

# 30CrMnSi2A 钢飞机主梁疲劳断裂分析

## An Analysis of Fatigue Crack of Wing Spar of 30CrMnSiNi2A

马康民, 宣建光, 康进兴 ( 空军工程大学工程学院, 西安 710038)

MA Kang-min, XU AN Jian-guang, KANG Jin-xing  
(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi an 710038, China)

摘要: 用扫描电镜观察了某型飞机机翼主梁的疲劳断口, 用疲劳条带估算了裂纹扩展寿命, 并用 Zheng-Hirt 公式估算出裂纹尖端应力强度因子范围, 估算结果与实验测定值十分接近, 从而为研究老龄飞机的使用寿命, 进行了有益的探索。

关键词: 机翼主梁; 30CrMnSiNi2A; 疲劳裂纹扩展寿命

中图分类号: V250.2; TG142.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381 ( 2001) 10-0042-03

**Abstract:** The fatigue fracture of wing spar in type-X finhter is observed with scanning electron microscope. Both the crack propagation life and the amplitude of stress intensity factor are estimated with fatigue striation and Zheng-Hirt formula. The estimation is very close to the results of experiment. It is a useful attempt to study the service life of old fighters.

**Key words:** wing spar; 30CrMnSiNi2A; fatigue crack propagation life

20 世纪 70 年代以来, 针对某型飞机机翼折断事故, 有关方面进行了广泛的研究, 在设计、制造、使用和维护中亦采取了不少措施。但近年来又发生了同类事故, 且事故飞机的总飞行时数均低于给定的使用寿命, 因此, 面对该机群已进入老龄状态, 如何合理使用并保证飞行安全, 已成为有关方面刻不容缓的问题。为此, 本工作对 XX 号飞机机翼主梁断口进行了分析, 并利用断口上的疲劳条带宽度估算了裂纹扩展寿命和裂纹尖端应力强度因子, 为进一步研究主梁的使用寿命问题, 提供了直接证据。

### 1 主梁疲劳断口分析

XX 号飞机右翼空中折断, 导致一等事故。经查事

故是由主梁下缘条前排第 10 螺栓孔的孔壁表面疲劳裂纹扩展所致。图 1a 是断口的宏观照片。扫描电镜下可见疲劳裂纹萌生于 10 孔内壁表面 ( 图 1b), 从图中可见 A 区呈弧形, 断面十分明亮、平整; B 区颜色较暗, 呈月牙状; C 区颜色更暗; D 区海滩花样多而且典型。高倍下, A 区有大量磨损后的韧窝, 这些韧窝面积大, 深度浅。B 区高倍下呈沿晶断特征 ( 图 1c); C 区是沿晶和穿晶混合区。有少量疲劳条带 ( 图 1d)。

图 2 是图 1b 中 D 区的放大照片, 为便于研究裂纹扩展速度, 又将其分为六个小区, 并测量了各小区的宽度和其上的疲劳条带的间距, 并将结果列于表 1 中。

假设每个小区内, 疲劳裂纹扩展速率是恒值, 则

表 1 断口上各区的范围及疲劳条带  
Table 1 Amplitude of every field and space of striation

区号	宽度范围 / mm	小区号	宽度范围 / mm	疲劳条带间距 / mm	疲劳条带数量	对应的飞行 时间 $N_{pi}$	Zheng-Hirt 公式计算的 $\Delta K / ( \text{M Pa} \sqrt{\text{m}} )$
A	0.54	a	0.4696	1.0536	445.7	533.8	50.950
B	1.06	b	0.5391	1.9291	279.5	334.7	68.883
C	0.41	c	0.3768	2.2110	170.4	204.1	73.662
D	2.44	d	0.3377	3.3100	102.0	122.2	89.718
-	-	e	0.5290	3.5371	193.7	232.0	92.701
合计	4.45	-	2.2522	-	1191.3	1426.8	-

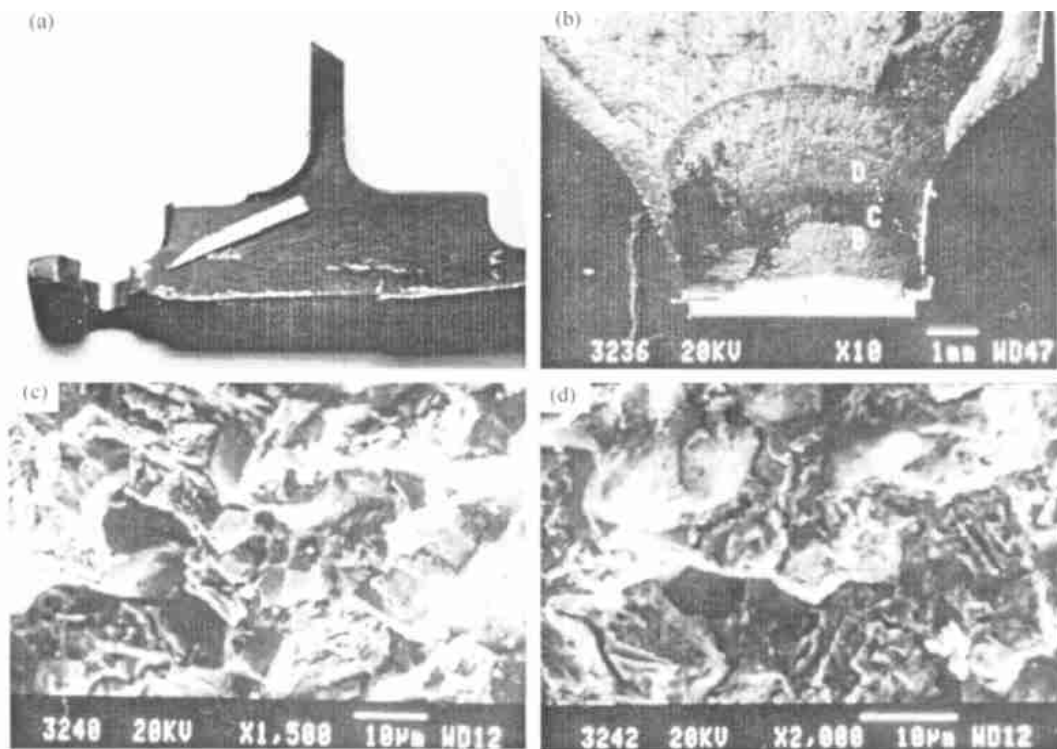


图1 断口照片

(a) 断口的宏观照片; (b) 白色箭头处的放大照片; (c) B 区的沿晶断口照片; (d) C 区的沿晶断特征和疲劳条带

Fig. 1 Photographs of fracture

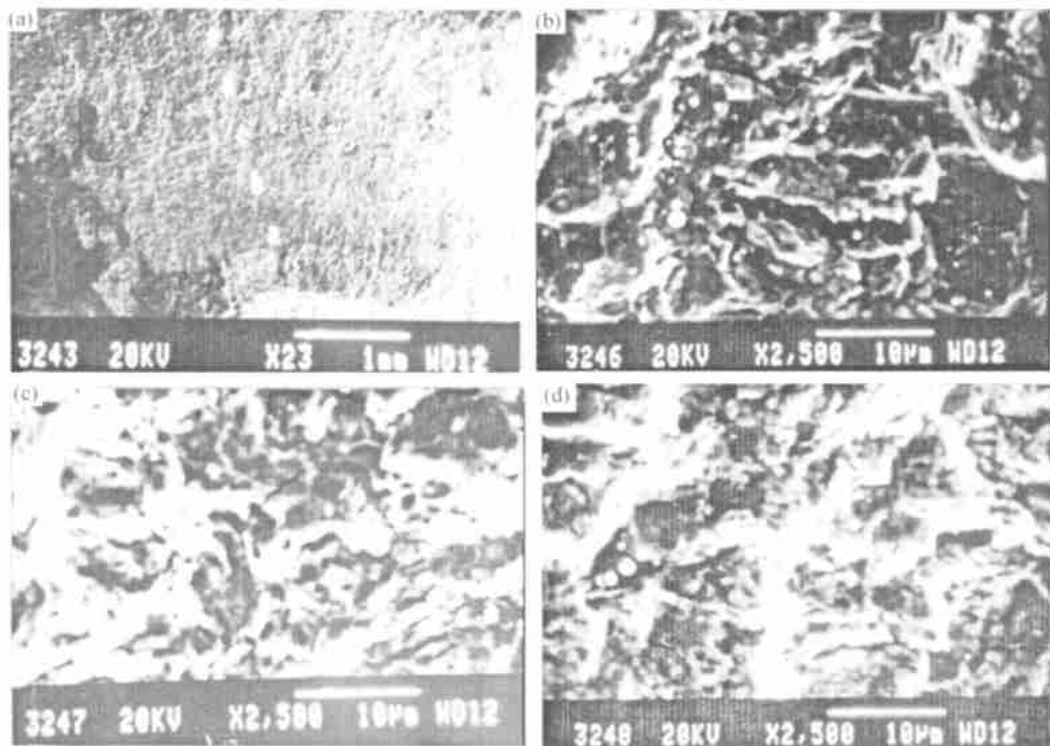


图2 裂纹扩展区的疲劳条带

(a) D 区上的六个小区划; (b) a 小区的照片; (c) d 小区的照片; (d) e 小区的照片

Fig. 2 Fatigue striation in crack propagation field

各小区内扩展寿命累加即该裂纹扩展的扩展寿命  $N_p$ , 具体数值见表 1。据文献 [1] 介绍, 在主梁 10 孔的载荷谱中, 每飞行 200h, 有 167 周次  $\sigma_{\max} = 201\text{MPa}$ ,  $\sigma_{\min} = 78.2\text{MPa}$  的最严重损伤载荷, 若每周次最严重损伤载荷对应一条疲劳条带, 则对应断口上的 1191.3 条带的飞行时数为 1426.8 飞行小时。

已知 XX 号飞机总飞行小时为 3102.3h, 故该疲劳裂纹的萌生寿命  $N_i$  应为 1675.57 飞行时间。据 1999 年 10 月有关资料介绍, 该型飞机主梁第 10 螺栓孔的探伤资料见表 2, 从表 2 可见深度平均为 0.61mm 的裂纹, 已进入图 1b 所示的 c 区, 也就是说这几架飞机 10 孔处的疲劳裂纹已进入扩展阶段, 而应重视及时修理、控制使用和及时探伤检查。

从表 2 还可见, 若假设疲劳裂纹萌生阶段的深度为 0.5mm, 则这 5 架飞机主梁 10 孔疲劳裂纹的平均萌生寿命可为  $N_i = 1786.6$  飞行时间, 这与本文用 XX 号飞机主梁 10 孔疲劳断口估算的裂纹萌生寿命 1675.57 飞行小时仅相差 111.03 飞行时间。

据文献 [1] 介绍, 主梁下缘条 10 孔在三种典型飞行姿态时的应力谱可知, 平均循环比  $R = 0.2$ , 平均

$$B = \frac{1}{2\pi E \sigma_f \epsilon_f} = \frac{1}{2 \times 3.14 \times 205.8 \times 10^3 \times 1697 \times (1 + 0.508) \times \ln \frac{1}{1-0.508}} = 4.2628 \times 10^{-10}$$

又因:  $\Delta K_{th} = 1.61\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$ , 代入上式, 即可求出各小区内不同的疲劳裂纹扩展速率对应的  $\Delta K$  值, 并将计算结果列入表 1 中。从表中可见当疲劳裂纹扩展到图 2af 处时,  $\Delta K_{th} = 92.70/\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$  已经十分接近实验测定的  $K_{IC} = 92.92/\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$  值, 故疲劳裂纹失稳扩展成为必然结果了。这也从另一方面说明, 用该公式求出的各个小区中裂纹扩展速率对应的应力强度因子范围是可信的。

## 2 结论

(1) 对飞行时间为 1500h 的飞机要加强对 10 孔裂纹的探伤检查, 尤其是孔壁裂纹, 一旦发现可能存在裂纹, 必须用铸硅胶法认真检查, 并及时采取适当修理措施。

(2) 当 10 孔发现裂纹, 从下缘条下面可检查的裂纹深度达 2.9mm, 飞行时间已达到 2870 飞行小时的飞机应予停飞。(因为 XX 号飞机主梁在疲劳断裂时总飞行时间为 3102.37 飞行小时, 断口上 f 小区疲劳裂纹扩展对应的飞行时数为 232.0 飞行小时, 二者之差即为 2870 飞行小时, 故为防止因 10 孔内壁表面裂纹失稳扩展导致事故, 必须停止使用)。

表 2 部分飞机 10 孔裂纹情况统计表

Table 2 Statistic table of cracks

序号	机号	10 孔的位置	裂纹深度 a/mm	总飞行时间/h
1	从略	右下 10 孔	0.6	1990.2
2	从略	左下 10 孔	0.45	2471.0
3	从略	右下 10 孔	约 7	1989.4
4	从略	左下 10 孔	有划伤	2099.4
5	从略	右下 10 孔	0.3	2092.0
6	从略	右下 10 孔	约 1.0	2356.5
平均	-	-	0.61	2179.7

最大应力  $\sigma_{\max} = 201\text{MPa}$ , 平均最小应力  $\sigma_{\min} = 78.2\text{MPa}$ ; 又据文献 [2] 介绍, 裂纹扩展速率  $\frac{da}{dN}$  和  $\Delta K$  遵守 Zheng-Hirt 公式:

$$\frac{da}{dN} = B(\Delta K - \Delta K_{th})^2$$

由于 30CrMnSiNi2A 主梁上切取的试样的静力学性能为:  $\sigma_b = 1697\text{MPa}$ ,  $\sigma_{0.2} = 1513\text{MPa}$ ,  $\Psi = 50.8\%$ ,  $K_{IC} = 92.92\text{MPa} \sqrt{\text{m}}$ , 从而可求出:

(3) 鉴于该型飞机多次发生机翼折断事故, 建议收集已停止使用的主梁, 开展对从 4~11 孔的逐孔裂纹状况研究, 为进一步修理主梁, 合理使用该型飞机提供可靠依据。

## 参考文献

- [1] 宣建光. 某型飞机机翼主梁腐蚀疲劳寿命研究 [D]. 西安: 空军工程大学工程学院研究生论文, 2001, 1: 3-20.
- [2] 郑修麟著. 疲劳的定量理论 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1994, 1: 7-122.

收稿日期: 2001-03-05; 修订日期: 2001-08-01

作者简介: 马康民 (1944-), 男, 教授, 硕士研究生导师, 联系地址: 西安空军工程大学工程学院机械教研室 (710038)。

欢迎订阅 2002 年 材料工程》