

GH169蠕变/疲劳交互作用下 裂纹扩展研究

北京航空材料研究所 阎莉 蒋文龙 周洪范

摘 要

本文采用翻转电位法,研究了航空发动机的涡轮盘材料GH169在650°C时不同保持时间的蠕变-疲劳交互作用下的裂纹扩展行为,进行了两种不同预测模型的比较,并用扫描电镜对断口作了微观分析。实验结果表明,利用 Paris 公式拟合初始裂纹扩展阶段实验数据时相关性差,但双曲正弦寿命预测模型具有良好的相关性及预测性,且这种模型更为方便实用。在实验中还发现逐次从小载荷循环增至大载荷循环的裂纹扩展速率比一次加载明显减慢。

一、引 言

航空发动机关键部件涡轮盘的使用寿命是决定整体(结构完整性)的主要环节。在涡轮盘设计时要求给出很高存活率的寿命值(即 -3σ 值)。也就是说在每1000个盘中,只允许1.3盘低于设计循环寿命。因此,在已判废的盘中,必存有大量盘件即使未超过设计寿命但仍被剔除。从而造成很大浪费。而且,有些盘件即使出现了裂纹,但仍有一定的裂纹扩展寿命。因此,只考虑裂纹形成而不考虑裂纹扩展寿命无疑也是一种浪费。所以,近年来随着断裂力学的发展,含裂纹体构件的剩余寿命研究已得到了工程界的普遍重视。

本文研究的目的在于用断裂力学方法研究发动机涡轮盘材料在接近构件实际使用条件下,即蠕变/疲劳交互作用下裂纹扩展规律,从而建立合理的断裂判据和寿命估算方法,为航空发动机涡轮盘部件的设计、选材提出更具说服力的理论依据和实验结果。

二、试 验 情 况

1. 翻转电位裂纹检测装置 高温裂纹检测技术是获得精确数据的基础。目前常用的高温裂纹检测方法有直流电位法和交流电位法。但直流电位法的缺点是输入电流大,在高温下存在热电偶效应,且抗干扰能力差。交流电位法虽输入电流小,但它的缺点是存在集肤效应,影响测量精度。本实验根据翻转电位法^[3,4]建立了一套新的裂纹检测装置(图1)。该方法吸收了直、交流电位法的优点,克服了二者的缺点,可自动消除因热电偶效应等方面因素引起的电位漂移,从而提高了裂纹检测精度。该装置可达到下列技术指标:(1)供电电流翻转频率1~3

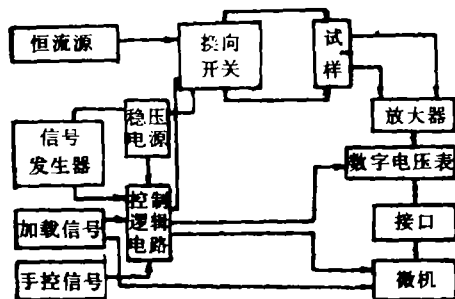


图1 翻转直流电位法裂纹检测系统框图

秒,在此期间读数不变;(2)读数精度 $1\text{ mm}=6\mu\text{V}$, 电位分辨率为 $0.1\mu\text{V}$; (3)装置经长时间连续工作稳定可靠无故障。

2. 试件及试验条件 材料用镍基高温合金 GH169, 热处理制度为: $965^\circ\text{C}\pm 10^\circ\text{C}$ 保持 1 小时空冷 + $720^\circ\text{C}\pm 10^\circ\text{C}$ 保持 8 小时随炉按 $40\sim 60^\circ\text{C}/\text{小时}$ 冷却速度冷至 $620^\circ\text{C}\pm 10^\circ\text{C}$ 保持 8 小时空冷。

实验采用两种尺寸的 CT 型试件(图 2), 分别在改装后的 Dst-5 型蠕变试验机和 RD2/3 型蠕变持久试验机上进行。加载波形见图 3, 保持时间分别为 200 秒、620 秒和 1800 秒。实验采用翻转电位法监测裂纹长度, 实验数据经 IBM 微机处理并由 SR-6602 绘图机绘出实验曲线。

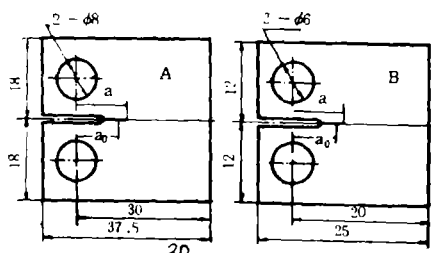


图 2 紧凑拉伸试件尺寸 (A: $W=30$, $B=10$, $B_1: W=20$, $B=6.5$)

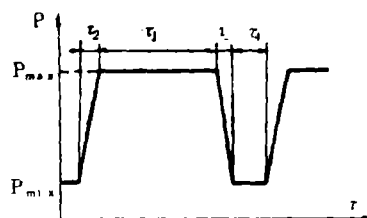


图 3 加载波形 (τ_1 = 保持时间, $\tau_2 = \tau_1 = 19$ 秒, $\tau_4 = 90$ 秒)

三、试验结果及讨论

GH169 材料两种尺寸试验结果见表 1 和表 2。表中 τ_1 是保持时间, 一次加载是指从加载到裂纹扩展载荷不变; 多次加载是指从多次小载荷循环逐渐增大载荷至裂纹扩展。多次加载的载荷及寿命均从加最后一次载荷算起。Pmin/Pmax 为载荷, 实验温度均为 650°C 。

表 1 $W=30\text{mm}$ 试件实验结果

编号	τ (s)	加载方式	Pmin/Pmax (N)	寿命 (h)
17	200	一次加载	235.5/3846.5	14.25
20	200	一次加载	235.5/3846.5	27.17
14	200	一次加载	392.5/3846.5	3.83
13	200	多次加载	235.5/3846.5	57.42
21	200	多次加载	392.5/3846.5	68.07
1	620	一次加载	235.5/3846.5	16.33
16	620	一次加载	235.5/3846.5	9.58
3	620	一次加载	235.5/3846.5	76.07
15	620	一次加载	235.5/3846.5	109.25
23	620	多次加载	235.5/4631.5	5.83
19	620	多次加载	235.5/4631.5	7.08
2	1800	一次加载	235.5/4631.5	3.0
10	1800	一次加载	235.5/3846.5	4.67
7	1800	多次加载	235.5/5416.5	2.67
24	200	多次加载	392.5/3846.5	19.83

表 2 $W=20\text{mm}$ 试件实验结果

编号	τ (s)	加载方式	Pmin/Pmax (N)	寿命 (h)
044	200	一次加载	104/1720	10.33
027	200	一次加载	104/1740	50.07
047	200	一次加载	104/1732	15.17
029	200	多次加载	104/2300	21.17
031	200	多次加载	104/2300	15.0
042	620	一次加载	104/1740	17.5
045	620	一次加载	104/1760	36.33
035	1800	一次加载	104/1900	8.17
050	1800	一次加载	104/1740	22.0
052	1800	一次加载	104/1860	38.17
0280	1800	多次加载	104/2000	21.0
0390	1800	多次加载	104/2200	8.75

1. da/dN 与 ΔK 实验数据的获得 电位法是在试件上通以恒定的电流, 随着裂纹的扩展, 测出靠近裂纹嘴二探头的电位变化, 从而检测出裂纹长度。因为裂纹长度是根据当时的电位换算的, 所以必须建立一条标定曲线。本实验采用铝箔切割法建立的标定曲线, 即 $V-a$ 曲线见图 4。对实验中测得的一系列电位与对应的载荷循环周次数据对 (V_i, N_i) 利用标定曲线换算成 (a_i, N_i) 。按递增多项式局部拟合求导法采用七点拟合程桥^[4]计算出每一试验点对应的裂纹扩展速率 da/dN , 及相应的应力强度因子幅值 ΔK 。其中 ΔK 按下列式计算:

$$\Delta K = \frac{\Delta P(2+\alpha)}{B\sqrt{W} \cdot (1-\alpha)^{3/2}} \times (0.886 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^3 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) \quad (1)$$

式中: $\Delta P = P_{\max} - P_{\min}$, $\alpha = a/W$

因为局部拟合时前三点与后三点无法拟合, 故本文将原程序修改。在第一个试验点前人为加三点, 令值等于第一点值; 同样, 在最后一点后也加三点, 令值等于最后一点值。这样就得到全部试验点的 da/dN 值。

2. 计算模型与实验曲线 一般认为 $da/dN-\Delta K$ 曲线可分三个阶段^[2]。每阶段可近似用 Paris 公式描述, 即:

$$da/dN = C(\Delta K)^n \quad (2)$$

近年来, 随着蠕变/疲劳交互作用下裂纹扩展的研究, 多种预测模型被提出。美国 P.W 公司提出了一种双曲正弦寿命预测模型^[1]。它的提出是以 $da/dN-\Delta K$ 在双对数坐标下近似呈双曲正弦函数为依据的, 并被证明能适合任何强度的材料^[1]。其表达式为:

$$\lg da/dN = C_1 \operatorname{sh}[C_2(\lg \Delta K + C_3)] + C_4 \quad (3)$$

其中 C_1 为材料常数, C_2 、 C_3 、 C_4 为与应力比、温度、频率、保持时间有关的常数。

本文分别用式(2)和(3)对数据进行处理。实验曲线见图 5。其中折线为 Paris 公式拟合结果曲线为双曲正弦模型拟合结果。

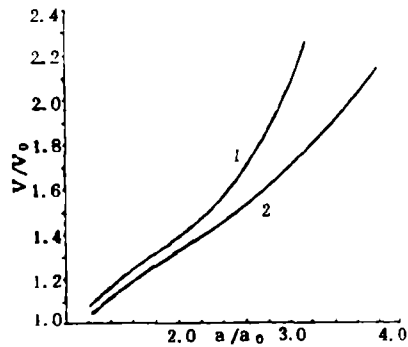


图 4 两种尺寸试样的标定曲线 (1- $W=20$ 标定曲线, 2- $W=30$ 标定曲线)

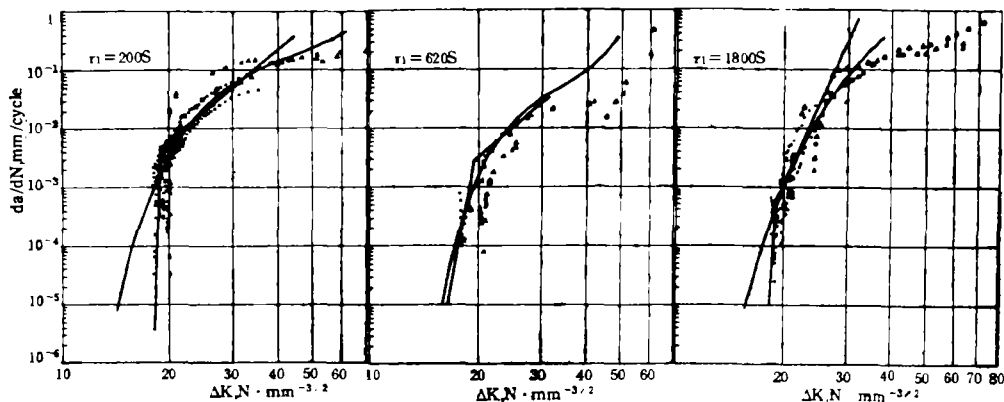


图 5 两种模型的实验曲线 (▲— $W=30$ 试验点, ○— $W=20$ 试验点)

当保持时间为200秒时, 拟合结果为:

由(2)得:

$$da/dN = \begin{cases} -218.37(\Delta K)^{169.49} & \Delta K \leq 18.6, R = 0.1974 \\ -8.50(\Delta K)^{5.20} & \Delta K > 18.6, R = 0.8907 \end{cases}$$

由(3)得: $\lg da/dN = 0.4sh[6.213(\lg \Delta K - 1.651)] - 0.254, R = 0.7955$

当保持时间为620秒时, 拟合结果为:

由(2)得:

$$da/dN = \begin{cases} -43.35(\Delta K)^{32.79} & \Delta K \leq 18.6, R = 0.7396 \\ -7.55(\Delta K)^{5.04} & \Delta K > 18.6, R = 0.9741 \end{cases}$$

由(3)得: $\lg da/dN = 0.4sh[8.963(\lg \Delta K - 1.528)] + 0.154, R = 0.9417$

当保持时间为1800秒时, 拟合结果为:

由(2)得:

$$da/dN = \begin{cases} -127.03(\Delta K)^{98.04} & \Delta K \leq 18.9, R = 0.3143 \\ -19.35(\Delta K)^{13.78} & \Delta K > 18.9, R = 0.7475 \end{cases}$$

由(3)得: $\lg da/dN = 0.4sh[3.922(\lg \Delta K - 2.052)] + 2.302, R = 0.8124$

这里R为相关系数。

从实验结果看出, 用Paris公式拟合初始裂纹扩展阶段实验数据时相关性较差, 又由于试样尺寸、试验条件等因素的限制, 基本得不到裂纹快速扩展阶段的数据, 所以无法用Paris公式得到完整的 $da/dN - \Delta K$ 曲线。但选用双曲正弦模型就会显示出以下优势: (1) 它可以显示典型的 $da/dN - \Delta K$ 形状, 无须分段考虑; (2) 全部或部分曲线与数据相符, 曲线形状可通过方程系数调节; (3) 曲线不是周期或渐近的, 故可用于外推并得到良好结果。

从图5看出, 两种尺寸试样的数据无明显差异。曲线的拟合是以小试样的数据为依据的, 但对大试样的数据也符合很好。

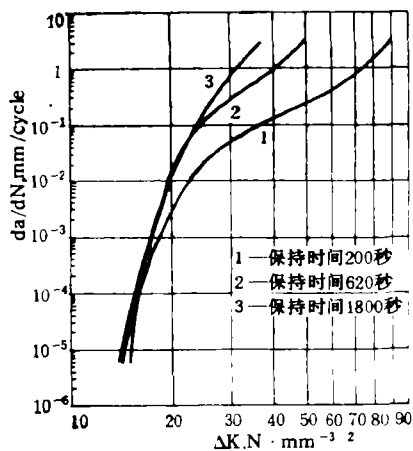


图6 不同保持时间双曲正弦模型实验曲线
(1- $\tau_1 = 200s$, 2- $\tau_1 = 620s$, 3- $\tau_1 = 1800s$)

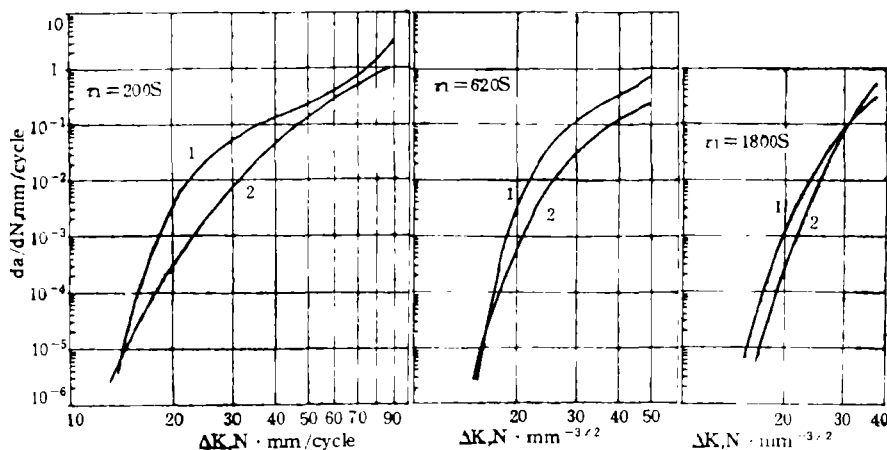


图7 两种加载方式实验曲线比较 (1-一次加载, 2-多次加载)

图 6 为三种不同保持时间下双曲正弦模型实验曲线。可以看出随着保持时间增大, 裂纹扩展速率加快。实验中还发现多次加载比一次加载的裂纹扩展速率明显减慢, 图 7 给出不同保持时间下两种加载方式实验曲线的比较。

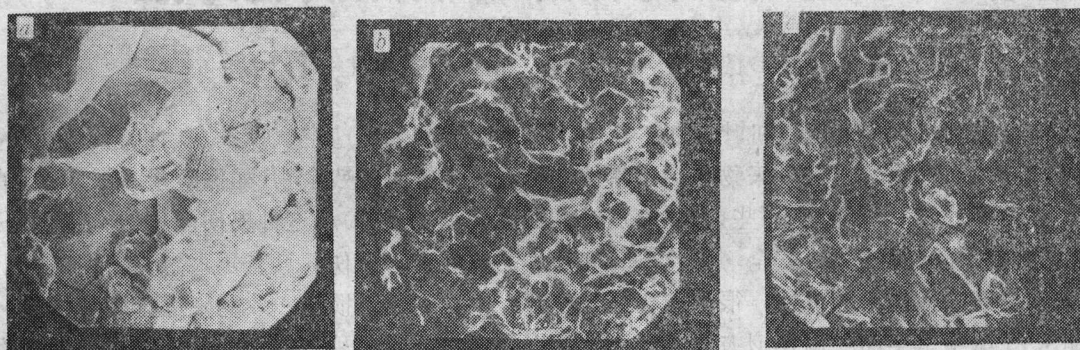


图 8 断口特征 ($W = 30$, 800倍, $a-\tau_1 = 200s$, 疲劳条纹 + 沿晶断口;
 $b-\tau_1 = 620$, 沿晶断口; $c-\tau_1 = 1800s$, 沿晶断口)

3. 断口分析 图 8 为试样断口特征。从图中可看到, 保持时间增大, 蠕变损伤成份越来越大, 疲劳成份随之减少。还可看出保持时间为 200 秒时明显见到疲劳条带, 但保持时间增大到 1800 秒时就几乎看不到疲劳条带了。疲劳损伤发生在晶内, 而蠕变损伤则发生在晶界。同时, 通过扫描电镜观察断口发现不同尺寸同一保持时间的试样断口微观形貌无大差异。这与宏观分析相符。

四、结 论

1. 双曲正弦模型比 Paris 公式无论从相关性还是预测性都更具有优越性, 且它可以描述完整的 $da/dN-\Delta K$ 曲线。

2. 双曲正弦寿命预测模型与 GH169 在 $650^\circ C$ 不同保持时间的蠕变/疲劳交互作用下裂纹扩展实验数据符合很好。并得到三种保持时间的经验公式:

保持 200 秒: $lg da/dN = 0.4sh[6.213(lg \Delta K - 1.651)] - 0.254$

保持 620 秒: $lg da/dN = 0.4sh[8.963(lg \Delta K - 1.528)] + 0.154$

保持 1800 秒: $lg da/dN = 0.4sh[3.922(lg \Delta K - 2.052)] + 2.302$

3. 随着保持时间增大, 裂纹扩展速率明显增大。三种保持时间下的试样断口均为沿晶断裂, 晶内疲劳条带随保持时间的增大而递减, 而蠕变损伤对寿命影响越来越大。

4. 二种尺寸试样, 二种试验机得到的实验数据基本吻合, 尺寸效应不明显。

5. 多次小载荷循环逐渐增大载荷时的裂纹扩展速率比一次加载的裂纹扩展速率减慢。

6. 用翻转电位法检测裂纹比目前常用的直流电法与交流电位法精度高。

参 考 文 献

- [1] Jeffery R. Chrisloff Lieutenant, "Evaluation of Fatigue-Creep Crack Growth in an Engine Alloy", USAF, AFIT/GA/AA/83D-2.
- [2] 周洪范, "高温蠕变及持久强度试验研究的现状与发展", 全国高温强度会议论文, 1978.12,
- [3] 周洪范, "测量裂纹扩展电位法的新进展", 第二届全国蠕变、高温疲劳及其应用学术讨论会论文, 1985.
- [4] 罗又华、刘文珽, "用递增多项式法处理 da/dN 试验数据与 BASIC 程序", 北京航空学院技术总结。

A STUDY ON GH169 CRACK PROPAGATION UNDER CREEP-FATIGUE INTERACTION

Yan Li, Jiang Wenglong, Zhou Hongfan

(Beijing Institute of Aeronautical Materials)

As a new technique of crack detection at high temperatures, Reversing DC Electric Potential Method is used to study the crack propagation behaviours of aero-engine turbine disk material GH169 under creep-fatigue interaction at 650 °C and at different hold-times. The fracture surfaces has examined with a scanning electron microscope. The experimental results indicate that the life prediction model by hyperbolic sine function is superior to the life prediction model by Paris formulation in correlativity with experimental data and predictability at the crack initiation propagation. Moreover, the former model is more convinient in application. It has been found that the crack propagation ratio obtained in the case of gradually increasing loading is smaller than that resulted from one-time loading.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON 3D TURBULENT GAS-PARTICLE FLOWS IN A COMBUSTOR OF CO-FLOW JET WITH LARGE VELOCITY DIFFERENCE

Li Rongxian, Zhao Huiquan, Huang Xiaoqing,

Qiu Taiqing, Pan Min, Zhou Lixing

(Tsinghua University)

The time-averaged and root-mean-square fluctuation velocities of gas and particle phases and particle mass flux distributions have been measured by a 2-dimensional laser Doppler velocimeter combined with a sampling probe in a combustor of co-flow jets with large velocity difference. The results show large velocity slip between gas and particle phases. The gas-phase flow has a strong reverse flow in the near-axial region, while particles keep their forward motion almost everywhere, even in the strongly reverse flow region. The particle mass flux distributions measured have their maximum values in the near-axial reverse flow region. Presence of high-velocity jets remarkably enhances particle mixing. All these facts reveal the mechanism of flame stabilization and combustion intensification in the combustor of co-flow jets with large velocity difference. The four peaks of gas turbulence intensity observed in experiments demonstrate that the turbulence is caused by large velocity gradient resulted from sudden expansion and high velocity jets. Particle