

涡轮盘材料低周叠加高周复合 疲劳断裂特性研究

涂柏林 牛康民 王章安 颜鸣皋

(北京航空材料研究所)

航空发动机的载荷谱, 包含起飞和着陆间的各种巡航状态, 可简化为梯形波表示。在涡轮盘和压气机盘的关键区域, 如连接叶片的盘缘, 离心力和热应力的变化, 以起动——停车作为一个工作循环, 称为主循环, 是低周疲劳的主要损伤源。在载荷保持期间 (巡航状态), 局部高应力区可能产生蠕变或应力松弛, 实际上还会有低幅值高周振动 (称为次循环) 应力叠加在主循环上, 简化载荷谱如图 1 所示。这种状态除航空发动机外, 在多数动力机械如原子能装置、内燃机等都可能发生。在评定承受低周叠加高周复合作用的构件及材料疲劳断裂性能时, 应该考虑高周损伤的重要作用。本文介绍近年来所作初步研究的部分结果。

一、试验程序

采用轮盘材料GH36合金进行试验, 裂纹扩展速率试验采用 $4 \times 14 \times 105\text{mm}$ 单边缺口裂纹试样, 缺口根部线切割。在专用电液伺服程控低周叠加高周复合疲劳试验机上进行试验, 试验波形见图 1。低周频率 $f_1 = 3\text{block/min}$, 峰值保持时间 17s , 高周频率 $f_2 = 30\text{Hz}$ 。采用高频感应加热试样, 试验温度 600°C 。裂纹扩展速率试验, 采用直流电位法监测裂纹。疲劳过程采用扫描电镜、复型电镜、显微干涉仪及光学读数显微镜进行观察。

二、试验结果

1. 裂纹扩展特性

(1) 振幅比的影响。从图 1 可以看出, 有两个循环计数, 即低周与高周, 三个应力强度范围, 即低周 ΔK_L , 高周 ΔK_m 及复合循环

ΔK_t 。振幅比定义为 $m = \frac{1}{2} \Delta K_m / K_{axm}$ 。复

合的应力强度范围为

$$\Delta K_t = \Delta K_L + \frac{1}{2} \Delta K_m \quad (1)$$

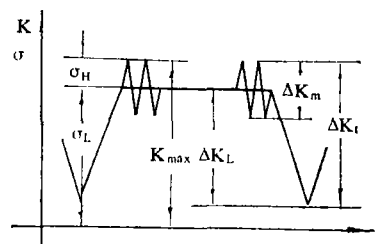


图 1 高周叠加低周复合疲劳试验波形

由于本文采用的单边缺口试样长宽比足够大, 应力强度可按下式计算^[1]。

$$K_I = F \sigma (\pi a)^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

裂纹扩展率 da/dN 采用七点递增多项式计算。为检验 ΔK 的有效性, 专门设计了一组试验, 分别在 $P_{max} = 14900$ 、13100、11600 N 三级载荷下求得 $m = 0$ 的裂纹扩展数据, 结果见图 2。在低周载荷下, 试验点重复得相当好。试验点在低端分散性较大, 但仍在试验允许的范围内。由应力强度因子来衡量试验数据, 对 3 级载荷表现出无序性, 即试验点是随机分布的。这说明按 $da/dN - \Delta K$ 关系处理数据是合理的, 初步断定本试验条件下 ΔK 能作为描述裂纹 da/dN 的控制参量。

图 3 所示为 $R = 0.1$, $m = 0$ 、0.08 及 0.12 的裂纹扩展曲线。 $m = 0$ 的数据用最小二乘法拟合的 Paris 公式

$$\frac{da}{dN} = 1.22 \times 10^{-7} (\Delta K)^{2.803} \quad (3)$$

图 3 表明, $\Delta K_t = 20 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 时, $m = 0.12$ 较 $m = 0$ 的裂纹扩展速率约提高 20 倍。即在 $m \geq 0.08$ 时, GH36 合金 600℃ 下的疲劳裂纹扩展速率的增大, 是高周损伤起主导作用。而且 m 愈大发生高周损伤的 ΔK_t 愈低。如果高周循环的频率愈高, 则产生主导作用高周损伤的 m 值也愈低^[2]。

(2) 高周的作用区。 ΔK_t 的函数 $da/d(\text{block})$ 曲线, 与 $m = 0$ 低周疲劳的 da/dN 曲线向下外推时具有交点表明, 高周具有一定的有效作用区。当 Δk_t 高于此值, 则 da/dN 增大, 低

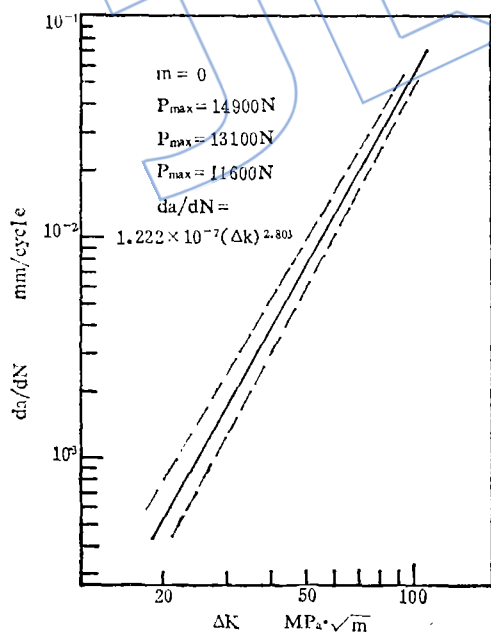


图 2 三级载荷的低周梯形波数据

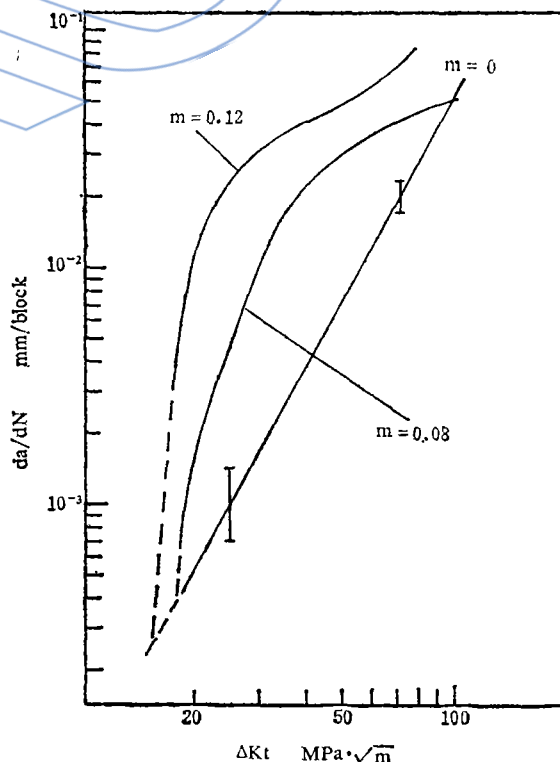


图 3 不同的 m 值的低周叠加高周复合疲劳裂纹扩展

于此值, 则高周对总的 da/dN 没有显著影响, 此值与材料对复合疲劳的敏感性及其构件的工况有关。本文研究的 GH36 合金高周作用区, 在 $m > 0.08$ 时, 与 Ti-6Al-4V 合金有类似的趋向。此外, 高周循环的频率对高周损伤的开始区域产生影响^[2]。

2. 疲劳过程的观察

(1) 裂纹尖端塑性区。这一部分工作只局限于试样缺口根部 2mm 以内的短裂纹区域, 试样缺口根部未进行线切割。裂纹尖端塑性区用显微干涉仪进行观察。当裂纹长度达到 0.05mm 时, 低周疲劳与 $m = 0.11$ 复合疲劳试样的裂纹尖端就出现了明显的变形, 而且显示出前者比后者大得多。当裂纹长度从 0.05mm 扩展到 2mm 时, 二者裂纹尖端塑性区差别更大, 经测量, 前者是后者的 3 倍。这是由于后者使裂纹尖端的塑性变形受到较大的约束不易屈服, 致使裂纹扩展寿命大幅度降低。

(2) 裂纹扩展区微观断口。GH36 合金高温下复合疲劳断口微观形貌有下述几个特征: a. 复合循环每个循环块对应 1 个疲劳条带, 随着裂纹长度的增长, 条带变宽。低周疲劳这个特征却不明显。b. 循环形成的条带中, 包含亚条带。如果不是仔细观察, 用复型电镜有时也难以找到。亚条带的周期, 不可能像条带那样与低幅值振动循环一一对应。c. 在一些断口形貌中, 有若干条平行于裂纹扩展方向垂直于疲劳条带的棱线, 特别是在裂纹扩展后期较宽的条带中, 这种形貌较为突出。对比二者疲劳条带的间距表明, 当裂纹长度为 2mm 时, 复合疲劳是低周疲劳的 10 倍。

三、结 论

1. 按三级载荷检验, GH36 合金在 600℃ 下可以使用应力强度因子 ΔK 描述裂纹扩展的 da/dN 。

2. GH36 合金 600℃ 下在振幅比 $m \geq 0.08$ 时, 高周损伤对加速疲劳裂纹扩展起主导作用。振幅比愈大, 则发生高周损伤的 ΔK 愈低。

3. 低周疲劳与复合疲劳高温下断裂过程对比观察结果表明, 前者的裂纹尖端塑性区显著大于后者; 前者的疲劳条带间距显著小于后者。

试验工作主要参加人员有欧阳杰、宋德玉、商锡玲及杨景成等同志, 在此表示衷心感谢。

参 考 文 献

- [1] 中国航空研究院编, “应力强度因子手册”, 科学出版社, 1981。
- [2] Powell, B.E., Duggan, T.V. and Jeal, R., “The Influence of Minor Cycles on Low Cycle Fatigue Crack Propagation”, INT. J. FATIGUE Vol. 4, No. 1, (1982)。

(责任编辑 李其汉)

deterioration and superior maintainability and reliability as well as some other advantages. To achieve this, a lot of significant advanced technologies have been developed and put in practice which are presented in brief in this paper. Finally, some remarks on aeroengine development in China have been made.

TECHNICAL NOTES

A STUDY ON FATIGUE CRACK PROPAGATION SUPERIMPOSING HIGH CYCLES ON LOW CYCLES FOR TURBINE MATERIALS

Tu Bailin, Niu kangmin, Wang Zhangan, Yan Minggao

(Institute of Aeronautical Materials)

The crack propagation under combined fatigue superimposing high frequency vibration with lower amplitude on low cycles with higher amplitude and its fractographic features for GH36 alloy are studied. Experimental results show that the high cycle damage will be a main factor when the amplitude ratio of high cycle to low cycle is larger than 0.98. Then, the surface deformation just ahead of the crack tip is decreased, each wide striation consisting of a number of parallel sub-striations produced by vibration stress and the cyclic hardening are increased. In this case, assessing of the FCG rate is basically independent of the LCF damage.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON HEAT TRANSFER CHARACTERISTICS FOR ARRAYS OF CIRCULAR JETS IMPINGING ON CURVILINEAR SURFACE WITH CROSSFLOW AND EJECTION HOLES

Li Liguo and Chang Haiping

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The effects of curvilinear surface with ejection holes on the internal heat transfer coefficient of arrays of impinging have been investigated for simulation of the impingement cooled turbine vanes. The experiments show that both