

# 30CrMnSiA与30CrMnSiNi2A 板材表面裂纹扩展速率

欧阳辉 胡元凯 刘俊洲 陆惠忠

## 一、前言

在结构件中,产生表面裂纹最常见的因素是焊接缺陷、腐蚀坑引起的表面裂纹源。某机前起落架实际飞行寿命分析报告<sup>[1]</sup>指出,调查了142架飞机的前起落架表面裂纹状况,其中有92架在旋转臂和轮叉接头上产生了0.1~0.8毫米不同深度的表面裂纹,由此提出了研究表面裂纹的重要课题。

我们对5毫米厚度的30CrMnSiA板材(包括基体和基体补焊)以及8毫米厚度的30CrMnSiNi2A板材(包括基体与焊接补焊)进行了初步的表面裂纹扩展速率的试验,并对试验结果进行了分析和讨论。

## 二、试验条件

### 1. 原材料与工艺状态

原材料的化学成份和机械性能符合YB6-71技术要求。

30CrMnSiA的热处理制度:900±10℃加热(碳粉保护,时间按烧透后1~1.5毫米/分计算)油淬,480±5℃回火1小时。热处理后试件上的实测硬度HR<sub>c</sub>=39.2~40.2。

30CrMnSiNi2A的热处理制度:900±10℃加热(碳粉保护,时间按烧透后1~1.5毫米/分计算),230±5℃等温1小时,270±5℃回火2小时,空冷。热处理后试件上的实测硬度HR<sub>c</sub>=47~49。

### 2. 试件制备

试件及表面裂纹形状如图1所示。

基体材料试样的预制疲劳裂纹,是在热处理之前用劈刀在硬度机上制造压痕裂纹源,热处理后在高频疲劳试验机上,用三点弯曲受力状态预制出初始裂纹。

基体补焊与焊接补焊都是事前制出疲劳裂纹,然后将疲劳裂纹打磨掉,用HT 4焊条进行补焊。补焊前在250~300℃下预热1小时,补焊后再放在250~300℃下保温1小时,随炉冷

劳强度。由于消除了垂直于应力的横向晶界,有力地阻止裂纹的产生和扩展。

2. 枝晶间、MC碳化物、晶界是热疲劳裂纹易于形成和扩展的区域。

3. 定向凝固工艺对热疲劳性能影响很大。

4.  $\gamma'$ 质点在热疲劳试验过程中随着循环次数的增加其数量变少,它的边界规则形态被破坏,产生聚集长大和沿一定方向伸长。

5. 位错密度随着热疲劳试验循环次数的增加而增加,并形成位错网络。

## 参 考 文 献

- [1] D. A. Woodford, 《Materials Science and Engineering》, 16, 1974, PP.5-43.
- [2] В. И. Свирин等, 《ФММ》, 1969, Том.27, Вып.5, Стр.916.
- [3] Г.А. Туляков, 《Термическая Усталость в Теплоэнергетике》, 1978.
- [4] P. C. Becker and J. Nutting, 《Thermal Fatigue and High Strain Fatigue》, 1967, PP.100-111.

却, 以消除残余应力。将补焊凸起处用砂轮磨平, 在焊肉与基体交接处预制出初始裂纹。

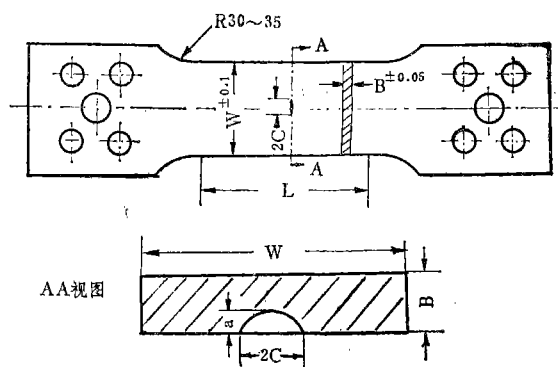


图 1 试件及表面裂纹形状图 (AA 视图被放大)

W—试件工作部分宽度,  $W=6B$ ;

B—试件工作部分厚度;

L—试件工作部分长度,  $L=2W$ ;

a—表面裂纹深度 (半椭圆短轴);

2C—表面裂纹宽度 (半椭圆长轴)。

### 3. 试验参数的选择

试验是在 AMSLER 50T 脉冲疲劳试验机上进行的。参数选择见表 1。

表 1

参数名称	30CrMnSiA 板材	30CrMnSiNi2A 板材
波形	等幅正弦波	等幅正弦波
频率	$f=250$ 次/分	$f=500$ 次/分
应力比	$R=0.1$	$R=0.1$
最大应力	$\sigma_{max}=46$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\sigma_{max}=25$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>
试验温度	室温	室温
相对湿度	$>60\%$	$>60\%$

### 三、测量表面裂纹的方法

采用勾线法 (或疲劳条带法) [2,3] 测量表面裂纹深度 a 值。在疲劳试验过程中, 将最大脉冲载荷降低三分之一, 应力比仍取  $R=0.1$ , 使试件断口产生很细的疲劳条带, 在一定间隔内降载一次, 然后用放大 30 倍的工具显微镜测量对应于 N 的 a 值 (N 为脉冲疲劳循环次数), 从试件表面直接测出对应于 N 的 C 值。将获得的 a—N 曲线, 进行表面裂纹扩展速率的计算。试件断口 (选择 3-22 号试件图) 见图 2。

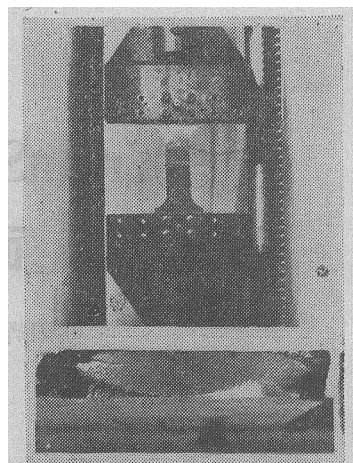


图 2 3-22 试件断口图

### 四、数据处理

对 a—N 曲线求导后获得表面裂纹扩展速率 ( $da/dN$ ) 表, 采用 Paris 经验公式进行拟合。

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{表} = C_1 (\Delta K)^{n_1};$$

$$(\Delta K = K_{max} - K_{min})$$

式中  $C_1$  与  $n_1$  是材料常数, 用最小二乘法拟合求得。

$\Delta K$  的计算采用 Irwin 提出的表达式:

$$K = \sigma \sqrt{\pi a / Q}$$

前后表面修正系采用 Shah Kobayashi [4] 提出的修正曲线的修正系数进行, 用 M 表示。

宽度修正采用正割公式 [5] 进行, 用  $M_w$  表示, 即  $M_f = [\text{Sec}(\frac{\pi c}{W})]^{-\frac{1}{2}}$

$$\therefore K = M_k M_w \sigma \sqrt{\frac{\pi a}{Q}}$$

式中 Q 是表面裂纹形状因子, 并考虑塑性区的修正。

采用数值积分法算出试件的寿命 N。

$$N_i = \int_{a_i}^a \frac{da}{C_1 (\Delta K)^{n_1}}$$

式中  $a_i$ —试件经过  $N_i$  次循环后的裂纹长度;

$a_f$ —试件经过  $N_f$  次循环后的裂纹长度。

处理后的两种材料四组数据列入表 2。

表 2

材 料	工艺 状态	试件 编号	$C_1$	$n_1$	$N_f$
30CrMnSiA	基 体	3,5 6,05, 13,15, 17,19	$2.41 \times 10^{-9}$	2.43	$N_f = \int_2^5 \frac{da}{C_1(\Delta K)^{n_1}}$ $=11900(\text{次})$
	基体 补焊	1,4,7 16,18	$6.628 \times 10^{-10}$	2.61	$N_f = \int_{2.5}^5 \frac{da}{C_1(\Delta K)^{n_1}}$ $=15700(\text{次})$
30CrMnSiNi2A	基 体	3-2 3-6 3-7 3-13 3-16	$1.168 \times 10^{-9}$	2.05	$N_f = \int_{3.5}^{8.3} \frac{da}{C_1(\Delta K)^{n_1}}$ $=39623(\text{次})$
	焊接 补焊	3-22 3-23 3-24 3-25 3-27	$2.23 \times 10^{-10}$	2.41	$N_f = \int_4^{7.8} \frac{da}{C_1(\Delta K)^{n_1}}$ $=34811(\text{次})$

## 五、试验结果讨论

对两种材料23个试样进行了表面裂纹扩展速率的试验, 结果见图3~8。

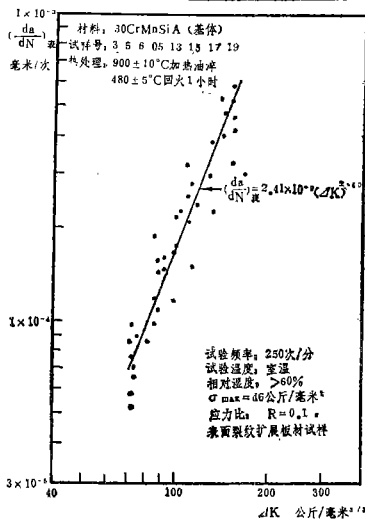


图 3

### 1. 30CrMnSiA板材基体与基体补焊的比较

从图3~5可以看出补焊后的  $(da/dN)$  表

与基体的相比无显著差别, 即基体补焊的疲劳裂纹扩展抗力与基体的相比看不出有明显的影。从表 2 也可看出, 基体补焊的寿命  $N_f$  与基体相比也无明显差别。从金相组织看出基体的为回火马氏体及索氏体, 基体补焊后的热影响区除马氏体与索氏体外, 还有残余奥氏体, 属混合组织。由于存在奥氏体, 所以使强度降低, 韧性提高, 而又保持有足够的屈服强度。这就提高了抗裂纹扩展的能力; 加上

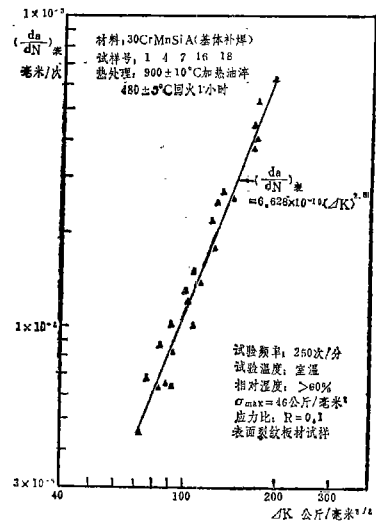


图 4

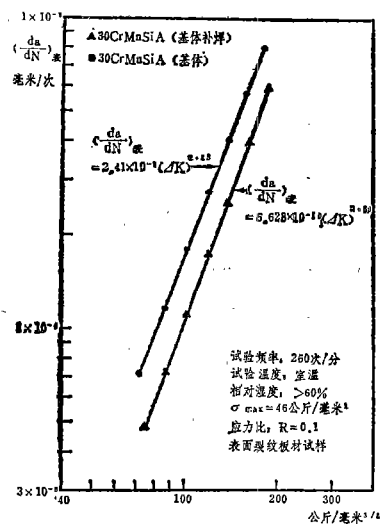


图 5

补焊后留有一部分残余压应力，这对抵抗裂纹扩展是有利的。这种结果与领先飞行的结果基本相符合。

## 2. 30CrMnSiNi2A 板材基体与焊接补焊的比较

从图 6~8 可以看出，焊接补焊后的

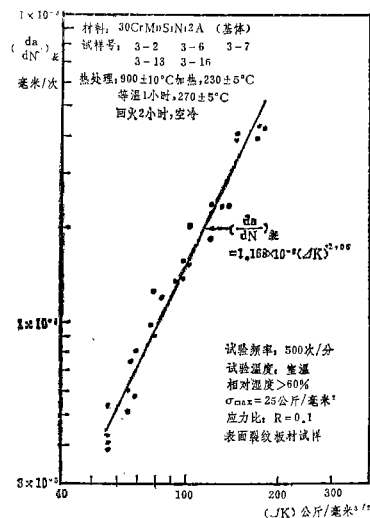


图 6

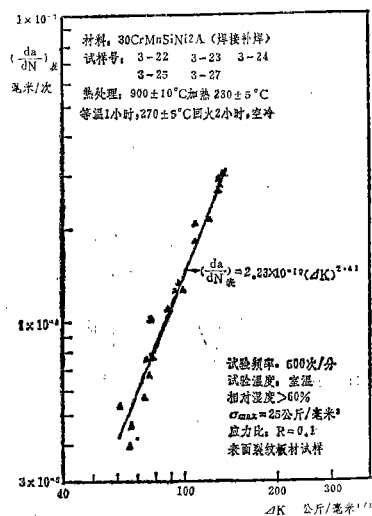


图 7

(da/dN)表与基体的 (da/dN) 表大体一致，从表 2 中的  $N_f$  也可看出两者相差不大。这种结果与维修手册中规定可以进行一次焊接补焊的要求是一致的，我们只进行了一次补焊的对比试验，至于多次补焊尚待进一步研究。

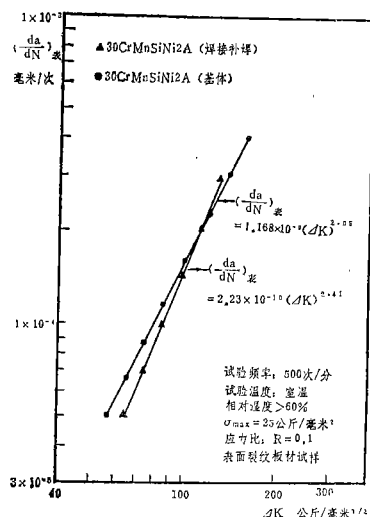


图 8

## 参 考 资 料

- [1] 某机前起落架实际飞行统计寿命分析报告，六院六二三所，1977。
- [2] A. Nagai, etc, Engineering Fracture Mechanics, Vol.7, No3, 1975, p. 481~490.
- [3] E. Sommer, Experimental Methods for the Determination of Stress Intensity Factors under Various Loading Condition, 《Prospects of Fracture Mechanics》(Ed. G. C. Sih, H. C. Vanelst), 1974, p. 593~607.
- [4] R. C. Shah and A. S. Kobayashi, On the Surface Flaw Problem, 《The Surface Crack, Physical Problems and Computational Solutions》(Ed. J. L. Swedlow), 1972, p. 114.
- [5] C. E. Feddersen, ASTM STP 410 (1966), p. 77.