

飞机主承力构件疲劳裂纹萌生和扩展的声发射评价

耿荣生 景鹏 雷洪

(空军第一研究所,北京 100076)

摘要 讨论了利用声发射(AE)监测飞机关键部位疲劳裂纹形成和扩展的意义、可行性以及应当注意的问题。提出利用多参数识别和相关技术从高背景噪声中获取裂纹扩展所产生的声发射信号,并曾在疲劳试验过程中多次成功预报了飞机一些主承力构件的疲劳裂纹萌生和扩展。

关键词 声发射检验 疲劳裂纹 飞机 信息处理

ACOUSTIC EMISSION EVALUATION OF FATIGUE CRACK INITIATION AND PROPAGATION IN MAIN STRUCTURES OF AIRCRAFT

Geng Rongsheng Jing Peng Lei Hong

(The First Research Institute of the Airforce)

Abstract Studies were made on the feasibility of using acoustic emission (AE) to evaluate fatigue crack initiation and propagation in main structures of an aircraft under full-size fatigue test. Combinations of multiparameter recognition and correlation analysis were proposed to identify the genuine crack-related AE signals. Successes have been made in fatigue tests of aircraft.

Keywords Acoustic emission inspection Fatigue crack Aircraft Signal processing

1 概况

我所曾对某型飞机进行了全尺寸疲劳试验,以解决该型飞机的定寿问题。这一试验为利用声发射监测飞机关键部位疲劳裂纹形成和扩展提供了极好的机会。为进行疲劳定寿,每进行到一定飞行小时试验后,需停止疲劳试验并对一些主承力构件(如飞机机翼主梁连接螺栓)进行分解检查、探伤并测试裂纹大小,必要的话要利用断口分析来反推裂纹萌生的初始时间。在整个疲劳试验过程中,通常要进行几次分解和拆卸检查,目的是要确定一些难以或不可接近部位的损伤程度,这无疑会给疲劳试验增加许多困难。我们在疲劳试验过程中对该飞机的一些关键部位的裂纹萌生和扩展情况用声发射进行了跟踪监测,取得了不少满意的结果。

声发射是指材料或物体内部因发生塑性形变或有裂纹形成和扩展时迅速释放出应变能而产生瞬态应力波的现象。与超声、涡流和射线等常规探伤方法相比,声发射技术至少有两大优势:第一,它是一种动态检测方法,能对飞机主要部位进行连续的在役

监测;第二,它是一种“被动”探伤技术,即无需发射探测信号,而是利用传感器监听结构内部发出的声波信息,这样,对飞机或结构的工作几乎不会造成什么影响和妨碍。当然,声发射技术也有其自身的劣势,最主要的问题是噪声干扰,其次是难以对缺陷进行定量测量。

外国军事和航空部门十分重视利用声发射监测飞机疲劳裂纹形成和扩展的研究。早在70年代,美国Lockheed飞机制造公司就对C-5运输机进行了利用声发射监测机翼疲劳试验时的疲劳裂纹扩展情况^[1]。80年代,澳大利亚空军和澳大利亚航空研究所在这一研究领域异常活跃,他们在利用声发射监测飞机主要受力构件(机翼主梁、机翼与机身连接框架螺栓)疲劳裂纹方面取得较大进展^[2]。从1987年12月到1990年9月,美国Wright实验室和McDonnell-Douglas公司耗费巨资进行了用声发射监测F-15飞机疲劳裂纹的联合研究工作,并声称在利用声发射监测机翼和机身连接螺栓裂纹形成和扩展方面取得重要进展^[3]。本文旨在报告我们在这一领域所取得的某些进展。

2 理论分析

疲劳试验时的噪声干扰问题十分严重,这些噪声主要有机械噪声、电磁干扰和瞬态电噪声等;另外,螺栓与螺栓孔的摩擦噪声以及其它许多非裂纹形成和扩展的声发射信号(如铝合金中脆性夹杂物的断裂)等也构成极强的干扰源。不对信号进行处理就不可能获得有用信息。

目前认为对类似疲劳裂纹萌生和扩展所产生的声发射信号进行处理的一种比较有效方法是使用宽带传感器并同时利用时域和频域信号加以识别。一般可假设飞机机翼为一薄板,孔边缘裂纹产生的声波主要由低阶 Lamb 波组成。因此,传感器所接收到的信号通常前沿部分频率较高,但幅度低,因为这一部分主要是纵波成分。而同一信号的后续部分幅度较大,但频率较低,而且有频散现象,相应于声源的弯曲波成分。另外,由于一次裂纹扩展所包括的时间总是很短,声发射信号的频率总是较高。这些都是利用时域波形和频谱分析来识别的比较有利的一面。但目前这一方法对大多数从事声发射工作的人来说有相当大困难,首先是宽带传感器的灵敏度很低,而高灵敏度宽带传感器的价格又通常较贵;其次,绝大多数声发射专用仪器都没有捕捉瞬态信号和频谱分析的功能。虽然在类似美国 PAC 公司的 SPARTAN AT 等声发射仪上都安装瞬态卡并可利用其提供的频谱分析软件获得频谱信息,但这需要数量可观的二次投资。本文提出,利用现有声发射仪的多个测量参数进行综合识别,同时辅之以一“群”测量通道信号参数之间相关特性的分析,可以比较满意地解决这一问题。

为了识别飞机疲劳裂纹萌生和扩展产生的声发射信号,仅仅利用一个或少数几个参数是不够的。在仪器可供选择的诸多参数中,比较重要的是 AE 撞击数或 AE 事件数的变化情况、AE 信号的持续时间以及 AE 撞击数的幅度分布特征。根据试验情况,决定利用下列参数并由它们组成一个八维矢量进行综合判断,即 AE 撞击数(Hit)的密度型幅度分布 $f(A)$, AE 撞击数(Hit)的累积型幅度分布 $F(A)$ 和曲线斜率 b , 上升时间 t_r , 脉冲持续时间 t_d , 总的以及各不同位置的 AE 撞击数和事件数(加上它们的变化率),总的以及各不同位置的 AE 振铃数和 AE 能量(加上它们的变化率)。

对所获得的信号参数进行加权计算就可帮助判断它是否是裂纹萌生和扩展的声发射信号。

机械噪声的频率一般较低,且持续时间较长;电

磁干扰噪声的频率较高,但其持续时间很短;另外,这两种噪声的幅度分布曲线比较陡,出现的时机也有较大的随意性。对这两类噪声可以首先通过选择合适的系统硬件参数,如滤波器频率等加以剔除,其识别一般也并不太困难。由于伴随裂纹萌生和扩展产生能量的迅速释放,因此,同裂纹有关的 AE 信号频率较高,上升和持续时间都较短。摩擦噪声与感兴趣的 AE 信号总是处于同一位置,其幅度一般还较大,因此在整个疲劳试验过程中,如何剔除或识别摩擦噪声确实很困难。声发射信号多发生在疲劳试验的大载荷期间,这对其识别会有所帮助。本文提出用一种特殊的相关法来帮助识别裂纹声发射信号。

利用声发射监测疲劳裂纹时,通常在某一关键位置会布置多个(4~6个)传感器(称之为群传感器)。由任一传感器的输出能够得到多个声发射参数,如振铃数、事件数、能量和 Hit 数等同飞行小时的关系,即这些参数的时间序列。设对任一参数,例如 Hit 数,相应于传感器 1 号,2 号, ..., m 号的各通道输出的时间序列分别为

$$1 \text{ 号}: x_{11}, x_{12}, x_{13}, \dots, x_{1n}$$

$$2 \text{ 号}: x_{21}, x_{22}, x_{23}, \dots, x_{2n}$$

⋮

$$m \text{ 号}: x_{m1}, x_{m2}, x_{m3}, \dots, x_{mn}$$

任意两个通道 p 和 q 序列之间的相关系数 r_{pq} 为

$$r_{pq} = \frac{\text{covar}(p, q)}{\sqrt{\sigma_{pp} \cdot \sigma_{qq}}}$$

式中 $\text{covar}(p, q)$ —— 通道 p 和通道 q 信号参数之间的协方差

σ_{pp}, σ_{qq} —— 第 p 个和第 q 个通道信号参数的方差

$$\text{covar}(p, q) = \frac{1}{n} \sum_j (X_{pj} - X_p)(X_{qj} - X_q)$$

$$X_p = \frac{1}{n} \sum_j X_{pj}$$

$$X_q = \frac{1}{n} \sum_j X_{qj}$$

$$\sigma_{pp} = \frac{1}{n} \sum_j (X_{pj} - X_p)^2$$

$$\sigma_{qq} = \frac{1}{n} \sum_j (X_{qj} - X_q)^2$$

经上述处理,可以得到一个 $m \times m$ 阶对称矩阵,其对角线元素为 1,表示各通道信号与其自身完全相关。进一步,我们让时间序列数 n 随疲劳试验飞行小时数增加而增加,这样可以得到任意两个通道信号之间相关系数与飞行小时之间的动态关系,即 $r_{pq}(n)$,它对于判断何时裂纹萌生和扩展很有帮助,见附表。

附表 4 800 飞行小时各通道之间的相关系数

通道	通道 9	通道 10	通道 11	通道 12
通道 9	1	0.91	0.70	0.91
通道 10	—	1	0.67	0.84
通道 11	—	—	1	0.65
通道 12	—	—	—	1

理论上讲,当相邻若干传感器接收到来自同一源的信号时,这些传感器的输出信号会表现出较强的相关性,而当它们接收到的是来自不同源的信号时,信号彼此之间的相关性就会较弱。飞机在疲劳试验中,如没有裂纹萌生和扩展产生的声发射信号时,同一“群”传感器接收到的是背景噪声。尽管噪声信号之间是不相关的或相关性很小,但来自相同噪声源的这些传感器的输出信号,其统计参数应当是相关的,条件是信号为稳态随机信号,或者每次测量时间都足够长,包括了可能发生的主要随机加载过程。我们采取了后一措施,各声发射信号主要参数都是几个测试周期的平均结果,而每个测试周期又足够长(一般为 18min)。对飞机各关键部位的声源模拟试验表明,飞机上许多部位(如机翼主梁处)的声衰减系数都比较大,当邻近某一部位(如螺栓孔)的传感器在某一段时间内接收到因裂纹萌生或扩展产生的声发射信号时,由于该信号传到别的传感器时有可能已经十分微弱,这样,相应通道的信号就会与其它通道有所不同。因而利用信号相关系数的变化就有可能识别出某一通道是否有异常信号(即裂纹信号)。

3 实验步骤

3.1 选择测点

试验选取的监测部位为左右机翼主梁下凸缘航前及航后 1-13 螺栓孔以及 16 框的 D 螺栓和 I 螺栓。机翼主梁为机翼主要承力构件(主梁材料为 30CrMnSiNi2A),受载约占机翼根部弯矩的 65% 左右,其疲劳裂纹如果不及时修理可能导致机翼主梁破断,造成机毁人亡的事故。由于这些部位可检性很差,因此,利用声发射监测它们的状态具有相当重要的意义。选取关键部位对研究工作的顺利进展十分重要,测试传感器置于接近关键部位处本身就能极大地提高信噪比。

3.2 测试方框图和测试参数的选择

试验所用的声发射仪器为美国 PAC 公司的 SPARTAN AT,一共有 18 个(后来增加到 28 个)监测点,右主梁 6 个,左主梁 4 个,左右第 16 号隔

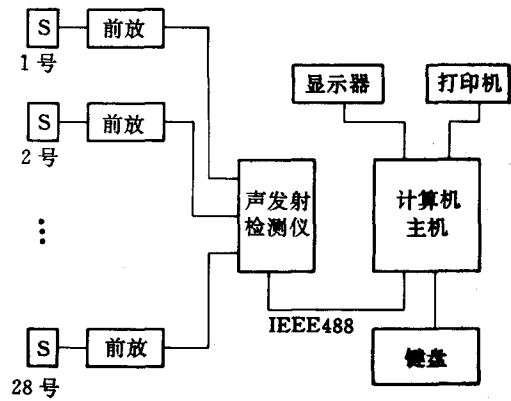


图 1 测试系统方框图

S——传感器

框各 4 个。测试系统方框图示于图 1。试验中,我们注意了以下几个问题:

(1) 选用合适的阈值电压 V_t (门槛电压) 正确选择阈值电压 V_t 对于试验的成功具有举足轻重的意义。根据我们的具体情况(本底噪声比较高),选择 $V_t = 40\text{dB}$,这样,折合到前置放大器输入处所有 $<100\mu\text{V}$ 的信号都被抑制。同时选取主放增益 $G = 24\text{dB}$,以保证足够的动态范围。

(2) 选用合适的测试参数 由于安装空间的限制,使得传感器之间的距离比较短,所以选择峰值定义时间 $\text{PDT} = 250\mu\text{s}$,声发射事件定义时间 $\text{HDT} = 500\mu\text{s}$,分别用以帮助确定真实峰值和真实上升时间。

(3) 利用声发射信号锁定电路 为了有效地抑制各种反射波和非主要声发射事件的影响,应当使用声发射仪的自动锁定电路,它是一种可再触发的单次电路。每当接收到主要声发射事件并测出其持续时间后,则自动锁定某一人为设定撞击事件时间 $\text{HLT} = 500\mu\text{s}$,这样可大大抑制两次声发射事件之间各种杂散信号,主要是构件中多次反射回波信号的影响。

3.3 模拟声发射源试验

疲劳裂纹形成和扩展产生的声发射信号是一种突发性的快速变化信号,其频率范围可以延伸到数兆赫兹,而每次产生声发射信号的延续时间一般最多也就是数十或数百毫秒。为了研究这种声波在结构中的传播特性以及传感器的响应,我们不能使用普通声源(如用正弦信号激励超声换能器得到的声波),而应当设法使用模拟声发射源。按照国际无损检测界的规定(美国 ASTM 976 号文件),使用 0.5 mm 铅笔心进行断铅试验,可以得到这样的模拟声源(装置示意图及典型模拟信号略)。通常断铅长度

约 3mm,因此,铅笔折断时间约为 1 μ s。如在关键部位(附近)产生断铅信号,则通过测量各传感器输出可以了解不同方向的衰减特性。

4 试验结果及分析

采用多参数识别和相关分析对试验结果进行综合判断,用判断参数 C 和相关系数 r 来表示。其中, $C = \sum_i c_i (i = 1, 2, \dots, 8)$ 表示上述八个参数的贡献。判断方法是:如果 $C \geq 0.75$,同时某一通道与其它通道的相关系数 r 下降到 0.85 以下,则认为是裂纹声发射信号;如果 $C \leq 0.5$,则为噪声;而如果 C 值在 0.5 和 0.75 之间尤其是接近 0.70 时,应当作进一步分析是不是裂纹信号。 C 值的具体计算方法可参见文献[4,5]。

当试验进行到 4 800 飞行小时,飞机左主梁的 AE 撞击数和振铃数都有大幅度增加(图 2)。根据上述计算过程,在 4 800 飞行小时,总的 AE 撞击数和 AE 事件数分别比前 1 000 飞行小时增加 20%,在第 11 通道处这两个参量分别比前 1 000 飞行小时增加 100%, $b = 0.35$,比值 $f(60 \sim 80\text{dB}) / f(40 \sim 45\text{dB}) \approx 0.8$,上升时间 t_r 和脉宽 t_d 的界限不十分清楚,因而取 c_7 和 c_8 各为 0.05,最后可得 $C = 0.78$ 。

经上述计算,可以基本判断在监测处(11 号传感器处)已产生了疲劳裂纹。事实上,此时,其幅度的 $f(A)$ 分布(图 3)与本底噪声明显不同,并在大幅度处出现信号。相关分析的结果更进一步告诉我们上述结果的可信度。附表给出 4 800 飞行小时左主梁各通道信号之间的相关系数大小。由表可见,第

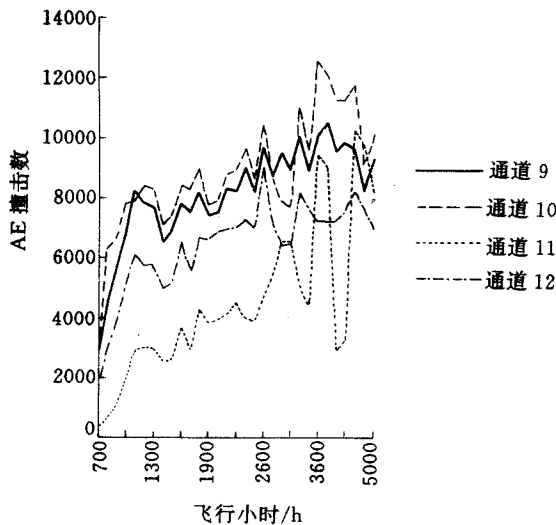


图 2 左主梁 AE 撞击数与疲劳试验飞行小时的关系

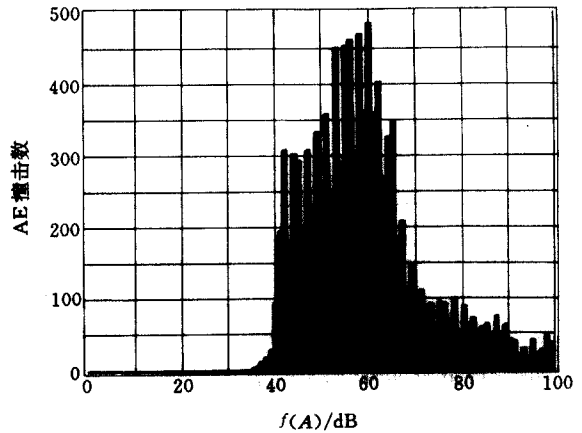


图 3 4 800 飞行小时左主梁第三螺栓孔处 AE 信号的 $f(A)$ 图

11 通道与其它三个通道中任一个的相关系数都 < 0.75,而其它三个通道彼此之间的相关系数都 > 0.85。可见,在第 11 号传感器处的确已经产生了异常信号(裂纹信号)。

从声发射信号尚未形成持续急剧上升之势可以断定,疲劳裂纹仍处于萌生阶段。后来的分解探伤(磁粉-橡胶铸型)表明,左主梁第二螺栓孔在 4 800 飞行小时已产生接近 0.5mm 的裂纹。在以后的试验中,我们又利用这一方法陆续预报出 D 和 I 螺栓等关键结构处的疲劳裂纹形成和扩展情况,并被分解检查的结果所证实^[6]。这些都表明,只要应用得当,声发射技术确实是监测飞机疲劳裂纹萌生的有效方法。

参 考 文 献

- 1 Pless WM, Baily CD, Hamilton JM. Acoustic emission monitoring of crack propagation on the expedited wing fatigue test article. AD-A041107 1976.
- 2 Scala CM et al. The Development of AE for structural integrity monitoring of aircraft. AD-A196264 1988.
- 3 Pokorski JR, Fisher BR. Fatigue damage sensing using acoustic emission. AD-A243803 1991
- 4 耿荣生等. 失效分析和预防国际会议论文集,北京:万国出版社,1995. 358—361
- 5 耿荣生等. 全国第六届无损检测会议论文集,北京:1995. 283—285
- 6 耿荣生,景 鹏等. Evaluation of fatigue crack growth in bulkhead bolt of an aircraft using acoustic emission. Proc. of the 14th WCNDT, New Delhi:1996. 2379

收稿日期:1997-08-25