

疲劳裂纹扩展与寿命计算

中欧航空工程师学院

绪论

- + 自第二次世界大战以来，随着高强度材料和大型结构的广泛应用，一些按传统强度和常规设计方法设计、制造并经严格检验合格的产品，先后发生了不少灾难性断裂事故。
- 二战期间，1943~1947年美国5000余焊接船连续发生了一千多起断裂事故。其中238艘完全毁坏；
- 英国“de Haviland”公司在1952年研制的旅客机“彗星”号连续发生失事。

目 录

一、疲劳裂纹结构的安全性

二、疲劳失效过程与机制

三、疲劳裂纹的亚临界扩展

四、影响疲劳裂纹扩展的因素

五、疲劳裂纹扩展寿命计算

六、延寿技术

参考资料:

1) 飞机结构疲劳强度与断裂分析

杜洪增编

中国民航出版社

2) 断裂力学及其工程应用

李庆芳主编

哈尔滨工程大学出版社

一、含疲劳裂纹结构的安全性

疲劳研究的目的——

- 定寿：精确地估算机械结构的零构件的疲劳寿命，保证在服役期内零构件不会发生疲劳失效。
- 延寿：采用经济而有效的技术和管理措施延长疲劳寿命

一、含疲劳裂纹结构的安全性

➤ 飞机结构的使用寿命

✓ 疲劳裂纹形成寿命

- 由微观缺陷发展到宏观可检裂纹所对应的寿命
- 由疲劳理论的方法给以确定

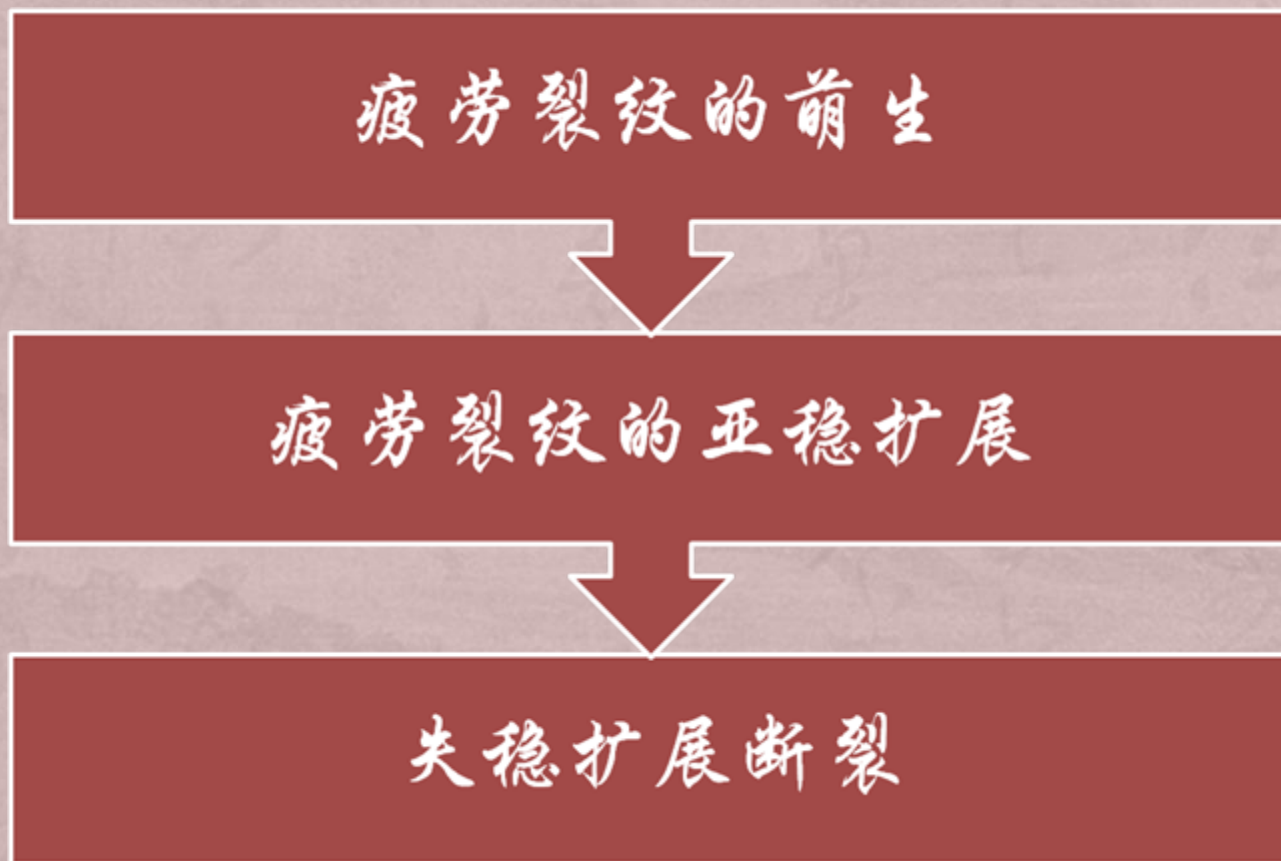
✓ 疲劳裂纹扩展寿命

- 宏观可检裂纹扩展到临界裂纹而发生破坏这段区间的寿命
- 用断裂力学方法确定

➤ 计算结构裂纹扩展寿命的意义

即使循环应力水平远低于材料的疲劳极限，裂纹也可能扩展，并最终导致灾难性的破坏

二、疲劳失效过程与机制



疲劳失效过程示意图

二、疲劳失效过程与机制

1、疲劳裂纹萌生过程及机理

- 宏观疲劳裂纹是由微观裂纹的形成、长大及连接而成的
- 将0.05~0.1mm的裂纹确定为疲劳裂纹核，以此确定疲劳裂纹萌生期

疲劳裂纹萌生机理的三种可能：

A.表面滑移带开裂

B.夹杂物与基体相界面分离或夹杂物本身断裂

C.晶界开裂

二、疲劳失效过程与机制

1

- 长期循环应力

2

- 循环滑移带

3

- 集中分布局部薄弱

4

- 滑移带宽度随循环次数增加

5

- 位错的塞积和交割

6

- 微裂纹形成

滑移带开裂产生裂纹

二、疲劳失效过程与机制

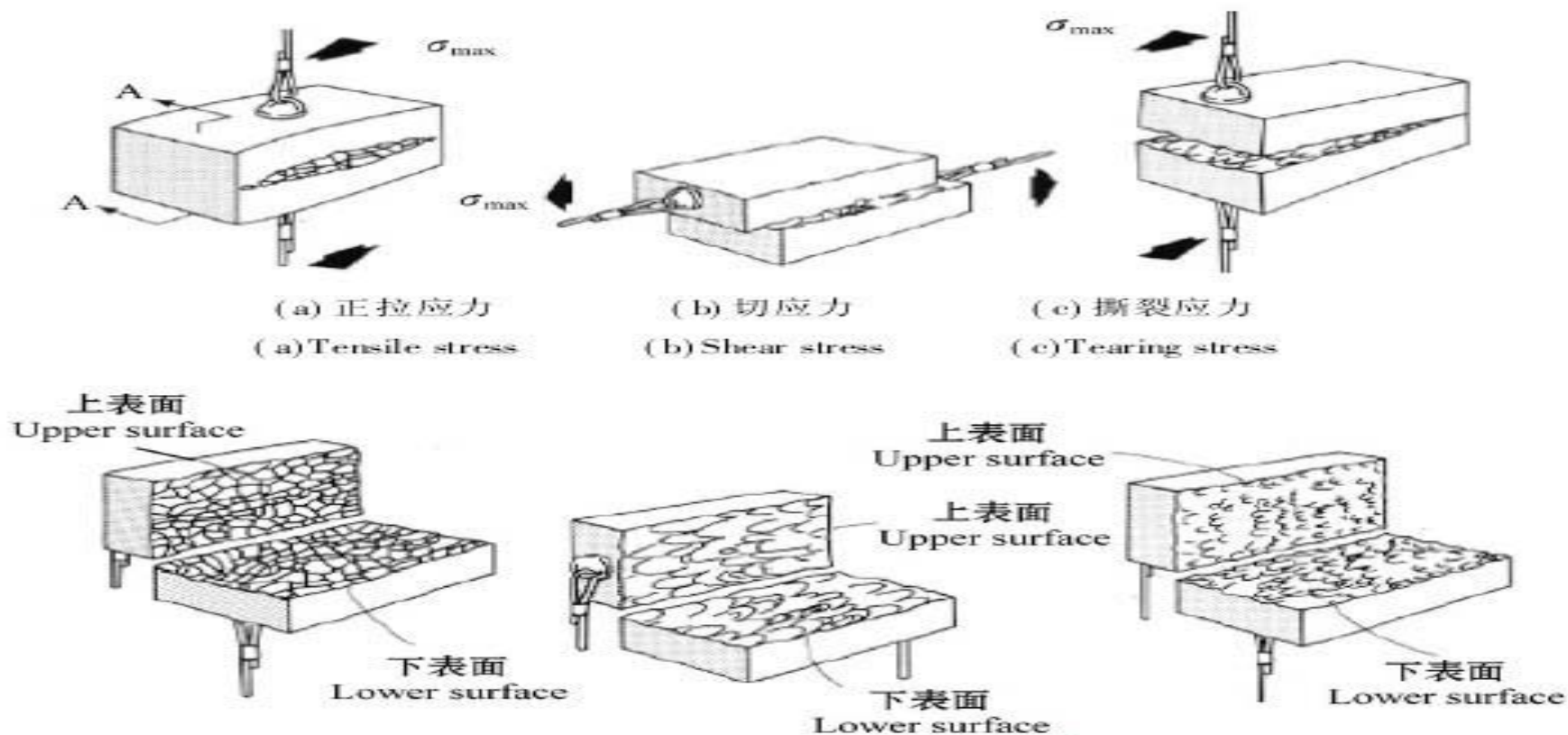
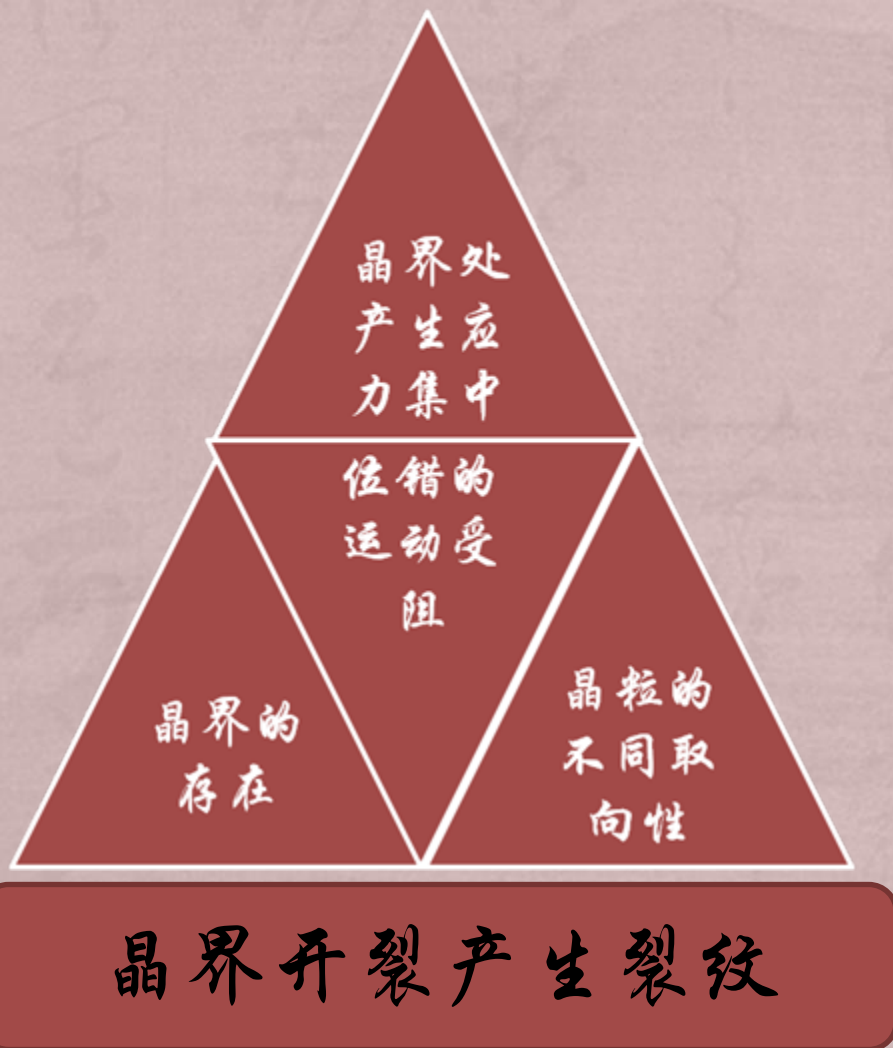


图2 应力状态对切窝形状影响示意图

相界面开裂产生裂纹

预防——只要能降低第二相或夹杂物的脆性，提高相界面强度，控制第二相或夹杂的数量，形态大小和分布，使之“少、圆、小、匀”

二、疲劳失效过程与机制



预防——从晶界萌生裂纹来看，凡使晶界强化、净化和细化晶粒的因素，均能抑制晶界裂纹形成，提高疲劳抗力。

二、疲劳失效过程与机制

2、疲劳裂纹扩展过程

裂纹扩展的两个阶段

➤ 第一阶段

沿主滑移系，以纯剪切方式向内扩展；扩展速率仅 $0.1\ \mu\text{m}$ 数量级。

➤ 第二阶段

在II区。晶界的阻碍作用，使扩展方向逐渐垂直于主应力方向；扩展速率 μm 级；可以穿晶扩展。形成疲劳条带

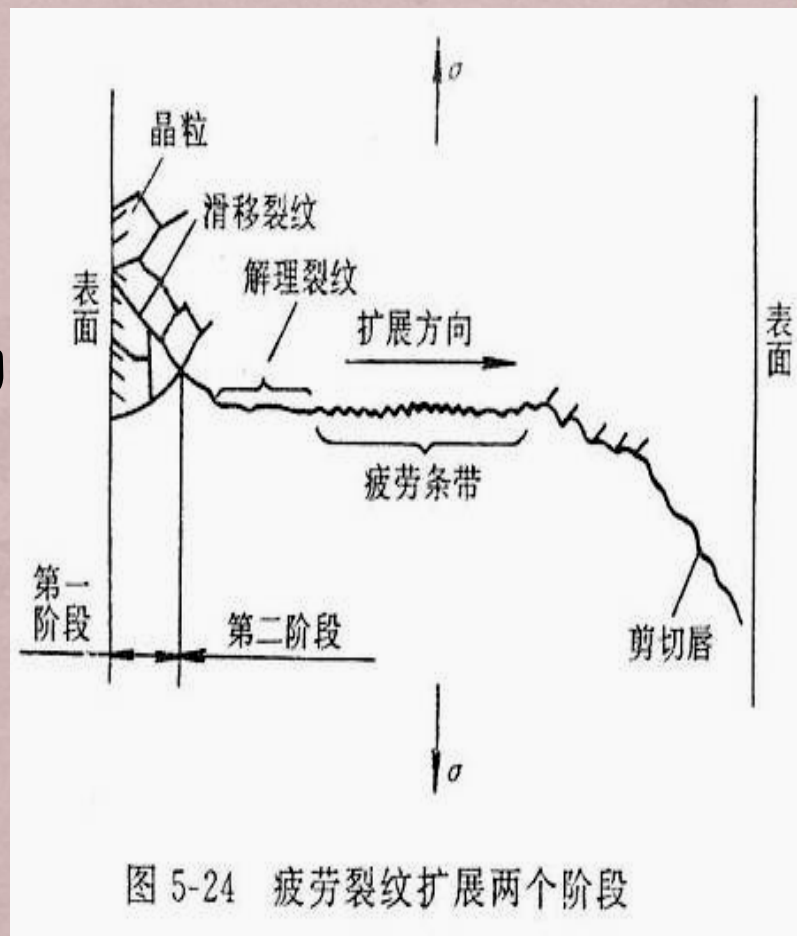


图 5-24 疲劳裂纹扩展两个阶段

二、疲劳失效过程与机制

2、疲劳裂纹扩展过程及机理

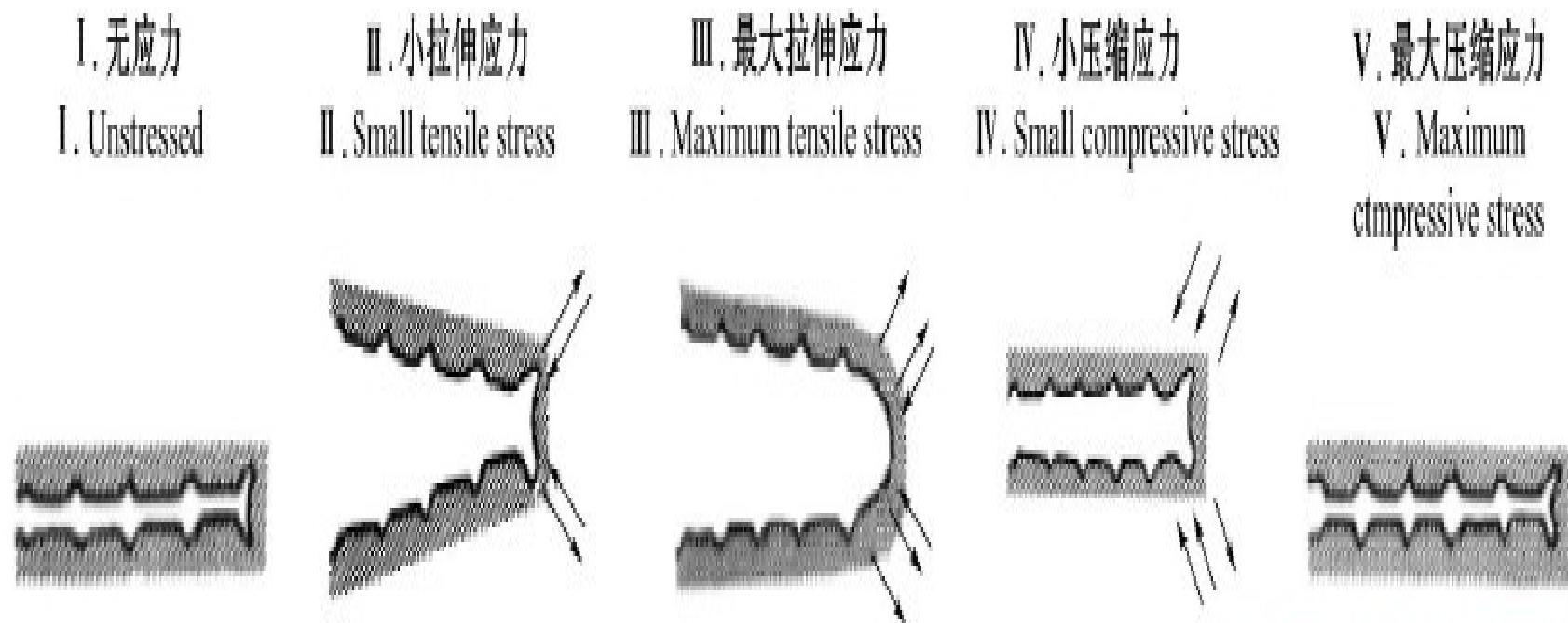


图8 裂尖塑性钝化形成疲劳条带模型

塑性钝化模型

三、疲劳裂纹的亚临界扩展

对于一个含有表面初始裂纹（长度为 a_0 ）的构件：
静载荷情况

$$\sigma < \sigma_c \quad K_1 < K_{1c} (\text{或} K_c) \quad \text{不会破坏}$$

$$\sigma = \sigma_c \quad K_1 = K_{1c} (\text{或} K_c) \quad \text{脆性断裂}$$

交变载荷情况

$$a < a_c \quad \text{裂纹缓慢扩展}$$

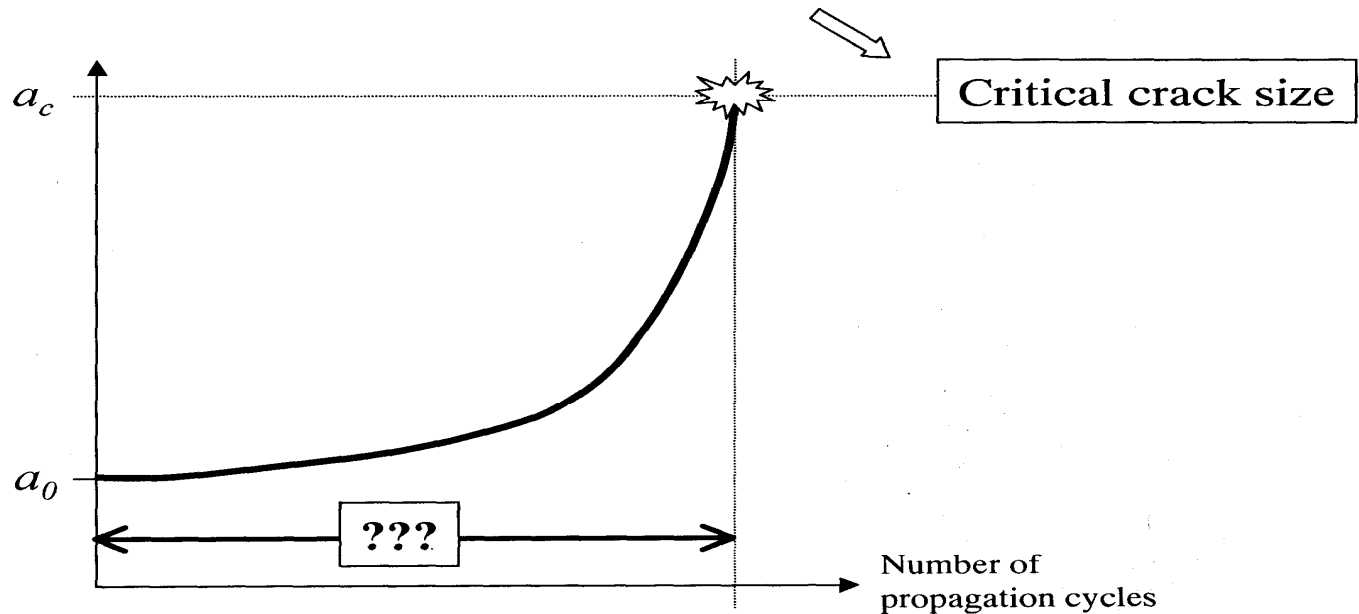
$$a = a_c \quad \text{裂纹失稳扩展，构件破坏}$$

三、疲劳裂纹的亚临界扩展

□ 疲劳裂纹的亚临界扩展

- 裂纹在交变应力作用下，由初始长度 a_0 扩展到临界长度 a_c 的这一段扩展过程

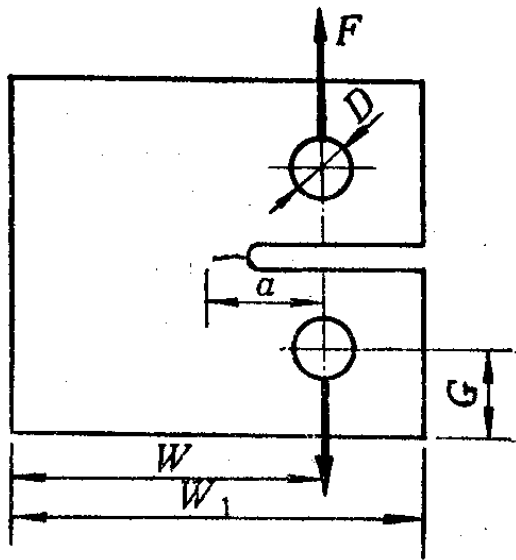
tenacity or R-curve $\Rightarrow K_I = f(\sigma, a_c) = K_c$



- How much time will it take for an initial undetected defect or crack to reach this maximum allowable crack size ?
- What is the adequate inspection interval to control a propagating crack and avoid the rupture of the structure ?

3.1 疲劳裂纹扩展速率

- ❑ 在交变载荷作用下，裂纹长度 a 随交变载荷循环数 N 的增加而加大
- ❑ 裂纹扩展速率是裂纹扩展的一个量度
 - 预测疲劳裂纹扩展寿命
 - 估算裂纹检查间隔



(b)

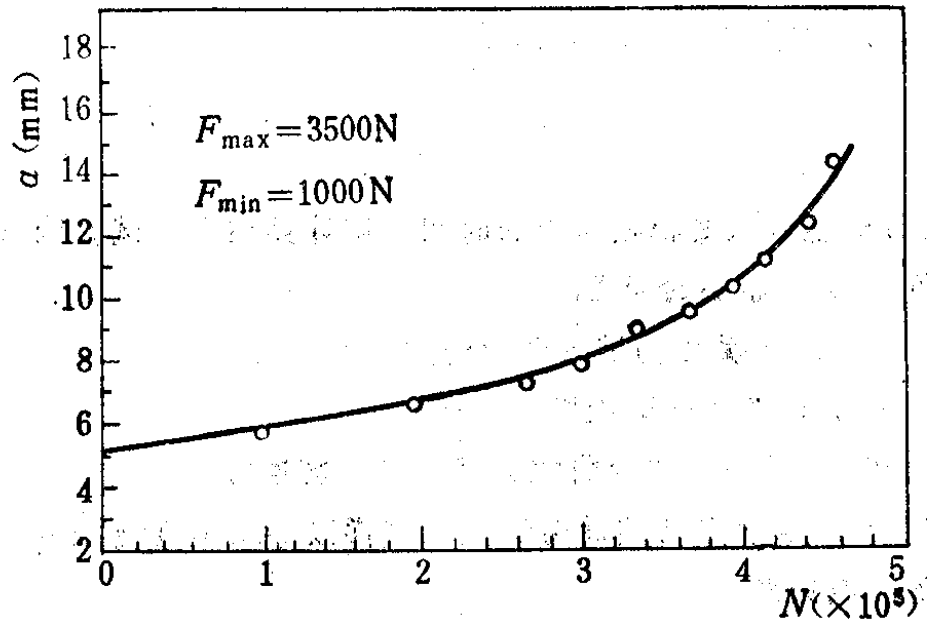
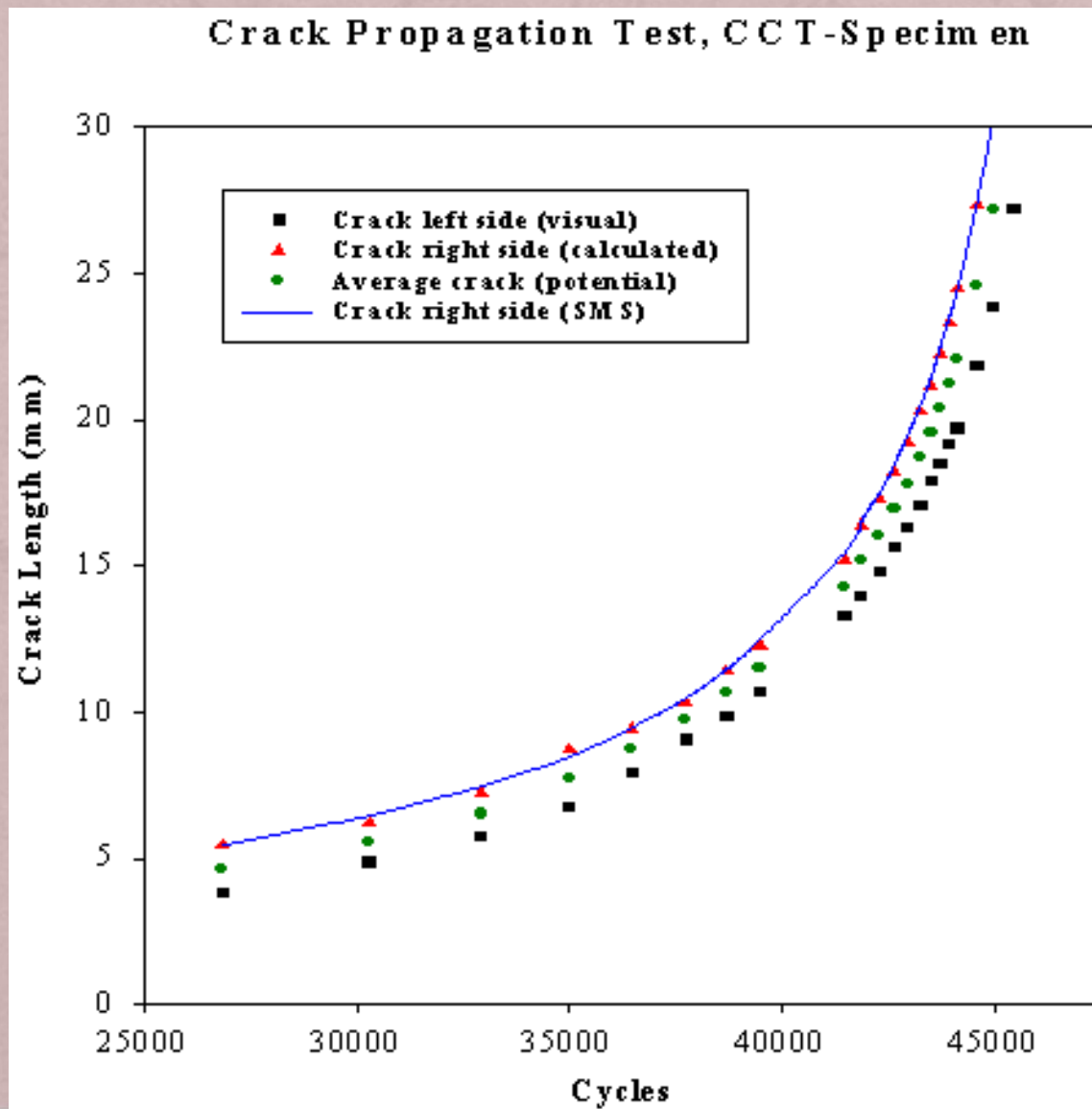


图6-19 13Ni钢的 $a-N$ 曲线

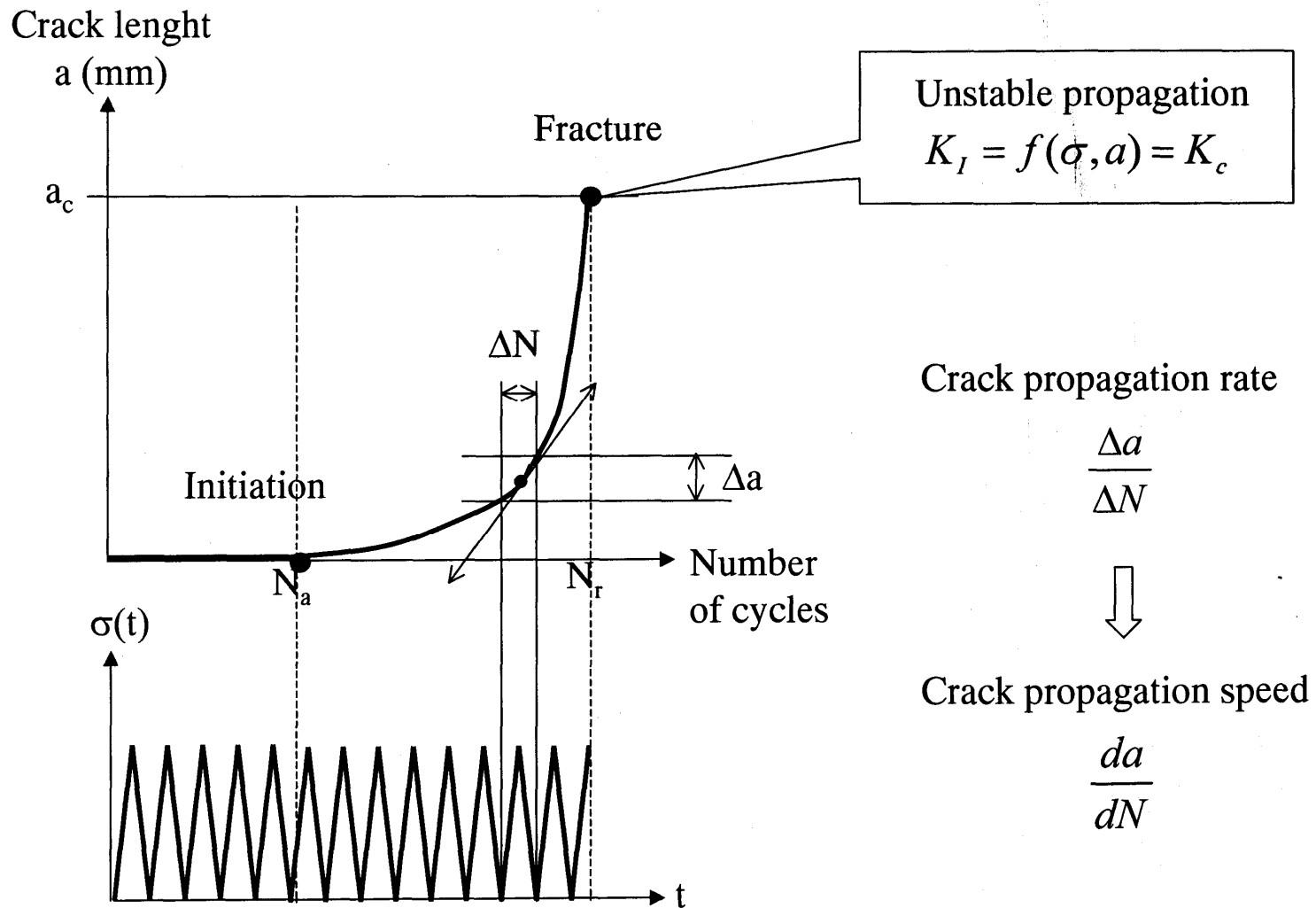
3.1 疲劳裂纹扩展速率

+ CCT试件的测试结果



3.1 疲劳裂纹扩展速率

裂纹增长， K_I 增大



3.2 Paris公式

疲劳裂纹扩展是受裂纹尖端弹性应力强度因子变程控制的：

$$\frac{da}{dN} = c(\Delta K)^n$$

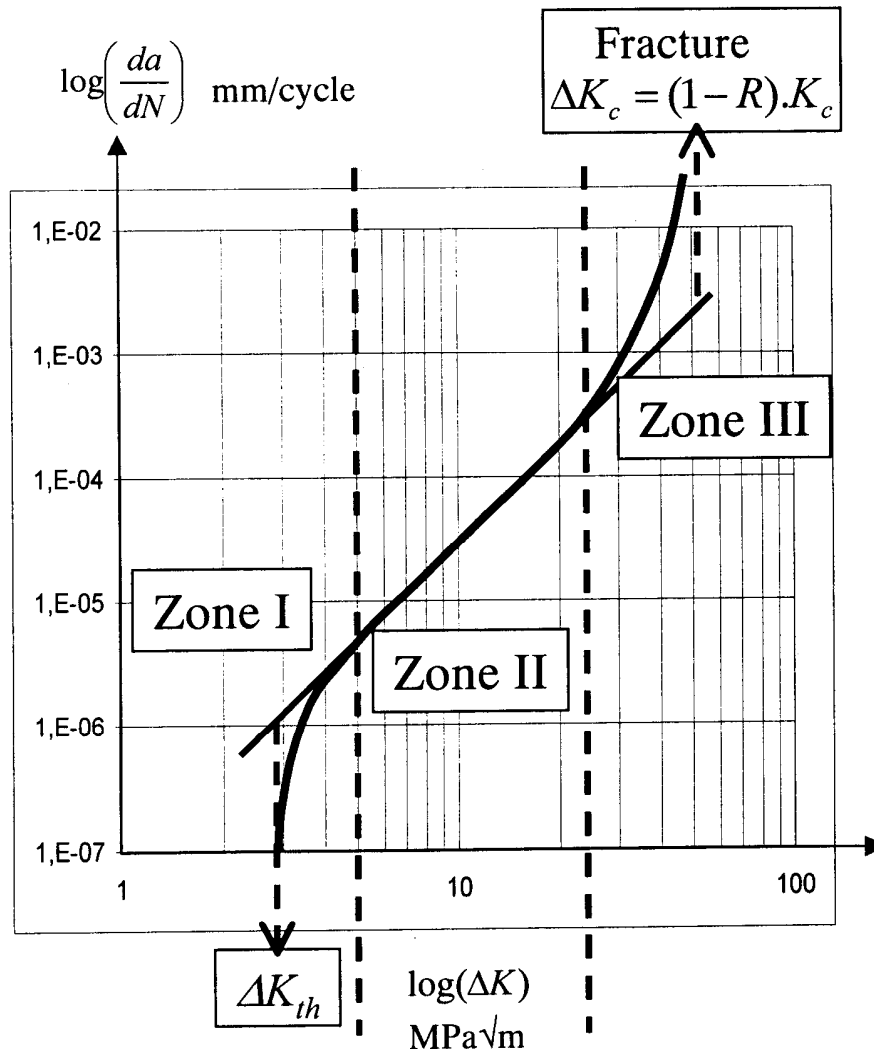
式中 c 、 n 是与试验条件（环境、加载频率、温度和应力比 R 等）有关的材料常数，对于绝大多数金属材料， $n = 2 \sim 4$ 。为应力强度因子幅度，其定义为

$$\Delta K_I = K_{I,\max} - K_{I,\min} = \alpha(\sigma_{I,\max} - \sigma_{I,\min})\sqrt{\pi a}$$

Paris公式表明：疲劳裂纹扩展是由裂纹尖端弹性应力强度因子的变化幅度所控制的。

3.3 疲劳裂纹亚临界扩展规律

□ 高周疲劳的裂纹亚临界扩展规律：三个分区



Zone I :

- discontinuous phenomena
- influence of microstructure and environment
- existence of a threshold ΔK_{th} under which there is few or no propagation. Generally associated to a propagation speed of 10^{-7} mm/cycle

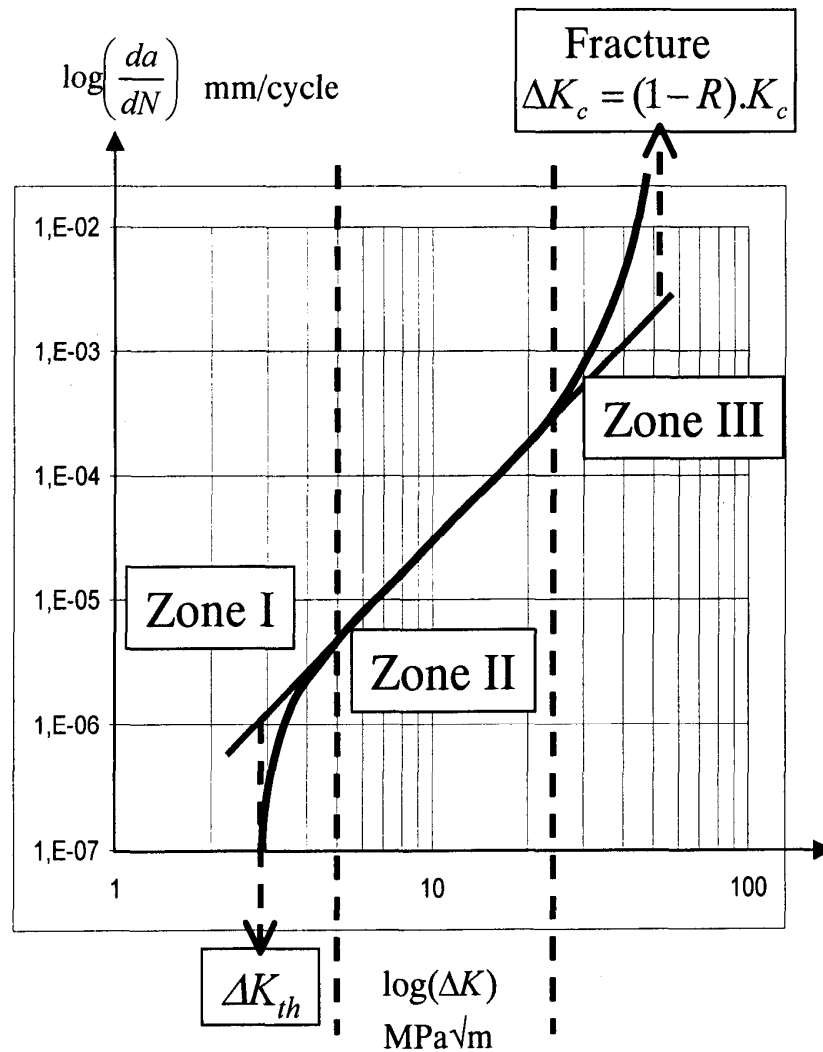
Zone II :

- continuous phenomena
- low influence of microstructure
- low influence of environment
- linear behaviour in a log-log plane

Zone III :

- static phenomena
- close to unstable propagation
- behaviour driven by K_c

3.3 疲劳裂纹亚临界扩展规律



Paris' law :

- only for linear behaviour (zone II)

$$\frac{da}{dN} = C.\Delta K^n$$

Where

a = crack length

N = no. of cycles

ΔK_I = range of stress intensity
at root of crack,
calculated from max stress
minus minimum stress.

C and m are material constants

4 影响疲劳裂纹扩展的因素

□影响疲劳裂纹扩展的因素

➤应力强度因子

- 最重要、最基本

➤应力比

➤平均应力

➤高载峰值

➤加载频率

➤温度

➤环境介质

4.1 应力比与平均应力的影响

□ 应力比的影响

随应力比 $R \uparrow$ 而 \uparrow

- 第 I 区域

➤ $R \uparrow$, 门槛值 \downarrow

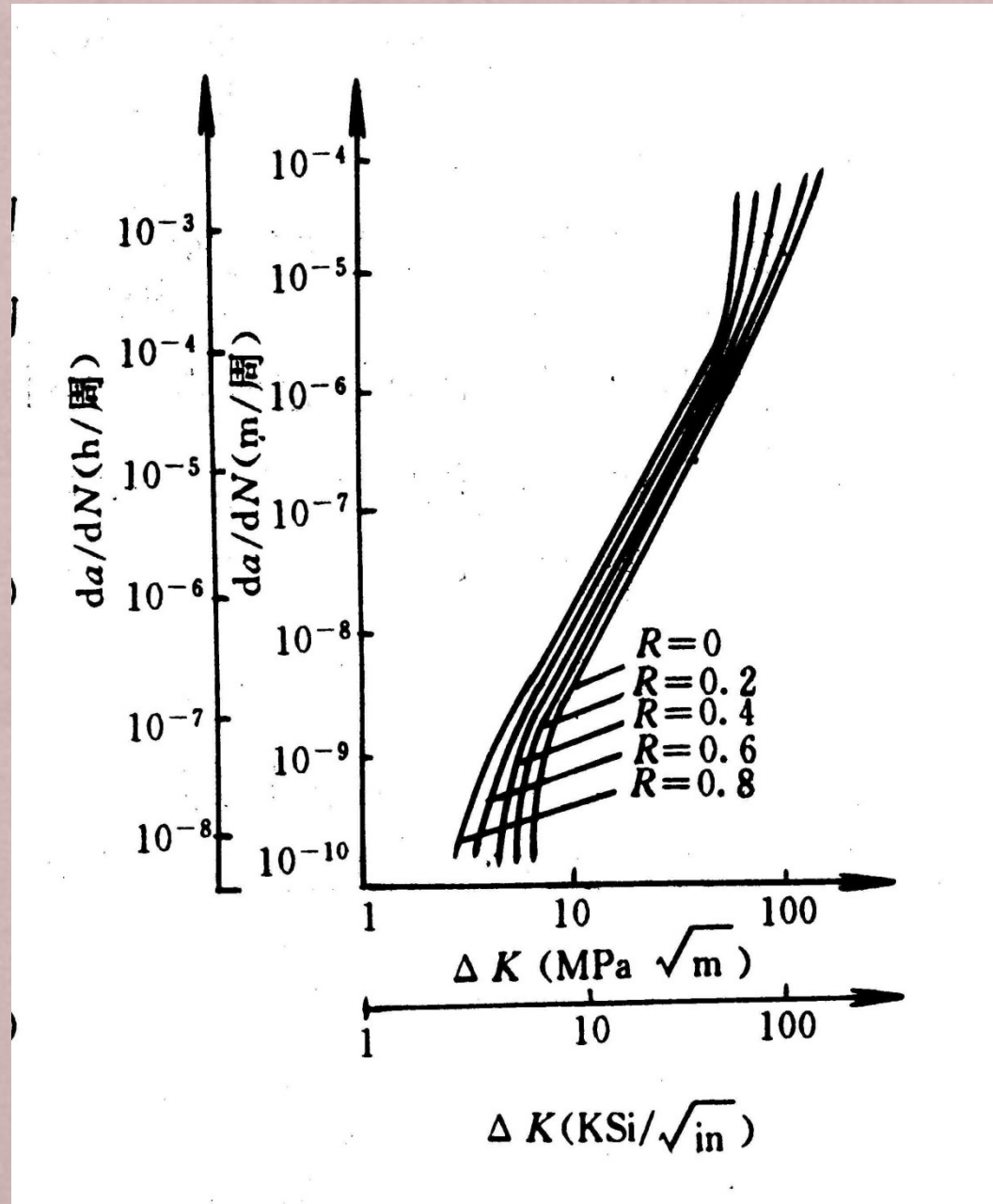
$$\Delta K_{th} = \Delta K_{th}^* (1 - R)^n$$

- 第 II 区域

➤ 影响稍小

- 第 III 区域

➤ 影响显著



4.1 应力比与平均应力的影响

□ 平均应力的影响

$$\frac{\sigma_m}{\sigma_a} = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}} = \frac{1+R}{1-R}$$

$$\sigma_m = \frac{1+R}{1-R} \sigma_a = \frac{1+R}{1-R} \frac{\Delta\sigma}{2} = \frac{\Delta\sigma}{1-R} - \frac{\Delta\sigma}{2}$$

当应力变程一定时，平均应力
随应力比的增加而增加

平均应力的影响可通过R来体现

4.1 应力比与平均应力的影响

□ 表面残余应力的影响

- 构件表面的残余压应力会降低平均应力
- 表面残余拉应力则增加平均应力。
- 抗疲劳表面处理工艺措施
 - 表面渗碳
 - 表面渗氮
 - 碳氮共渗
 - 表面淬火或滚压
 - 喷丸强化等

4.2 高载峰值的影响

高载峰值的影响：高载延迟效应

试验表明，若在恒幅交变载荷疲劳试验过程中突然施加一个高载幅值载荷，则就会使裂纹扩展速率在接着继续进行的恒幅循环中的疲劳裂纹扩展速率显著下降，甚至降低至零。

4.2 高载峰值的影响

□ 高载峰值的影响：Wheeler模型

- 高载在裂纹尖端产生了一个较大的塑性区，在此区域内，材料受拉发生永久变形。卸载后，包围在塑性区外的弹性材料要回到原来位置，但受到存在残余变形的塑性区的阻止作用，于是，弹性区就施压于塑性区。
- 这个压力就阻止裂纹张开，从而降低其后的裂纹扩展速率。但当裂纹逐渐扩展到摆脱这种影响后，扩展速率又恢复到原来的水平

4.2 加载频率的影响

+ 加载频率的影响

- 试验表明，当 ΔK_I 值较低时，加载频率对疲劳裂纹扩展速率的影响很小。但在 ΔK_I 值较高时，特别是在高温下，加载频率对疲劳裂纹扩展速率有明显影响。随着加载频率的降低，疲劳裂纹扩展速率增大。
- 实际飞机结构件的交变应力变化频率往往较低，当把较高频率下获得的裂纹扩展速率数据用于计算时，应作适当修正。

4.3 温度的影响

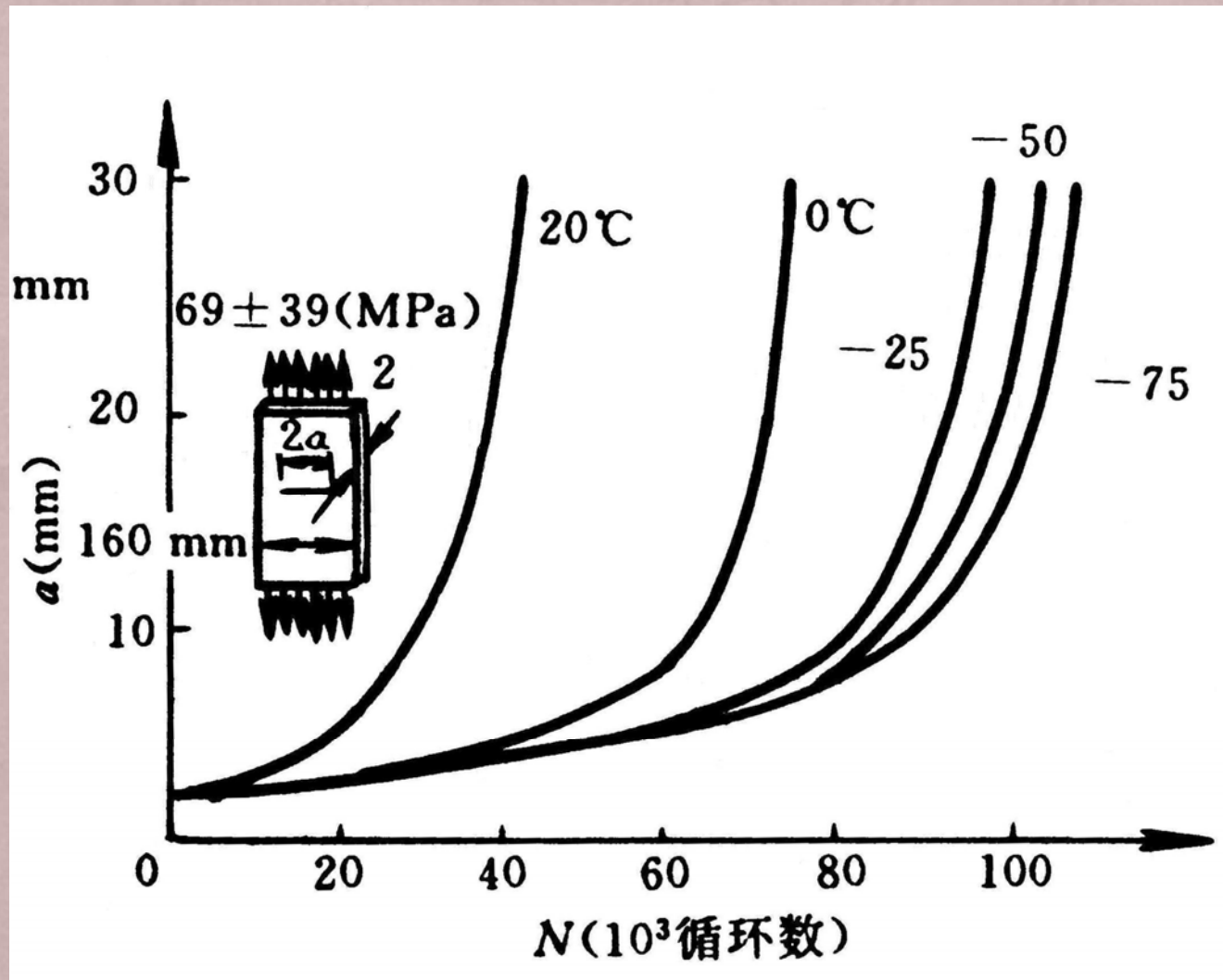
+ 温度的影响

- 温度上升，裂纹扩展速率增大
- 裂纹扩展寿命变短

+ 除上述因素影响外，腐蚀环境、试件厚度、热处理、加载方式等都对裂纹扩展速率有影响。

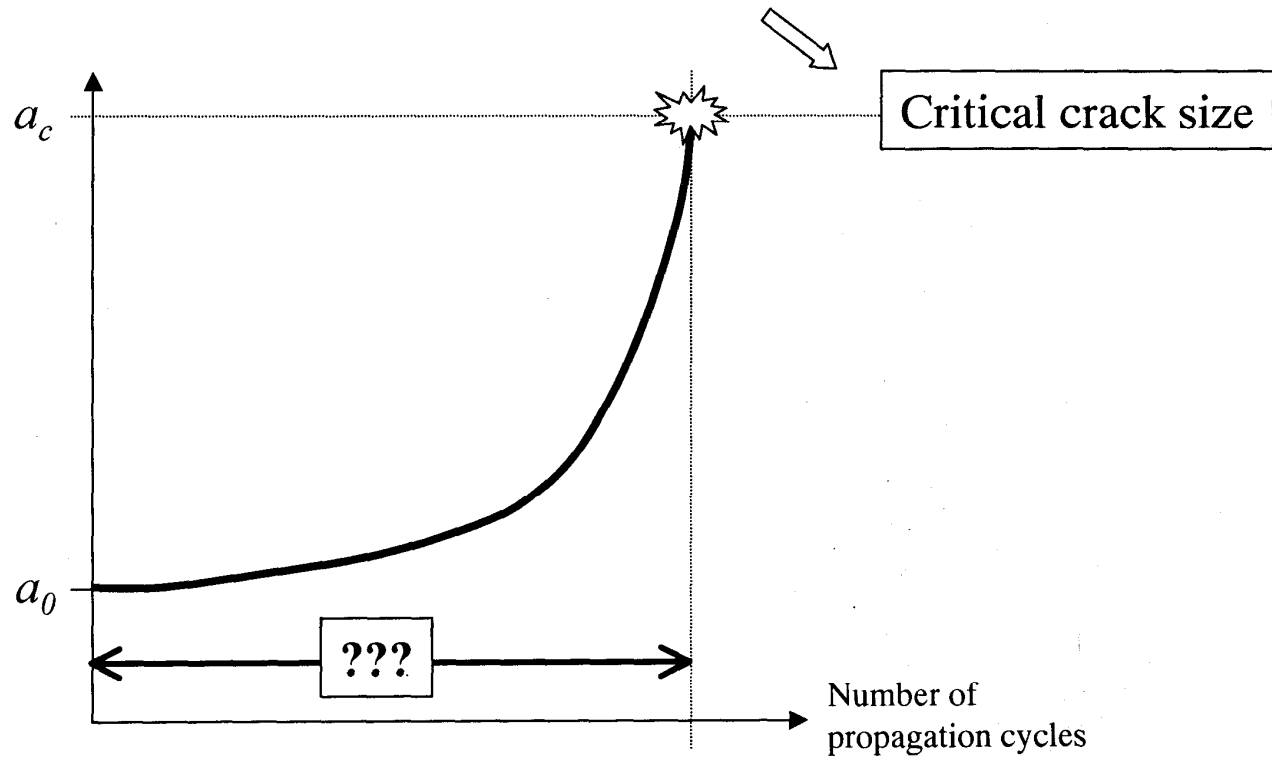
4.3 温度的影响

□ 温度的影响



5 疲劳裂纹扩展寿命计算

tenacity or R-curve $\Rightarrow K_I = f(\sigma, a_c) = K_c$



- How much time will it take for an initial undetected defect or crack to reach this maximum allowable crack size ?
- What is the adequate inspection interval to control a propagating crack and avoid the rupture of the structure ?

5.1 等幅循环载荷下的裂纹扩展寿命

+ 等幅循环载荷下的裂纹扩展寿命

$$dN = \frac{da}{c(\Delta K_I)^n}$$

$$N_c = \int_0^{N_c} dN = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{c(\Delta K_I)^n}$$

5.1 等幅循环载荷下的裂纹扩展寿命

□ 例题：

某压力容器的层板上有一长度为 $2a=42\text{mm}$ 的周向穿透直裂纹；容器每次升压和降压时 $\Delta\sigma=100\text{ MPa}$ ；由材料的断裂韧性计算出的临界裂纹尺寸 $a_c=225\text{mm}$ ；由实验得到的裂纹扩展速率表达式为 $da/dN = 2 \times 10^{-10} (\Delta K_I)^3$ 。试计算容器的裂纹扩展寿命和经5000次循环后的裂纹尺寸。

+ 解 (1) 容器层板可视为带有中心穿透裂纹的无限大板, 其应力强度因子 $K_I = \sigma\sqrt{\pi a}$ (没有塑性修正), 而应力强度因子变成 $\Delta K_I = K_{I,\max} - K_{I,\min} = \Delta\sigma\sqrt{\pi a}$ 。将 ΔK_I 代入下式进行积分计算疲劳裂纹扩展寿命,

$$\begin{aligned}
N_c &= \int_0^{N_c} dN = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{c(\Delta K_I)^n} = \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{2 \times 10^{-10} (\Delta K_I)^3} \\
&= \frac{da}{2 \times 10^{-10} \pi^{\frac{3}{2}} (\Delta \sigma)^3} \int_{a_0}^{a_c} \frac{da}{a^{\frac{3}{2}}} \\
&= \frac{1}{\left(1 - \frac{3}{2}\right) 2 \times 10^{-10} \pi^{\frac{3}{2}} (\Delta \sigma)^3} \left[a_c^{1-\frac{3}{2}} - a_0^{1-\frac{3}{2}} \right] \\
&= 8600(\text{次})
\end{aligned}$$

(2) 经过5000次循环后，裂纹长度应满足

$$5000 = \frac{1}{\left(1 - \frac{3}{2}\right) \times 2 \times 10^{-10} \pi^{\frac{3}{2}} (\Delta\sigma)^3} \left[\frac{1}{\sqrt{a}} - \frac{1}{\sqrt{21}} \right] \sqrt{10^3}$$

所以， $a = 58.95\text{mm}$

$a < a_c$ ， 故经过5000次循环后，该容器仍然安全

5.2 谱载荷作用下的裂纹扩展寿命

□ 谱载荷作用下的裂纹扩展寿命

- 从高载对疲劳裂纹扩展的影响讨论中可以推断，在变幅循环加载下，不同幅值循环载荷之间存在着相互的影响。
- 工程中通常忽略不同幅值疲劳载荷之间的相互影响，分别独立计算各种幅值载荷下的裂纹扩展量，然后按照线性叠加原则求其总的扩展量，进而计算出疲劳裂纹扩展寿命。

疲劳裂纹扩展寿命计算

□谱载荷作用下的裂纹扩展寿命

表 2.7.3-1 疲劳裂纹扩展量的计算

外载荷 (Mpa)	加载次数 N	半裂纹长度 a (mm)	ΔK ($\text{MN} \cdot \text{m}^{-3/2}$)	da/dN (mm/周)	Δa (mm)
132.3	1	5.0	16.59	2.45×10^{-3}	0.002 45
117.6	9	5.002 4	14.7	1.54×10^{-3}	0.013 82
88.2	90	5.016 3	11.0	4.89×10^{-4}	0.044 0
56.8	900	5.060 3	7.17	8.58×10^{-5}	0.077 2
27.4	2 000	5.137 5	3.49	4.80×10^{-6}	0.009 6

6 延寿技术

□ 细化晶粒

➤ 提高微量塑性抗力，使变形均匀，延缓疲劳微裂纹形成。

➤ 晶界增加有阻碍微裂纹长大和联接作用

□ 减少和细化合金中的夹杂物

□ 微量合金化（低碳钢中加铌，提高钢的强度）

□ 减少高强度钢中的残余奥氏体

奥氏体12%减少5%，钢的屈服强度970提高 1320MPa

□ 改善切口根部的表面状态

表面光洁度（几何、物理和化学）、表面层残余应力和金属的加工硬化

□ 孔挤压强化（飞机结构件中含有大量的铆钉孔）

冷挤压—残余压应力—材料强化—延长裂纹形成寿命