



## 第十六章 疲劳

### § 16-1 循环应力与疲劳破坏

### § 16-2 S—N曲线和材料的疲劳极限

### § 16-3 影响构件疲劳极限的主要因素

1



### 影响飞机安全的因素

❖ 环境

❖ 人为因素

❖ 飞机本身

▪ 结构

▪ 控制

▪ .....

结构失效模式

静强度失效

动强度失效

疲劳/断裂失效

环境强度失效

2



- 1948年美国“马丁202”运输机在正常航行中突然坠毁
- 1951年英国的“鹞式”飞机在澳大利亚出事
- 1952年美国“F—86”歼击机在空中爆炸
- 1956年英国“彗星式”喷气客机接连在地中海上空爆炸
- 1959年，F-111战斗轰炸机在俯冲拉起时一个机翼突然断折。  
不久以后，C-5A军用运输机机翼又出现裂纹
- 1979年一架DC—10型客机在起飞后不久坠毁

一连串的事故引起世界各国、  
特别是航空工业部门的极大关注和震惊！

• 经过事故的调查分析，发现这些事故都是由于疲劳破坏造成的。

3

### 疲劳失效实例

❖ 阿罗哈事故 Aloha Accident-1988



89,680 flight cycles

35,496 flight hours

4



### § 16-1 循环应力与疲劳破坏

飞机和桥梁结构, 车轴和钢轨等各种结构和零部件在使用中所承受的载荷往往是变化的, 相应地, 所承受的应力也是变化的, 这种变化的载荷称之为**疲劳载荷**。

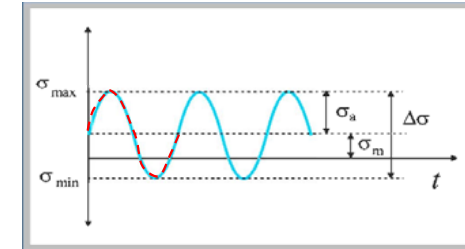
相应的应力称为**疲劳应力**。

载荷和应力随时间变化的历程分别称为**载荷谱和应力谱**。

5



#### 1. 疲劳载荷



应力幅:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}$$

应力范围:

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$$

平均应力:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}$$

应力比:

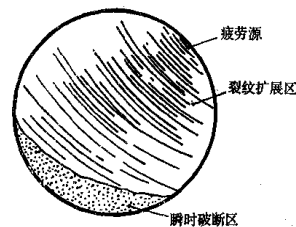
$$R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$$

6



#### 2. 疲劳破坏的特征

疲劳破坏断口在宏观和微观上均有其特征, 特别是其宏观特征在外场目视检查即能进行观察, 可以帮助我们分析判断是否属于疲劳破坏等。



7



#### 3. 疲劳破坏与静载破坏

静载破坏  $S > S_u$

破坏是瞬间发生的。

断口粗糙, 新鲜, 无表面磨蚀及腐蚀痕迹。

韧性材料塑性变形明显。

应力集中对极限承载能力影响不大。

疲劳破坏  $S < S_u$

破坏是局部损伤累积的结果。

断口光滑, 有海滩条带或腐蚀痕迹。有裂纹源、裂纹扩展区、瞬断区。

无明显塑性变形。

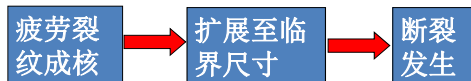
应力集中对寿命影响大。

8



## ❖ 疲劳破坏过程的三个阶段:

- Crack initiation and stage-1 crack growth on planes of high shear stress (micro-structural scale)
- Crack propagation or stage-2 crack growth on planes subject to high tensile stresses (macro-structural level)
- Fast fracture (final failure)

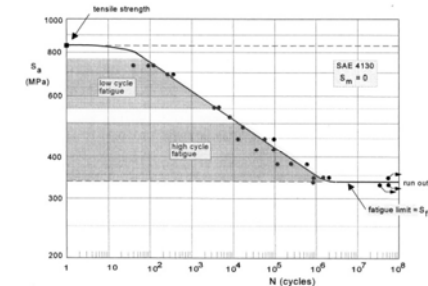


9



## § 16-2 S—N曲线和材料的疲劳极限

## 1. 恒幅载荷疲劳分析



10



$S-N$  曲线通常取最大应力  $\sigma_{\max}$  或应力幅  $\sigma_a$  为纵坐标, 疲劳寿命通常都使用对数坐标, 应力坐标有时取线性, 有时取对数, 当坐标为双对数时,  $S-N$  曲线表现为一条直线。

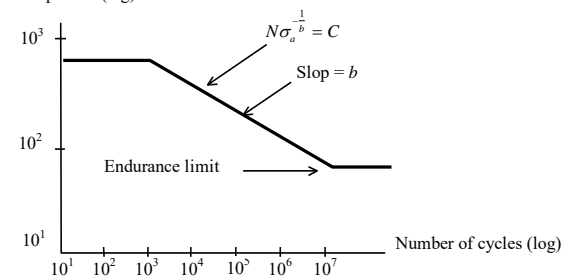
**疲劳极限** (持久极限)  $\sigma_e$ : 在一定的循环特征下, 材料可以承受无限次应力循环而不发生破坏的最大应力称为在这一循环特征下的“持久极限”或“疲劳极限”。

通常,  $R = -1$  时, 持久极限的数值最小。

11



Stress amplitude (log)



$$\text{Basquin Equation: } \sigma_a = \sigma'_f(N)^b$$

12



### § 16-3 影响构件疲劳极限的主要因素

将材料的 $S-N$ 曲线应用于实际的零部件，还必须考虑一些影响疲劳强度的因素，这些因素可分为**材料特性、载荷、零件的形式和尺寸**，以及**环境**等四大类。

**应力集中**: 当零件承受静载时，由于常用的结构材料都是**延性材料**，有一定的**塑性**，在破坏以前有一个宏观**塑性变形**的过程，使零件上的应力重新分配，**自动趋于均匀化**。因此，缺口对零件的静强度没有太大的影响。

对于疲劳破坏，由于名义应力**尚未达到**屈服极限，因此不会产生明显的塑性变形，载荷没有重新分配。这就使得**应力集中处**疲劳强度偏低，称为**薄弱环节**。

13



#### 构件截面尺寸:

扭转疲劳和弯曲疲劳试验表明：疲劳极限随构件截面尺寸的增大而降低。尺寸因数：光滑大尺寸试样的疲劳极限与光滑小尺寸试样的疲劳极限之比

#### 表面加工质量:

表面加工质量越低，疲劳极限越低。

材料的静强度越高，加工质量对疲劳极限的影响越大

表面处理对于提高疲劳极限有帮助

#### 其他因素:

如温度、腐蚀环境等。

14



### 变幅应力疲劳分析

对于**等幅交变应力**，可用材料的 $S-N$ 曲线或 $S_a-S_m$ 曲线以表示在不同应力水平下到达破坏所需要的循环次数。

用 $S-N$ 曲线，我们可以确定，仅在 $S_1$ **作用下**，至破坏时的循环数为 $N_1$ ；仅在 $S_2$ **作用下**，至破坏时的循环数为 $N_2$ 。可是我们无法直接知道，同时作用 $S_1$ 和 $S_2$ 时（ $S_1$ 和 $S_2$ 的组合可以是各种各样的），零件的寿命到底是多少小时。

因此，为了估算确定疲劳寿命，除了 $S-N$ 曲线以外，还必须借助于**疲劳累积损伤理论**。

15