试验的裂纹扩展速率应由热/机械疲劳裂纹扩展速率和保持时间裂纹扩展速率累积而成。谱载试验的 1 个谱块由 60 个等温循环(频率为 2 Hz)、7 个同相位热/机械循环(频率为 0.0083 Hz)及 1 个等温保时 120 s 循环共同组成。对各部分分别利用公式(6)计算,然后将这些部分累积可以得出其裂纹扩展速率的预测结果。模型计算结果和试

验结果的比较在图 4 中给出,从图 4 中可以看出,所有的试验数据点基本上都落在模型计算曲线的附近,两者吻合得很好,在 $\Delta K = 18 \sim 35\text{ MPa}$ 的范围内,模型计算结果与采用 Pairs 公式拟合结果的最大误差为 30% 。

这 2 个验证试验的比较结果可以说明此预测模型对于 Ni_3Al 合金在热/机械疲劳条件下的裂纹扩展速率预测是比较准确的。

4 结 论

通过对 Ni_3Al 合金进行热/机械疲劳($450 \sim 990^\circ\text{C}$)裂纹扩展行为的试验研究与宏观分析,得到如下结论: (1) 在高温条件下,载荷保持对裂纹扩展有明显的促进作用; (2) 在高温条件下,频率对裂纹扩展速率影响较大, 0.0083 Hz 等温疲劳试验裂纹扩展速率比 2 Hz 等温疲劳试验裂纹扩展速率大约 2 个数量级; (3) 在相同频率下,温度的升高对裂纹扩展有明显的促进作用; (4) 同相位热/机械疲劳疲劳裂纹扩展速率大于反相位热/机械疲劳疲劳裂纹扩展速率,热/机械疲劳裂纹扩展速率大于最小温度等温疲劳试验下的扩展速率但小于最高温度等温疲劳试验下的扩展速率; (5) 线性累积模型公式(6)能够很好地预测 Ni_3Al 合金在等温、载荷保持以及热/机械疲劳条件下的裂纹扩展速率。

参考文献:

- [1] Dai J, Marchand N J, Hongoh M. Thermal Mechanical Fatigue Crack Growth in Titanium Alloys: Experiments and Modeling[R]. ASTM STP 1263, 1996: 187.
- [2] Drew Blatt, Theodore Nicholas, Alten F. Grant, Jr. Modeling the Crack Growth Rates of a Titanium Matrix Composite Under Thermomechanical Fatigue[R]. ASTM STP 1263, 1996: 352.
- [3] Marchand, Pelloux. Thermal-Mechanical Fatigue Crack Growth in Inconel X-750[R]. NASA Contractor Report 174740, 1993.
- [4] Nicholas T, Heil M L, Haritos G K. Predicting Crack Growth under Thermo-Mechanical Cycling [J]. International Journal of Fracture, 1989, 41: 157.
- [5] Haritos G K, Miller D L, et al. Sustained-Load Crack Growth in Inconel 718 under Nonisothermal Conditions [J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1985, 107: 172.
- [6] 何玉怀. Ni_3Al 合金热/机械疲劳裂纹扩展行为研究[D]. 北京: 北京航空材料研究院, 2000.