

# 某型飞机疲劳试验过程中关键结构的 AE 监测

刘文斌<sup>1</sup>, 耿荣生<sup>2</sup>, 任吉林<sup>1</sup>

(1. 南昌航空大学 无损检测技术教育部重点实验室, 南昌 330063;

2. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

**摘要:**介绍了某型飞机疲劳试验过程中的关键结构的声发射检测技术。根据监测的实时性要求, 采用参数趋势分析, 辅以幅值滤波和空间滤波技术对信号进行实时处理, 特别是在空间滤波技术中, 采用损伤区域内事件数占总事件数的比例来分析裂纹的发展状况, 并以相关参数的变化趋势进行论证, 取得了满意结果。成功预报了右外翼三墙处某螺栓孔裂纹的萌生, 为试验的顺利进行起到了重要保障。

**关键词:** 声发射; 疲劳试验; 参数分析; 趋势分析

中图分类号: TG115.28

文献标志码: A

文章编号: 1000-6656(2009)10-0777-04

## AE Monitoring of the Critical Structures During Aircraft Fatigue Test

LIU Wen-Bin<sup>1</sup>, GENG Rong-Sheng<sup>2</sup>, REN Ji-Lin<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of Nondestructive Test(Ministry of Education), Nanchang Hang Kong University, Nanchang 330063, China; 2. Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Technical details of using acoustic emission(AE) to monitor the critical structures during aircraft fatigue test were introduced. Due to the requirement for real time monitoring, parameter trend analysis(PTA) technique, assisted by amplitude-based and space-based filtering techniques, was adopted to analyze the signal in real time. Especially in the space-based filtering analysis technique, the proportion of the events from damaged area to the total events was utilized to analyze the state of crack, which was further verified by correlative PTA. Satisfactory result was obtained and success was made in predicting a crack germination which came from the third wall of right airfoil. These results provided important guarantee for the fulfillment of the fatigue test.

**Keywords:** Acoustic emission; Fatigue test; Parameters analysis; Trend analysis

在之前的一系列关于某型飞机疲劳试验的论文<sup>[1-4]</sup>中已经指出, 飞机关键结构疲劳裂纹的萌生和发展是导致飞机产生疲劳损伤并最终导致寿命终止的决定因素, 飞机的疲劳试验对该型飞机的延寿和修理具有重要指导意义。

声发射技术是飞机疲劳试验过程中的一种主要监测手段。由于整个试验都是在动态加载中进行的, 试验过程中受噪声的干扰特别严重, 而且试验持续的时间特别长, 所以试验的数据量特别大。飞机疲劳试验取得成功的基本要求是及时和准确地预报

疲劳裂纹, 特别是早期裂纹, 所以设置合理的监测系统和采取有效的信号处理方式, 及时获得与疲劳裂纹有关的信息就显得十分重要。在前述 AE 参数趋势分析、幅值滤波和空间滤波等实时信号处理技术的基础上<sup>[1-4]</sup>, 进一步采用损伤区域内事件数占总事件数的比例来分析裂纹的发展状况, 并以相关参数的变化趋势进行论证, 取得了满意结果。

### 1 关键结构的声发射监测

按照某型飞机疲劳试验总体大纲的要求, 机体飞行载荷疲劳试验中, 虽然监测目标可多达 60 多项(可以说几乎涉及机体各主要部位), 且隐蔽区域非常多, 但最值得关注的区域仍然是中央翼-外翼对接区域, 特别是 1, 2 和 3 墙的对接区域以及钛合金腹

收稿日期: 2009-03-13

作者简介: 刘文斌(1986—), 男, 硕士研究生, 研究方向为工业过程中的检测技术。

板垂直方向  $\phi 14$  mm 对接螺栓及孔、水平方向  $\phi 12$  mm 对接螺栓及孔。因此这里的主要检测对象是 1,2 和 3 墙的对接区域。要有效监测该区域,则由疲劳裂纹产生的声发射信号须被至少一个传感器所接收。经过调整和测试,传感器的安装布局如图 1 所示,其中传感器的序号与仪器的通道所对应。AE 监测采用美国 PAC 公司的 DiSP 系统,具体的参数设置和数据采集方式在参考文献[4]中已有较为详细的叙述。

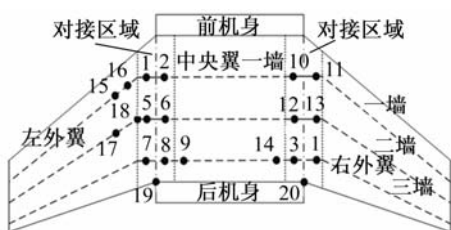


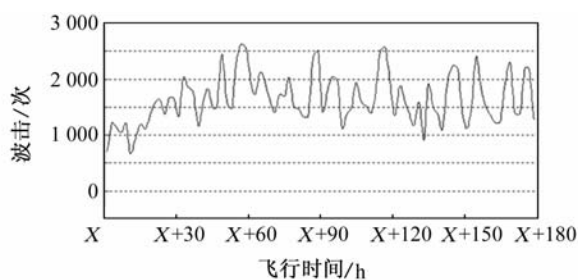
图 1 传感器的安装布局

## 2 信号处理

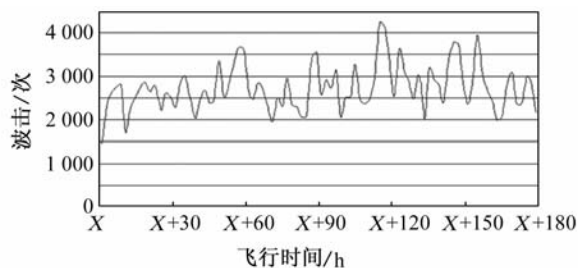
用 AE 对某型飞机进行动态的疲劳试验监测,要求在检测过程中能及时预报疲劳损伤,采用波形分析和频谱分析虽然能比较有效地处理 AE 信号,但是难以满足时效性,因此采用趋势分析<sup>[2]</sup>与参数分析相结合的方法。趋势分析是每次采集相同时段(20 min)数据后,首先根据监测目标 AE 信号波击(Hit)或者事件(Events)累计数在此时段是否有较大变化(各目标对象的 AE 信号 Hits 或者 Events 的差别较大,但其相对的差别量相对稳定),如果发生变化,则比较累计数是否有较大的增加,若相对增量  $\beta \geq 30\%$ ,就要利用其它方法加以分析,否则就没有分析的必要。其它方法包括:基于幅度滤波、空间滤波、能量滤波等多种滤波,必要时采用基于截取相同载荷的载荷滤波,以及多参数综合验证的处理方式。所有这些数据处理都在数据采集的间隔中进行,以保证监测的时效性。这里选取右外翼三墙有异常变化的 AE 信号为例进行分析。

### 2.1 趋势分析

在对  $X \sim X+180$ (由于涉密,以  $X$  指代)飞行小时的全机疲劳试验数据分析过程中,发现 3,4 号通道的波击数变化趋势如图 2 和 3 所示。从图中可以看出 4 号通道的波击数在  $X+14$  飞行小时处由 1 200 开始快速上升,到  $X+58$  飞行小时左右达到 3 150,之后波击数有所下降,大约在 2 350 上下浮动。3 号通道的波击数变化趋势虽然不如 4 号通道

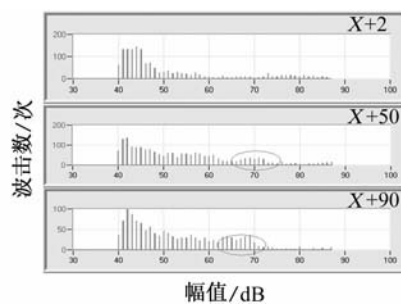


(a) 3号通道

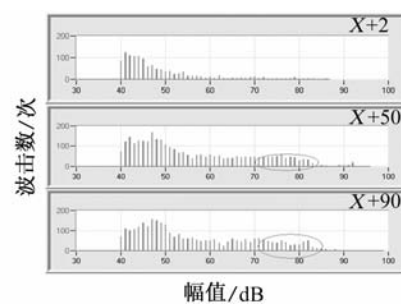


(b) 4号通道

图 2 3,4 通道波击数随飞行时间的变化趋势



(a) 3号通道



(b) 4号通道

图 3 3,4 号通道的幅度分布图

的波击数变化明显,从图中也可以看出,它的变化趋势和 4 号通道的波击变化趋势几乎一样,从  $X+14$  飞行小时开始,波击数由 1 700 开始上升,在  $X+58$  飞行小时达到最大值,然后在 2 700 上下浮动。由于,3,4 号通道具有相似的变化趋势,且相对增加量都  $>40\%$ ,又因为 4 号通道的变化趋势比 3 号通道变化明显,由此,我们可以初步判断在 3,4 号通道之

间,靠近 4 号通道的地方可能有一定程度的损伤。

## 2.2 幅度分析及滤波

图 3 为 3,4 号通道第  $X+2, X+50, X+90$  飞行小时信号的幅度分布图。在没有出现异常情况时,波击基本由噪声引起,机械噪声的主要特点是低幅度数量多,能量小,幅度分布满足负幂指数分布。从图 3(a)和(b)后两幅中可以看出,两通道的幅度都不再满足负幂指数分布,幅度在 60 dB 以上的波击数越来越多,且两通道高幅度信号出现时间基本一致。3 号通道的高幅度波击主要集中在 65~73 dB 范围内,而 4 号通道的高幅度波击越来越集中在 70~85 dB 之间。因为高幅度的信号主要在 60 dB 以上,所以分析 40~100 dB 的信号意义不大,因此把信号中 <60 dB 的信号滤除。得到 3,4 号通道的事件定位图(图 4)。由图 4 可以看出,位于 235~240 mm 处,定位事件从无到有,且持续存在。由前边的分析,可以确定在此处出现疲劳损伤或者潜在的疲劳损伤。首先从图 5 可以看出 3,4 号通道的事件数在  $X+14$  小时处开始不断增加,且变化幅度很大,与裂纹信号出现的情况相符合。再着两通道的波击数开始增长的时间、定位大幅度信号的出现时间、定位事件数开始增长的时间相吻合(基本都在  $X+14$  飞行小时)。最后通过空间滤波技术提取出 235~240 mm 处的定位事件,用列表法显示可以发现这个区域的事件基本是由 3 号通道幅度为 67~72 dB 的波击和 4 号通道幅度为 78~84 dB 的波击确定的。而这两个幅度范围正好在幅度分析中圈出的高幅信号范围内。

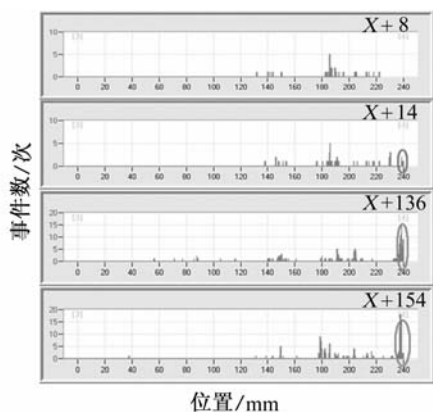


图 4 3,4 号通道 60 dB 以上的事件定位图

## 2.3 空间滤波

根据以上分析可知,疲劳损伤出现的区域位于 4 号探头左侧,即距离 3 号探头 235~240 mm 处。为此,统计出该区域内的事件数变化趋势(图 6)。

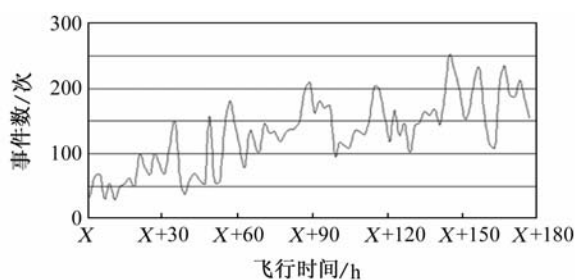


图 5 3,4 号通道之间 60 dB 以上的事件变化趋势

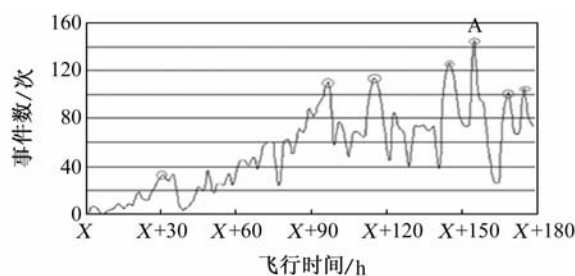


图 6 235~240 mm 区域内的事件变化趋势图

图 6 表明这个区域的事件数在经过一段时间增长后出现的起伏震荡变化情况。趋势图中的事件“波峰”之后的事件数都较大幅度下降。对照加载谱分析可以发现这些波峰都出现在大载荷 KM\_A, KM\_B 和 KM\_C 处,特别是在图中 A 处,连续 3 个大载荷,把事件数推到了顶峰,有力地验证了凯撒效应。

图 5 是整个 3,4 号通道之间 60 dB 以上的事件数的变化趋势,这两个通道之间的事件大多是由噪声引起的,噪声的变化具有一定的随机性。图 6 是距离 3 号探头 235~240 mm 区域的事件的变化趋势,虽然从图 5 也能看出该区域内的损伤的发展情况,但是对比图 5 和图 6,尽管图 5 中事件数的增长幅度没有图 6 中明显,而损伤区域的事件变化趋势和整个 3,4 号通道之间的事件数变化趋势相似,这就很难有力地说明该区域内的事件变化是由裂纹扩展引起的还是由环境噪声的随机性引起的。但是如果根据损伤区域内的事件数占总事件数的比例变化趋势(如图 7),就可以很清晰的反应出,而且有力的说明损伤的发展状态。

从图 7 中可以发现两个转折点,在  $X+14$  飞行小时处,235~240 mm 处的事件数占总时间数的比例数由 0.08 开始增加,这是裂纹信号的萌生时间。此后比例数跳跃性增加直到转折点 B 处的 0.58,这是裂纹的快速扩展时期。B 点之后比例数相对比较稳定且在 0.45 上下振荡,这是裂纹的稳定扩展期。



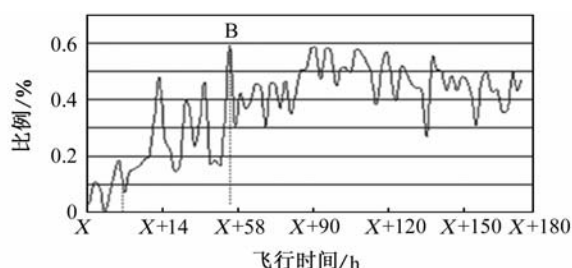


图 7 235~240 mm 处的事件数占总事件数的比例变化趋势图

## 2.4 参数验证

裂纹信号与噪声信号相比,它有信号幅度大,能量高,上升时间短等特点。因此我们可以通过这些参数的变化趋势来验证上述的分析。因为疲劳损伤发生在 4 号探头附近,离 3 号探头比较远,3,4 号探头之间中央翼与外翼的对接区还存在间隙,裂纹信号在传播到 3 号探头前衰减得比较严重,所以只选取 4 号探头的参数来分析。

图 8 是 4 号通道信号强度随飞行时间的趋势图,对比图 7 和 8 可以发现,信号强度的变化趋势几乎与 235~240 mm 区域内的事件数占总事件数的比例变化趋势一致。因为各个参数是每个采样时间内的平均值,由各个参数的变化趋势基本与 235~240 mm 位置的事件数占整个事件数的比例变化趋势同步,可以知道,虽然该区域的信号只占幅度在 60 dB 以上信号的一半以下的分量,但它的走势却代表着参数的变化趋势,所以可以看出它们幅度很大,能量很高,对整个采样信号的影响很大,因此这个区域内的信号表现出了很明显的裂纹信号的特征。同时也进一步的说明了前边分析的正确性。

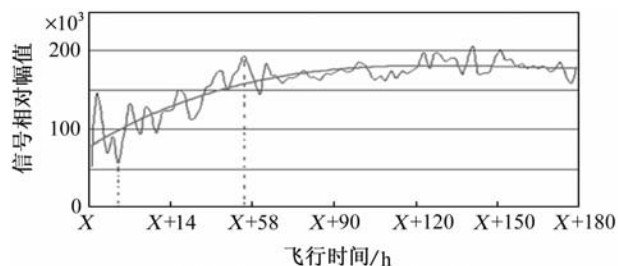


图 8 4 号通道信号强度随飞行时间的趋势图

在 X+180 飞行小时的拆机检修时,我们在 4 号通道相应位置,即右外翼 3 墙某螺栓孔航后发现长约 1.5 mm 裂纹,如图 9 箭头所指处。

## 3 结语

根据飞机疲劳试验的实时性要求,采用基于幅

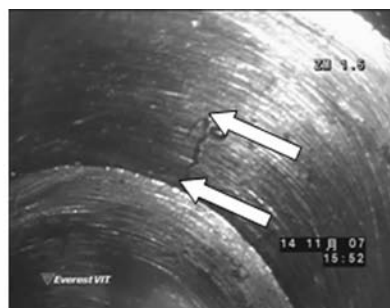


图 9 4 号通道(右外翼 3 墙某螺栓孔)的航后裂纹

值滤波和空间滤波的参数趋势分析方法,并用相关参数的趋势进行了验证,成功对飞机的疲劳监测的声发射信号进行了分析,保证了飞机疲劳试验的顺利进行。指出了传统空间滤波分析技术中只采用损伤区域内的事件数来分析损伤发展状况的不足,并用损伤区域内的事件数占总事件数的变化趋势来分析损伤发展状态,取得了满意结果,这为以后的疲劳监测数据分析提供指导意义。

## 参考文献:

- [1] 耿荣生. 全尺寸飞机疲劳试验过程中的无损检测及声发射监测技术研究[J]. 南昌航空大学学报, 2007, 21(8): 7-13.
- [2] 耿荣生. 利用趋势分析对飞机结构进行状态监测[C]//中国第七届声发射学术研讨会论文集. [s. l.]: [s. n.], 1997: 142-145.
- [3] 耿荣生, 景鹏. 声发射监控与飞机疲劳试验定寿[C]//第八届全国声发射学会研讨会论文集. [s. l.]: [s. n.], 1999.
- [4] 冯剑飞, 郭冠华, 耿荣生, 等. 某型飞机飞行载荷疲劳试验过程中的声发射监测[J]. 无损检测, 2008, 30(8), 526-529.

## 摘要撰写

摘要是以提供文献内容梗概为目的,不加评论和补充解释,简明、确切地论述文献重要内容的短文,因此,必须符合拥有与论文同等的主要信息的原则。摘要可包括研究工作的主要对象和范围,以及具有情报价值的其它重要信息,内容不应空洞、过简,应具备四个要素,即研究目的、方法、结果和结论,其中,后两个是最重要的。中文摘要一般为 200 字左右,如需要可以略多;英文摘要内容应与中文摘要一致。