

机翼构件不同载荷谱下的寿命反推

Fatigue Life Retroestimation of Wing Structures on Different Load Spectra

张卫方, 刘高远, 高威, 陶春虎, 赵爱国 (北京航空材料研究院失效分析中心, 北京 100095)

ZHANG Wei-fang, LIU Gao-yuan, GAO Wei, TAO Chun-hu, ZHAO Ai-guo
(Failure Analysis Center, Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

摘要: 对飞机机翼构件在不同载荷谱下的宏、微观断裂特征进行了观察与分析, 并结合载荷谱中的应力变化特点, 对 A 飞机和 B 飞机机翼构件在不同载荷谱下的裂纹扩展寿命进行了反推。结果表明, 载荷谱中不同的应力变化在失效构件断口上反映出不同的宏、微观断裂特征, 采用断口定量分析技术可反推构件的疲劳寿命, 并依此可反推构件疲劳裂纹形核的先后顺序。

关键词: 载荷谱; 断口定量分析; 寿命反推; 疲劳弧线

中图分类号: O346.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381 (2002) 05-0042-04

Abstract: The macro-and micro-fracture characteristics of wing structures on two load spectra were observed. Crack spread life on different load spectra for wing structures on A and B airplane was retroestimated on account of stress distribution respectively. The results show that different macro-and micro-fracture characteristics on fatigue spread zone are formed with the variety of stress distribution in a load spectrum. The fatigue life of engineering structure can be retroestimated by means of fracture quantity analysis. Also, the crack formation sequence can be obtained.

Key words: load spectrum; fracture quantity analysis; fatigue life retroestimation; fatigue line

构件断裂时形成断口, 断口断面的形成不仅与断口表面的成分、组织及构件的结构有关, 而且与构件断裂失效时的受力状态和环境有关, 它包含了构件断裂失效过程中的大量信息^[1,2]。因此, 断口分析技术不断得到发展并越来越受到高度重视。

断口分析技术可分为定性分析和定量分析^[3]。定性分析主要是指根据断口的形貌与特征判断断裂失效的性质, 如延性断裂、脆性断裂、疲劳断裂、氢致断裂和蠕变等失效模式。而定量分析则主要是根据断面上所提供的信息进行成分分析、组织分析和受力分析, 其内容十分丰富和广泛, 在断裂失效分析中具有很重要的意义和作用, 尤其是通过断口定量反推疲劳扩展寿命和疲劳破坏应力更是得到长足的发展^[4-6]。

本研究对飞机机翼构件在不同载荷谱下的宏、微观断裂特征进行了观察与分析, 并结合载荷谱中的应力变化特点, 对机翼构件在不同载荷谱下的断裂寿命进行了反推。

1 试验过程

对 A 飞机和 B 飞机分别在不同载荷谱下进行全机疲劳试验, 其中 A 飞机的全机疲劳试验进行了

22300 次循环 (每次循环相当于 1 次飞行起落), B 飞机全机疲劳试验进行了 38000 次循环。A 飞机和 B 飞机在进行全机疲劳试验过程中, 均先后发现大量结构裂纹。随后分别进行剩余强度试验, 机翼发生失稳破坏。剩余强度试验后, 对全机结构进行了拆毁检查, 在平时不易检查部位又分别发现了多条裂纹。

在 A 飞机和 B 飞机上分别取几处典型的具有代表性的裂纹断口进行断裂特征观察和寿命反推。断口试样采用砂轮切割机切取并置于扫描电镜下观察。

2 试验结果与分析

2.1 A 飞机机翼构件

对 A 飞机机翼构件的多处裂纹断口试样进行初步的宏观观察与分析后, 着重对左翼下壁板 7 肋内后梁至 2 长桁间的裂纹断口 (LC4 CZ, 记为 1[#] 断口试样)、右翼下壁板 2~3 肋后梁至 1 长桁之间断口 (LC4 CZ, 记为 2[#] 断口试样)、右翼下壁板 13 肋 9 长桁端头 (Y12 CZ, 记为 3[#] 断口试样)、左翼下壁板 11~12 肋 2 长桁 (LC4 CZ, 记为 4[#] 断口试样)、左翼下壁板 12 肋内 6 长桁 (LC4 CZ, 记为 5[#] 断口试样)、左翼下壁板 10 肋外 10 长桁 (LC4 CZ, 记为 6[#] 断口试样)、右

翼下壁板 8 肋 6 长桁至前梁 (LC4 CZ, 记为 7[#] 断口试样) 进行断裂特征观察与寿命反推。

2. 1. 1 1[#] 试样的断口特征

1[#] 试样断口形貌如图 1, 整个裂纹贯穿了相邻的三个螺栓孔。每个螺栓孔两侧的断口上都有较明显的疲劳弧线。在扩展区中, 离源区越远试样断口越粗糙, 疲劳弧线越清晰。第一和第二孔、第二和第三孔之间的疲劳扩展方向相同, 均从左向右扩展, 第三孔右侧扩展区极小。试样左侧的断口三个区域都很完整。

2. 1. 2 1[#] 试样的断口寿命反推

利用断口疲劳条带间距和疲劳弧线进行定量分析的理论依据是: 每一条疲劳条带相当于载荷或应变的一次循环; 而每一条疲劳弧线则相当于疲劳裂纹扩展过程中载荷或应变发生一次大的改变, 如载荷谱的加载、环境条件等的改变^[3]。



图 1 1[#] 试样的断口形貌
(a) 宏观形貌; (b) 扩展区弧线特征

Fig. 1 Fracture surface morphonogy of specimen 1[#]

(a) macro-morphology; (b) fatigue line of propagation zone

A 飞机全机疲劳试验应力谱以 1000 次起落作为一个谱循环, 在本试验的分析过程中, 小载荷在断口上的反映相对不太明显, 对于较小的应力不予考虑, 仅考虑在一定范围内应力最大的某个起落所产生的影响。对于比较靠近的几个大应力, 则只考虑其中最大的那个起落的影响而忽略较小应力起落的影响。表 1 是 A 飞机全机疲劳试验过程中每个谱循环 (1000 个起落) 中的高应力点与循环起落数的对应关系。

从图 1b 可以看出, 1[#] 试样的扩展区中每 5 条疲劳弧线组成一个明显的弧线带, 这与以上的载荷谱分析相对应。以此为基础, 对断口进行测量, 就可以得到疲劳裂纹扩展弧线与起落循环数的对应关系。对 1[#] 断口试样上左侧的断面进行测量与分析, 得到疲劳裂纹扩展的 $a-N$ 曲线 (图 2), 并按照均方根最小的原则进行拟合, 外推裂纹长 2mm 时所对应的起落循环数作为裂纹萌生寿命, 约为 3064 个起落。由于 1[#] 断口

试样共经历了 22300 个起落, 因此裂纹从 2mm 开始扩展至瞬断的寿命为 19236 个起落。

表 1 A 飞机全机疲劳试验过程中每个谱循环中最大应力与循环起落数的对应关系

Table 1 Maximum stress <i>v s</i> cyclic landing number during full fatigue testing of airplane A					
起落次数	10	173	389	691	851
应力/MPa	98.25	108.62	98.25	98.25	98.25

2. 1. 3 A 飞机其它机翼构件的断口寿命反推

A 飞机机翼构件 2~7[#] 断口试样疲劳扩展区的形貌特征与 1[#] 断口试样相似, 即扩展区中每 5 条疲劳弧线均组成一个明显的弧线带, 且每个应力谱循环中最大应力与循环起落数的对应关系也与 1[#] 断口试样相同。采用同样的方法对 2~7[#] 断口试样进行寿命反推, 结果如表 2 所示。可见, 7 个断口试样中各自裂纹的形核寿命和扩展寿命均不相同, 在 1[#] 试样所在的位置首先形成裂纹, 然后依次在 2[#] 试样所在的位置、3[#] 试样所在的位置、7[#] 试样所在的位置、4[#] 试样所在的位置、5[#] 试样所在的位置形核, 6[#] 试样处最后形核。

表 2 A 飞机机翼构件各断口试样的裂纹形核寿命和扩展寿命

Table 2 Crack nucleating life and propagating life of fractograph specimen of airplane A							
试样号	1 [#]	2 [#]	3 [#]	4 [#]	5 [#]	6 [#]	7 [#]
形核寿命	3064	3577	3656	9424	11619	12823	8751
扩展寿命	19236	18723	18644	12876	10681	9477	13549

2. 2 B 飞机机翼构件

对 B 飞机机翼构件多处裂纹断口进行宏观观察与分析后, 着重对中央翼右侧后梁与 30 框立柱上接头连接处梁下缘条断口 (LY12 CZ, 记为 1[#] 断口)、中央翼右侧 1 肋后梁下缘条断口 (LY12 CZ, 记为 2[#] 断口)、中央翼右侧 1 肋下壁板 7 长桁齿形加强板钉孔处断口 (LY12 CZYQ, 记为 3[#] 断口)、中央翼右侧 1 肋下壁板 8 长桁齿形加强板钉孔处断口 (LY12 CZYQ 记为 4[#] 断口) 进行断裂特征观察与寿命反推。

2. 2. 1 1[#] 试样的断口特征

1[#] 断口试样的宏观形貌如图 3 所示。整个断面基本为平断口 (包括部分瞬断区), 裂纹起源于螺栓孔靠近下沿的直孔壁处, 向两边扩展。图 3 中左侧断面疲劳区较大, 疲劳区沿扩展方向长约 30mm, 右侧断面疲劳区较小, 疲劳区沿扩展方向长约 8.5mm, 断面平坦, 看不到明显的瞬断区。两侧断面上源区附近区域基本对称, 且均可见疲劳弧线, 但不十分明显。左

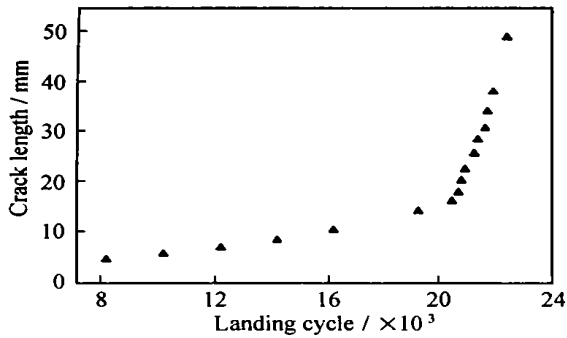


图 2 1# 试样疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线

Fig.2 a-N curve of fatigue crack propagation of specimen 1#

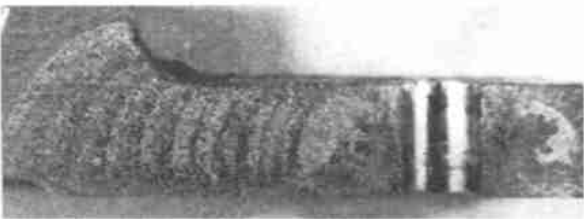


图 3 1# 断口试样的宏观形貌

Fig.3 Macro-photograph of specimen 1 #

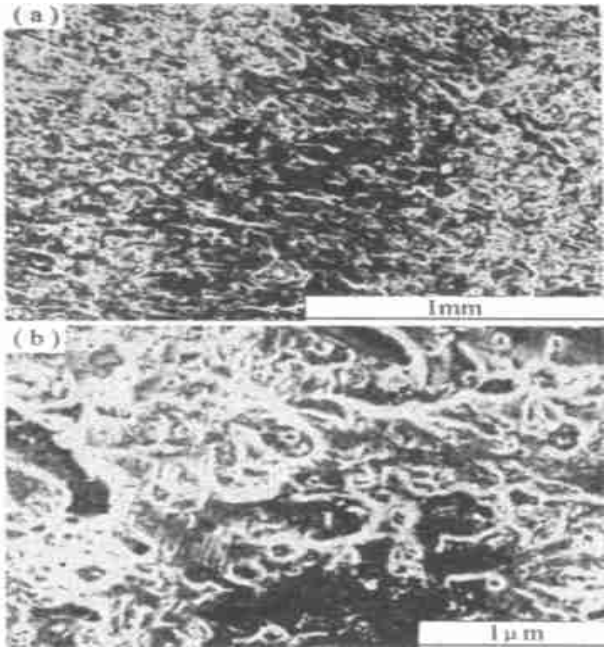


图 4 1# 断口试样扩展区形貌

(a) 黑白相间的形貌; (b) 白处放大

Fig.4 propagation zone morphology of specimen 1 #

(a) Black and white zone; (b) enlarged white zone

侧断面上基本对称断面的外部扩展区稍粗造, 且越远离源区, 疲劳弧线越明显。

疲劳稳定扩展区可见明显的黑白相间的弧线带, 如图 4a 所示。其中白色区域可见类解理小平面、疲劳条带和韧窝等特征, 如图 4b 所示。疲劳条带间距较大, 有的可达 $6\mu\text{m}$ 左右。黑色区域放大形貌如图 5 所示, 可见类解理小平面和细密的疲劳条带等特征。

2. 2. 2 1# 试样的断口寿命反推

B 飞机疲劳试验应力谱以 1000 次起落作为一个谱循环, 每个谱循环中有 A、B、C、D、E 五个载荷类型, 各载荷类型在每个应力谱循环中的施加顺序、施加次数和过载增量等如表 3 所示。可以看出, 每个谱循环的 1000 次起落中, 载荷是按低、高、低排列的, 相邻载荷的幅值相差不是很大。根据载荷的大小和施加顺序以及扩展区中黑白相间的疲劳弧线带的分布特点, 认为每个谱循环的 1000 次起落中, 对应的载荷在表 3 中从载荷 C (489 个起落) 开始, 经历载荷 B, A 和 B, 至载荷 C (518 个起落) 结束, 对应于图 4 所示的弧线带的白色区域, 此区域的特点是载荷较大, 对应的微观形貌特征有韧窝和较宽的疲劳条带间距。而从载荷 D (519 个起落) 开始, 经历载荷 E 和下一个谱循环的载荷 E 至载荷 D (488 个起落) 结束, 这一阶段由于载荷小, 反映在断口低倍形貌上是扩展距离很小或看不到明显扩展 (和白色区域相比), 如图 4

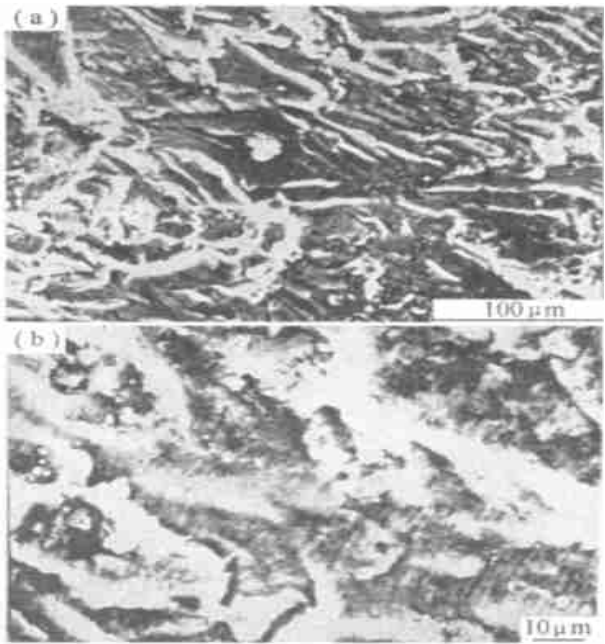


图 5 图 4 中黑处形貌

(a) 黑处形貌; (b) (a) 局部放大

Fig.5 Morphology of black zone at Fig. 4

(a) morphology of black zone; (b) part enlargement of (a)

所示的弧线带的黑色区域。

对 1# 断口试样左侧断面进行测量, 得到疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线 (图 6), 并按照均方根最小的原则

进行拟合，外推出裂纹长 2mm 时对应的起落循环数作为裂纹萌生寿命, 约为 16901 个起落。由于 1[#] 断口

试样共经历了 38000 个起落，因此裂纹从 2mm 开始扩展至瞬断的扩展裂纹寿命为 21099 个起落。

表 3 1[#] 试样每个应力谱循环的 1000 个起落中各载荷的情况

Table 3 Various loading condition of 1000 landing cycles of each stress spectrum of specimen 1[#]

载荷类型	E	D	C	B	A	B	C	D	E
施加次数	371	118	9	3	2	2	13	112	370
施加顺序	1	2	3	4	5	6	7	8	9
过载增量	± 0. 194	± 0. 284	± 0. 522	± 0. 689	± 0. 939	± 0. 689	± 0. 522	± 0. 284	± 0. 194
大小顺序	5	4	3	2	1	2	3	4	5

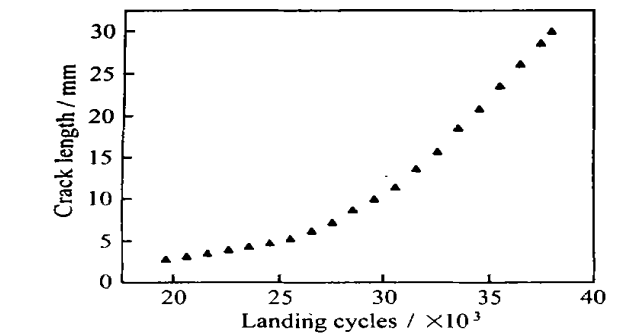


图 6 1[#] 试样疲劳裂纹扩展的 a-N 曲线

Fig. 6 a-N curve of fatigue crack propagation of specimen 1[#]

2. 2. 3 B 飞机其它机翼构件的断口寿命反推

B 飞机机翼构件 2[#] ~ 4[#] 断口试样疲劳扩展区的形貌特征与 1[#] 断口试样相似，均有黑白相间的疲劳弧线带特征，且机翼构件各处在每个应力谱循环中各载荷的施加顺序、施加次数和过载增量等均相同。采用同样的方法分别对 2[#] ~ 4[#] 断口试样进行寿命反推，其结果如表 4 所示。可以看出，4 个断口试样中各自裂纹的形核寿命和扩展寿命均不相同，在 4[#] 断口试样所在的螺栓孔处首先萌生裂纹，然后依次在 1[#] 断口试样所在的位置、3[#] 断口试样所在的位置裂纹形核，而 2[#] 断口试样所在的位置裂纹最后形核。

表 4 B 飞机机翼构件各断口试样的裂纹形核寿命和扩展寿命

Table 4 Crack nucleating life and propagating life of various specimen of aircraft B

试样号	1 [#]	2 [#]	3 [#]	4 [#]
形核寿命	16901	34478	24094	11305
扩展寿命	21099	3522	13906	26695

断口反推的理论基础是 Paris 公式, 而 Paris 公式只适用于裂纹稳定扩展的阶段。裂纹最初形核阶段比

较复杂，难于简单描述。把裂纹的形核寿命统一为形核到 2mm 的寿命, 此时应已处于稳定扩展(疲劳弧线已经比较清楚), 然后运用所测得的稳定扩展阶段的数据拟合并外推至 2mm, 应具有实际意义。

3 结论

(1) 载荷谱中不同的应力变化在失效构件断口上反映出不同的宏、微观断裂特征，采用断口定量分析技术可反推构件的疲劳寿命。

(2) 断口反推了 A 飞机和 B 飞机机翼构件不同断口试样的裂纹扩展寿命。其中 A 飞机机翼构件 7 个断面裂纹从 2mm 起的扩展寿命(起落数) 从大到小依次为, 1[#]: 19236; 2[#]: 18723; 3[#]: 18644; 7[#]: 13549; 4[#]: 12876; 5[#]: 10681; 6[#]: 9477。B 飞机机翼构件 4 个断面裂纹从 2mm 起的扩展寿命(起落数) 从大到小依次为, 4[#]: 26695; 1[#]: 21099; 3[#]: 13906; 4[#]: 3522。

参考文献

[1] 崔约贤, 王长利. 金属断口分析 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1998: 2.

[2] 张栋, 钟培道, 陶春虎. 机械失效的实用分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1997: 59.

[3] 陶春虎, 钟培道, 王仁智等. 航空发动机转动部件的失效与预防 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 337.

[4] 钟群鹏, 田永江. 金属断口宏观特征形态与力学参量之间的定量关系 [J]. 兵器材料与力学, 1984, (1): 2.

[5] 谢名立, 习年生, 陶春虎. 疲劳应力的断口反推研究 [J]. 航空材料学报, 2001, 21 (1): 32.

[6] 陶春虎, 习年生, 张卫方等. 断口反推疲劳应力的新进展 [J]. 航空材料学报, 2000, 20 (3): 158.

收稿日期: 2001-08-12
作者简介: 张卫方 (1971-), 男, 博士, 高级工程师, 发表学术论文 30 余篇, 主要从事金属陶瓷复合材料、断裂物理及失效分析等研究, 联系地址: 北京航空材料研究院失效分析中心 (邮编 100095)