

Zheng - Hirt 公式及其在失效分析中的应用

马康民, 宣建光

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:以歼教五机翼主梁疲劳断裂分析为例,介绍了用断口金相和 Zheng - Hirt 公式估算疲劳裂纹扩展寿命的方法,为研究老龄飞机的使用寿命问题,进行了有益的探索。

关键词:疲劳;裂纹扩展寿命;机翼主梁;30CrMnSiNi2A 钢

中图分类号:V215.5+2 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2001)02-0004-04

1 Zheng - Hirt 公式简介

郑修麟教授和 Hirt, M. A. 1983 年提出了用唯象法估算疲劳裂纹扩展速率的公式^[1]为

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

式中, B 为疲劳裂纹扩展系数。对于疲劳裂纹的微孔联接、微区解理和晶间分离机制扩展的合金, $B = \frac{1}{2\pi E \sigma_f \epsilon_f}$, 其中 $\sigma_f = \sigma_b(1 + \Psi_k)$, $\epsilon_f = -\ln(1 - \Psi_k)$, ΔK_{th} 为疲劳裂纹扩展门槛值, 可用实验方法测定。由于在疲劳断裂分析中, 裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 可在断口上用电子显微镜测量; σ_b 、 Ψ_k 系材料常规机械性能, 因而只要知道 ΔK_{th} , 就能用该公式估算出 ΔK , 进而求出裂纹尖端的应力值, 这对失效分析工作是十分有用的。

2 Zheng - Hirt 公式的评估

为了在歼教五机翼主梁疲劳断裂分析中应用 Zheng - Hirt 公式, 笔者首先对该公式进行了评估。具体做法是, 用一组 30CrMnSiNi2A 试样, 按文献[2]介绍的试验方法, 测出疲劳裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 数据, 与用 Zheng - Hirt 公式估算的 $\frac{da}{dN}$ 值比较, 同时再与工程界广泛应用的 Paris 公式计算的 $\frac{da}{dN}$ 值比较, 分析其误差, 进而对 Zheng - Hirt 公式作出评估。按文献[1]此处 $\Delta K_{th} = 1.61 \text{ MPa} \sqrt{m}$ 。

由于歼教五机翼主梁是用 30CrMnSiNi2A 钢制成的, 据文献[3]主梁定寿试验载荷谱的平均应力比 $R \approx 0.2$, 笔者本着基本条件相同才有可比性的原则, 选用文献[2]中 30CrMnSiNi2A 疲劳裂纹扩展速率试验的 $\frac{da}{dN} \sim \Delta K$ 数据, 来评估 Zheng - Hirt 公式。有关 30CrMnSiNi2A 钢的化学成分、机械性能和热处理状态见表 1。

表 2 列出了文献[2]用实验测定的 $\frac{da}{dN}$ 值, 还列出了将该实验测定的 ΔK 值代入 Zheng - Hirt 公式和 Paris 公式计算出的 $\frac{da}{dN}$ 值 (Paris 公式的材料常数及扩展指数取值见文献[2]), 并对三种方法得到的 $\frac{da}{dN}$ 值进行了比较, 为了节约篇幅, 本文仅将部分数据列于表中。

收稿日期: 2000-11-15

作者简介: 马康民(1944-), 男, 陕西蓝田人, 教授, 主要从事航空机械装备失效分析研究。

表1 30CrMnSiNi2A 钢的化学成分、机械性能和热处理状态

组别	用途	化学成分 %					机械性能				热处理状态	
		C	Cr	Mn	Si	Ni	σ_b /MPa	$\sigma_{0.2}$ /MPa	Ψ_k /%	K_{Jc} /MPa \sqrt{m}		HRC
I	歼教五机翼主梁	0.32	1.05	1.15	1.10	1.49	1697.0	1513.0	50.8	92.92	50	900℃加热,油淬,200℃回火
II	疲劳试验试样	0.34	1.03	1.15	1.11	1.66	1762.0	1348.5	48.5			900℃加热,180~200℃等温淬火,250~300℃回火
对比方法/%	$\frac{I-II}{II}$	-6.25	1.94	0	-0.9	-10.24	-3.69	12.20	4.74			

表2 三种方法得到的 $\frac{da}{dN}$ 值及其误差分析

新编序号	原试验序号	试验实测数据		估算的 $\frac{da}{dN}$ (mm/cyc)		误差分析 %		
		ΔK ($kg/mm^{3/2}$)	$\frac{da}{dN}$ $\times 10^{-4}$ (mm/cyc) (A)	Paris (B)	Zheng - Hirt (C)	$\frac{B-A}{A}$	$\frac{C-A}{A}$	$\frac{C-B}{B}$
1	1	47.297	0.7388	0.8806	0.7582	19.19	2.626	-13.90
2	7	49.677	0.8251	0.9701	0.8463	17.57	2.5694	-12.76
3	9	49.901	0.6983	0.9789	0.8549	28.06	22.43	-12.67
4	11	51.001	0.8652	1.0219	0.8975	18.11	3.73	-12.17
5	13	52.592	0.9576	1.0858	0.9609	13.39	0.3453	-11.50
6	15	52.825	0.8096	1.0952	0.9704	35.28	19.86	-11.39
7	17	54.061	1.1136	1.1463	1.0214	2.936	-8.28	-10.90
8	19	55.399	0.9283	1.2030	1.0781	29.59	18.14	10.35
9	21	55.678	1.1819	1.2150	1.0901	2.80	-7.77	10.78
10	23	56.703	1.2257	1.2596	1.1348	2.77	-7.41	9.91
25	86	106.353	4.5266	4.3592	4.3771	-3.70	-3.304	0.41
26	90	110.633	4.7359	4.7123	4.7553	-0.50	0.409	0.91
平均	\	\	\	\	\	6.54	-0.818	-4.42

由表中可见:

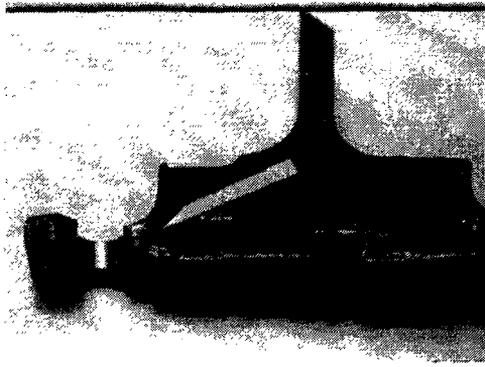
1) 用 Zheng - Hirt 公式估算的 $\frac{da}{dN}$ 值与实验测定值比较,平均相对误差仅为 -0.82%; 而用 Paris 公式计算的 $\frac{da}{dN}$ 值与实验测定值比较,平均相对误差为 6.54%,显然前者与实验测定值更接近。

2) Zheng - Hirt 公式估算的 $\frac{da}{dN}$ 值与 Paris 公式计算值比较,平均相对误差为 -4.42%,表明前者比后者要小些。

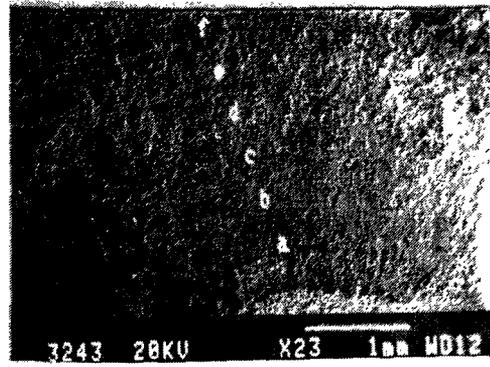
因此,采用 Zheng - Hirt 公式进行歼教五机翼主梁的疲劳断裂分析更好。

3 Zheng - Hirt 公式在歼教五机翼主梁疲劳断裂分析中的应用

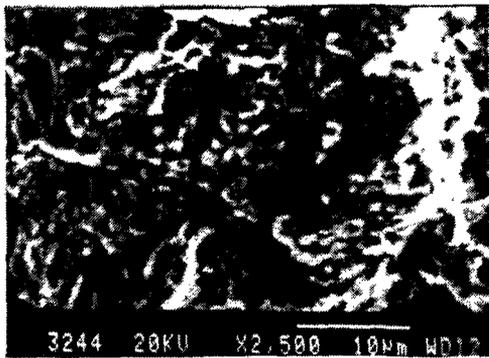
歼教五某机右机翼空中折断,经查系由下缘条第 10 螺栓孔内壁表面疲劳裂纹失稳扩展所致。图 1(a)是主梁断口的宏观照片,白色箭头所示处海滩花样十分清晰。(b)是裂纹扩展区的照片,为了研究裂纹扩展速率,将其分为 5 个小区,并测量了各小区的宽度和其上的疲劳条带的间距,将测量结果列于表 3。



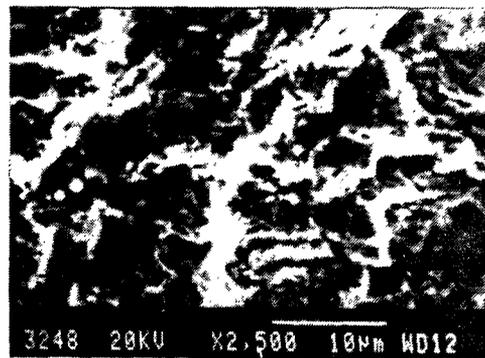
(a)断口宏观照片上的海滩花样



(b)疲劳裂纹扩展区的五个小区位置



(c) a b 小区上的疲劳条带



(d) d e 小区上的疲劳条带

图1 主梁断口的照片

表3 疲劳裂纹扩展小区的范围及条带间距

序号	小区名称	宽度范围/ mm	疲劳条带间距/ μm	扩展寿命 N_m / 周次	N_m 对应的 飞行小时	ΔK 值/ $\text{MPa} \sqrt{m}$
1	ab	0.4696	1.0536	445.7	533.8	50.950
2	bc	0.5391	1.9291	279.5	334.7	68.883
3	cd	0.3768	2.110	170.4	204.1	73.662
4	de	0.3377	3.3100	102.0	122.2	89.718
5	ef	0.6922	3.5371	193.7	232.0	92.701
	合计	2.4154	\	1191.3	1426.8	\

从表3可见,裂纹在疲劳扩展区一共扩展了1191.3周次,相当于飞机使用了1426.8飞行小时。表3中各小区疲劳裂纹扩展所对应的飞行小时,是根据文献[3]估算的。由于该机飞行时间为3102.37飞行小时,故疲劳裂纹萌生寿命为1675.57飞行小时。据1999年10月有关探伤资料介绍,有5架歼教五飞机主梁10孔发现裂纹,其平均深度为0.61mm,对应的平均飞行小时为2179.68飞行小时,用正比法可求出,当萌生裂纹深度为0.5mm时,平均萌生寿命为1786.6飞行小时,二者相差仅为6.21%。这证明表3中扩展寿命 N_p 是可信的。从表3还可见,当裂纹扩展到图1(b)中的f处时, ΔK 值已为92.701 $\text{MPa} \sqrt{m}$,这与主梁材料的 $K_{IC} = 92.92 \text{MPa} \sqrt{m}$ 几乎相等,因此,裂纹失稳扩展是必然的。这更证明Zheng-Hirt公式估算 ΔK 值是可信的。

4 结论及建议

1) Zheng-Hirt公式是用唯象法估算疲劳裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN}$ 值既简便、实用,又误差较小的公式。尤其在

疲劳断裂分析中极为有用。

2) 准确测定材料的疲劳裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 是使用 Zheng - Hirt 公式的前提,建议组织力量对飞机常用低合金结构钢和超高强度钢的 ΔK_{th} 进行深入研究。

3) 据本文用 Zheng - Hirt 公式求得的歼教五机翼主梁 10 孔裂纹尖端的 ΔK 值,进而可求出 10 孔的应力 σ , 这为校验歼教五飞机定寿试验的载荷谱,为校核用粘贴应变片法测量主梁应力,以及评估用 Newman - Raju 公式计算孔壁表面裂纹的应力强度因子方法都具有十分重要的意义。

4) 对歼教五机翼主梁 10 孔处疲劳裂纹估算的萌生寿命与外场探伤发现平均裂纹深度为 0.5 mm 时的飞行小时十分接近,亦证明了 Zheng - Hirt 公式在疲劳失效分析中有重要的应用价值。

参考文献:

- [1] 郑修麟. 金属疲劳的定量理论[M]. 西安:西北工业大学出版社,1994.
- [2] 航空金属材料疲劳裂纹扩展速率手册[R]. 北京:航空材料研究所,1984.
- [3] 宣建光,马康民. 歼教五机翼主梁 10 孔疲劳断裂研究[D]. 西安:空军工程大学工程学院,1999.

Zheng - Hirt Formula and Its Appliange in Failure Analysis

MA Kang-min, XUAN Jian-guang

(The Engineering Institute of the Air Force Engineering University(AFEU.), Xi'an 710038, China)

Abstract. As an example of analysing the fatigue crack of wing spar in type-5 Fighter - Trainer, The methods of crack propagation life prediction by means of fractography and Zheng - Hirt formula are ntroduced in this paper. Some useful study was carried out for predetermined service life of old fighters.

Key words. fatigue; crack propagation life; wing spar; 30CrMnSiNi2A