

利用声发射 (AE) 计算火箭 发动机壳体在爆破试验时的强度

T.Kishi, Y.Mori

摘 要

借助AE技术计算裂纹严重程度的方法用于火箭发动机壳体的爆破试验,是为了计算发动机壳体在液压试验时的结构牢固性。在AE信号中观察到三个高活度区域,其中二个是断裂起始点。目前试验中所应用的计算方法可以在断裂前很好地预料断裂特性。

利用AE技术从结构上计算压力容器和压力界限是AE应用中最吸引人的领域之一。本文中的裂度计算方法原是日本NAIS系统提出的,并已应用于东京大学的M-13火箭发动机壳体爆破试验中,计算了发动机壳体在液压试验时的结构牢固性,和讨论了断裂特性与AE测试结果的相互关系。然后进一步讨论了在给定的高压条件下振幅频谱和频率频谱中无数的多重发射现象。最后以能量观点和AE信号的密度给出这一发动机壳体的结构计算。

一、结构牢固性的计算方法

在这一试验研究中利用AE技术计算裂纹严重程度的方法原是NAIS系统提出的,现已用于爆破试验,是为了计算发动机壳体在液压试验时的结构牢固性。其计算方法见附录。

二、试 验

1. 火箭发动机壳体

M-13火箭的第一级发动机壳体是由含有18%Ni的马氏体时效钢,用钨极惰性气体保护焊成的。其屈服应力是 175kg/mm^2 ,拉伸应力是 195kg/mm^2 。壳体内表面衬有橡胶薄膜。发动机壳体是圆柱形,长3.4m、直径1.4m、壁厚5mm。其一端用螺栓固有法兰盘,见图1。这一壳体在燃烧试验期间已加压到 60kg/cm^2 。

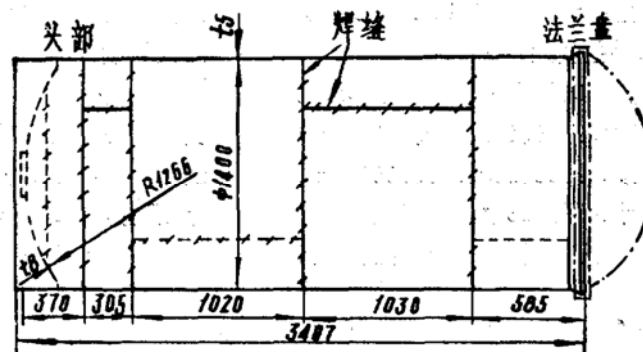


图 1 火箭发动机壳体的尺寸 (尺寸单位: 毫米)

2. 爆破试验

液压试验直至破裂为止。发动机壳体加压是从0到143.5kg/cm²最后破裂,其中在80kg/cm²之前是以10kg/cm²为一台阶加压,之后以5kg/cm²台阶增压直至破裂。在每一压力台阶要使压力维持定值,为了控制表面上的应变。加压率是每分钟5kg/cm²。

3. 仪器设备

用于这试验研究的备有计算机多通道的AE系统, NAIS-52, 的方块图如图2所示。这系统从多达52个AE传感器接受输入信号, 其传感器在平面位置以三个一行来排列。

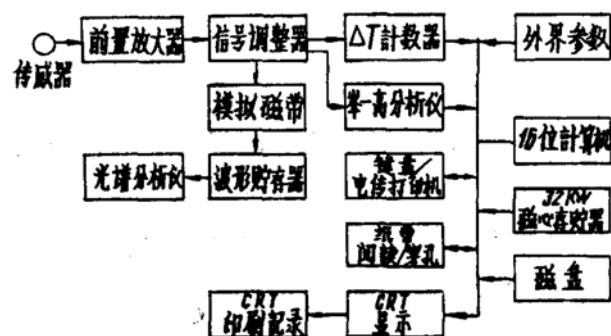


图2 NAIS-52系统的方块图

AE信号前置放大后传送到仪器主体,此处进行可加信号调整。调整后,这些AE信号将通过ΔT计数器模型和峰-高分析模型来形成。每个模型的输出信号馈给微计算机。计算机按特定程序进行定位、计算结构牢固性和为显示与打印分析了的数据作准备。每个AE源的位置在阴极射线管(CRT)显示器上以实时标定。结构图象显示在CRT上,AE源标定在这一显示图上。CRT显示器显示了频率曲线,例如振幅频谱和压力之间相互关系,AE能量和峰值电压。除了实时显示器外,结构牢固性的计算结果将由高速电传打印机打出。这一系统的特性见表1。

表1

NAIS-52系统的特性

仪 器 设 备	特	性
传 感 器	型号2801-A-128	共振频率: 230KHz, 1MHz
前置放大器	NAIS前置放大器S-15	增 益: 46dB
	频带宽: 50KHz-2MHz(-3dB)	最大输出: 8Vpp(75Ω)
主 放 大 器	NAIS主放大器S-20	最大增益: 54dB
	频带宽: 50KHz-2MHz(-3dB)	输 出: >10Vpp
滤波器高通的	截止频率: 50,200,500,1000KHz	衰 减: 12dB/oct 损耗: 0dB
低通的	截止频率: 50,200,500,1000KHz	衰 减: 12dB/oct 损耗: 0dB
ΔT 计 数 器	时差计数器: 16位, 52通道	计数器钟: 1MHz
峰-高分析仪	交/直流变换器: 10位/1通道 52通道	脉冲幅度: 0至5V 频率: 1MHz

所有获得的数据都以纸带形式贮存,从任何八个通道来的AE信号可贮存在模拟磁带上。这些记录数据可供详细的脱机分析用。

4. 传感器位置

本试验所用的AE传感器有不同的类型，其特性见图3a。校准结果是用绝对灵敏度校正方法，也就是互易校正方法。此法所用的铸钢块规是由日本FAE委员会制作。除了这些传感器外，还用更灵敏的传感器，其校正结果见图3b。

测试发动机壳体的48个传感器和四个高灵敏度的传感器在壳体展视图上的位置，由图4所示。可是，这些高灵敏度传感器是作为一个辅助方法把AE信号记录在模拟磁带上，以供脱机分析用。图4所表示的三角形用来定AE源在发动机圆柱壳体上的位置。

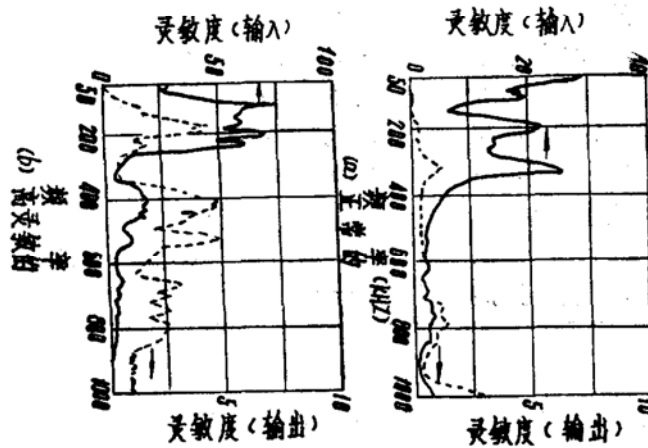


图3 传感器的校准曲线

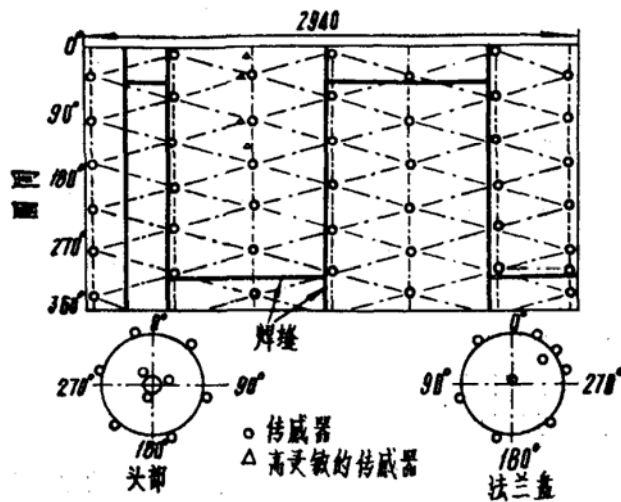


图4 发动机壳体展示图和传感器的位置

5. 系统的校准

电子系统用钩钩住，系统测试仪器校准是在壳体充满水后进行。一个用作脉冲源的传感器连到发动机壳体上，并由一个电信号来激发，是为了产生一模拟的AE信号进入壳体。这个信号是用来决定全系统增益和位置的正确性。在发动机壳体的不同位置上，包括头部和法兰盘上，测量波速，声波的衰减和反射，以及正确的伤痕位置。

在爆破试验前，首先用液压方法把发动机壳体加压到 60kg/cm^2 。其目的是校准壳体表面上的应变仪和检查液压加载机械。在这一期间，联机 AE 监控以实时来完成。与此同时进行了系统的最后校准。液压试验时探测到一个高 AE 活度区域（以后讨论），并在壳体上可定其位。在这一液压试验中没有发现显著的电和机械的杂音。

基于这些试验中所得的结果，可以确定爆破试验的 AE 数据分析的试验条件，见表 2。

表2 试验条件

测量参数	数	值
波速	4800m/S	
AE波的衰减	-20dB/750mm	
噪 音	背景噪音: 0.08mVpp	
位置的正确度	20到30mm	
组群半径	70mm	
整个系统增益	80dB	
阈电压	0.15mVpp	(传感器的输出)
空载时间	20ms	

6. 基本准则

为了对 18%Ni 马氏体时效钢进行拉伸试验，必须建立一“等级”分析准则，其一如图 5 所示。

从这些结果可估算 AE 能量 E，和信号密度 C。由这些 E 和 C 值及按照计算方法获得的“等级”分析准则曲线见图 6。

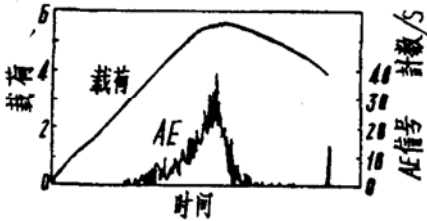


图5 18% Ni 马氏体时效钢的拉伸试验中 AE 信号计数—时间和载荷—时间曲线

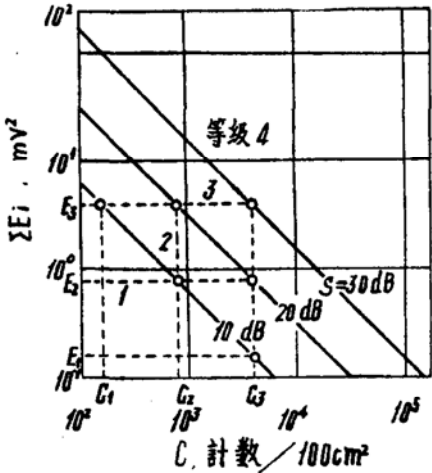


图6 由拉伸试验所得的结构计算的准线

三、结 果

在初试期间完成了系统校准和标定之后，对火箭发动机壳体施加液压，直至 143.5kg/cm^2 。整个试验中联机 AE 控制以实时来完成。在试验期间三个最显著的 AE 活度区可以定位，计算结果将“注意”和“警告”的信息给予这些区。其中二个与最终断裂点相一致。

1. AE源的位置

AE 源的定位结果表示在图 7 上。正如图示，发动机壳体展视图是用来定位的。试验期

间直至最后破裂，所有发射源的位置如图8所示，实线表示爆破过程。压力到达 60kg/cm^2 时少数发射将由初始加压引起的Kaiser效应而观察到。随着施加压力增加，沿着焊缝测得许多信号。这些AE信号源由集合法分析过程而分成几个组。在试验期间测得三个最明显区域，图8中用A、B、C字母表示。A区位于基本金属，B、C区各自地位于焊缝周围联同发动机外图壳。B、C两区与最终破裂的起始点很好地相对应。

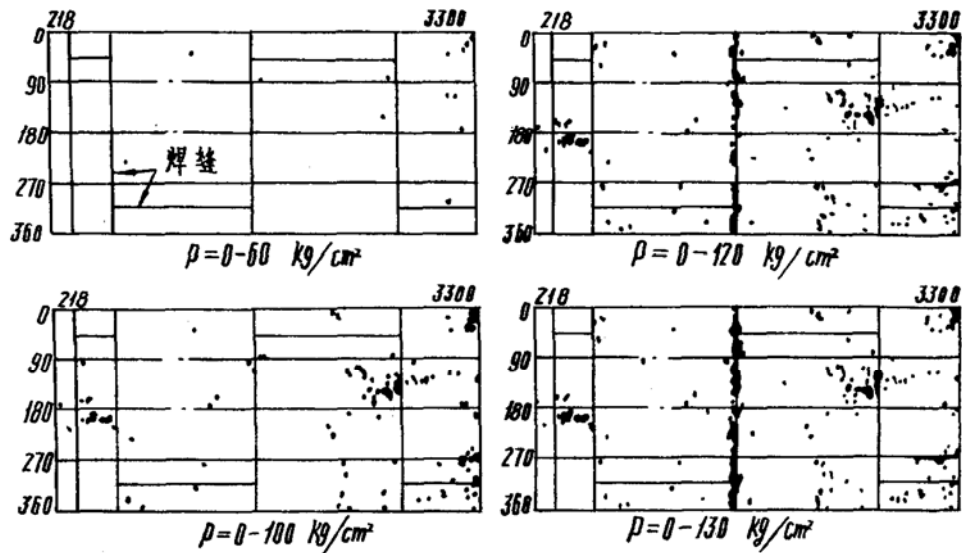


图7 AE源位置 (CRT的印刷记录)

2. 爆破试验中的AE活性

图8中三个伤痕区的AE信号幅度随试验时间变化的结果如图9所示。在这图中由起始加压而获得的数据标定在A区。

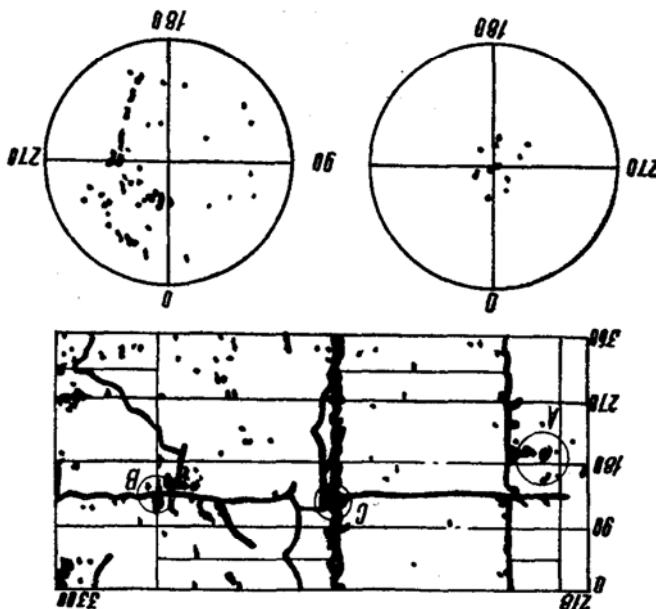


图8 爆破线和AE源位置

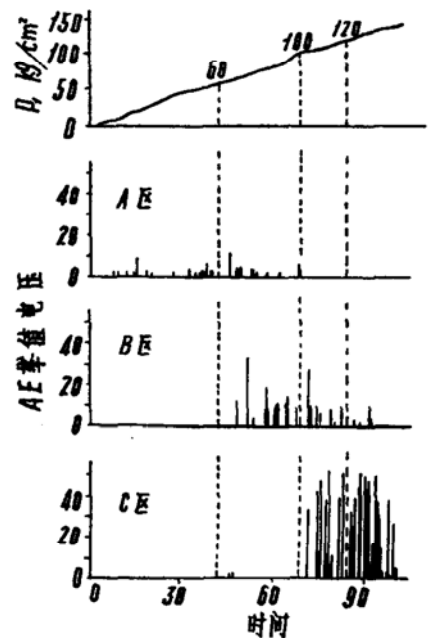


图9 A、B和C区的AE峰值电压-时间曲线

初试期间在A组观察到大量发射,然而在试到 60kg/cm^2 以后A区的AE活度减小,在 100kg/cm^2 时消失。来自A区的AE活度源预计是发动机壳体的凹痕而引起的局部变形,而不是伤痕引起的。

另一方面,来自B和C区的AE能量随着施加压力增加而增加。然而,在 120kg/cm^2 压力以上,AE不可能正确地计数,因为在短时间周期内发生大量的发射。因而,当压力范围从 120kg/cm^2 到破裂时AE分析要由脱机计算来增添,即是利用磁带记录数据。由后期分析而得的结果将在另一节阐述。

3. 联机实时计算

对B和C区中一个组进行“类型”分析(见附录)的结果见图10。压力接近 120kg/cm^2 时在C区观察到类型的变化,而在B区没有观察到。等级分析的结果(见附录)对压力作曲线,见图11。

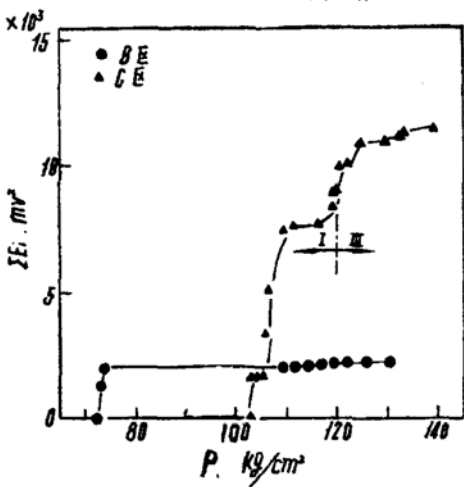


图10 “类型”分析的结果

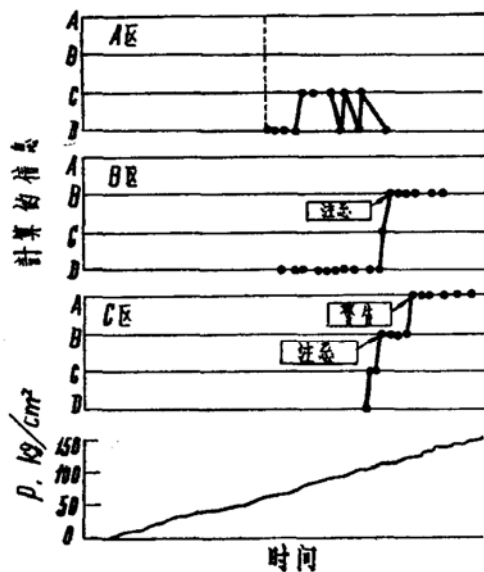


图11 “等级”分析的结果

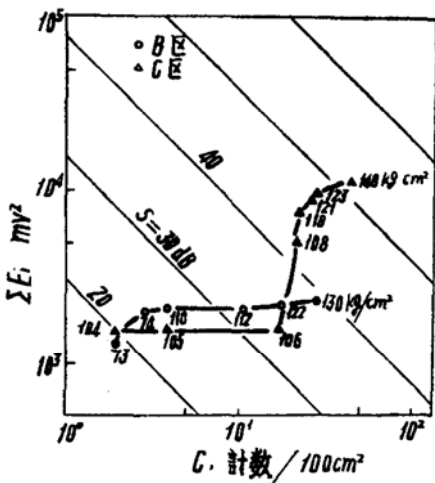


图12 加压期间结构牢固性的计算

由这些定位、类型和等级分析的结果及根据附录中所述的方法可计算出发动机壳体的结构牢固性。图12表示了计算结果。由于这个计算, B和C区中在压力约为 105kg/cm^2 时出现“注意”信息, C区中在压力 120kg/cm^2 时给出“警告”信息。如图8所示, B和C区在压力 143.5kg/cm^2 时是破裂的起始点, 在压力 105kg/cm^2 时所提出的计算方法能很好地预计这些点。

四、脱机计算

1. 后分析期间AE的测量

正如前一节所述, 爆破试验后分析是为了获得从 120kg/cm^2 到 143.5kg/cm^2 的整个压力范围内最终计算而进行的。

由磁带记录数据获得的声发射信号见图13。如图中所示, 120kg/cm^2 以上, AE信号的活度很快地增加, 而发射的平均时间间距在压力 125 与 140kg/cm^2 之间约为 6 到 10ms , 压力 140kg/cm^2 以上约 3ms 。这系统中为获得数据要给以 20ms 空载时间作准备, 所以在 120kg/cm^2 压力以上AE信号不能正确地测量。此外, 在这个压力时定位的AE信号数字饱和了。

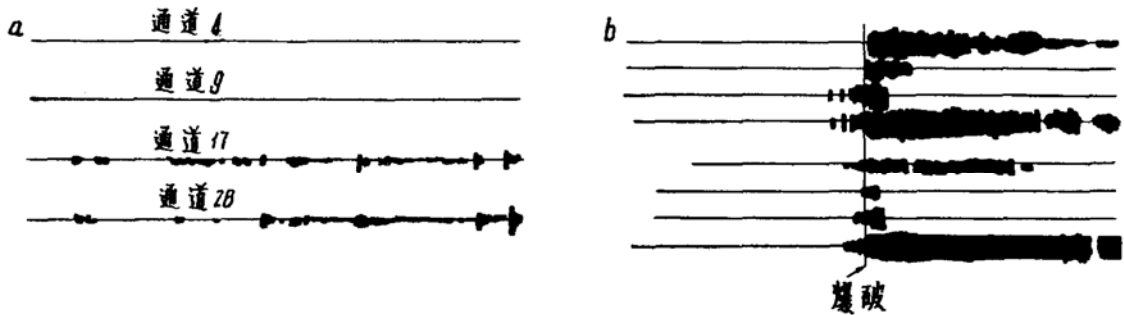


图13 由磁带获得的AE信号

(a) 压力约 130kg/cm^2
(b) 正好破裂前

因此, 传感器9和17测到的信号记录在磁带上, 其数据用来预计压力在 120kg/cm^2 以上时, 来自B和C区的AE活度, 如图14所示。此外, 由高敏感的传感器, 其空载时间约为 3ms , 而获得的结果是用来进一步证实由上述的类似数据所获信号的数目。

从这些结果, 可以获得B和C区中预计的AE活度, 见图15到17。爆破试验期间所获的数据以实时再绘制在图16和17中。这个AE信号数字, 图16, 随着压力增加而增加。虽然平

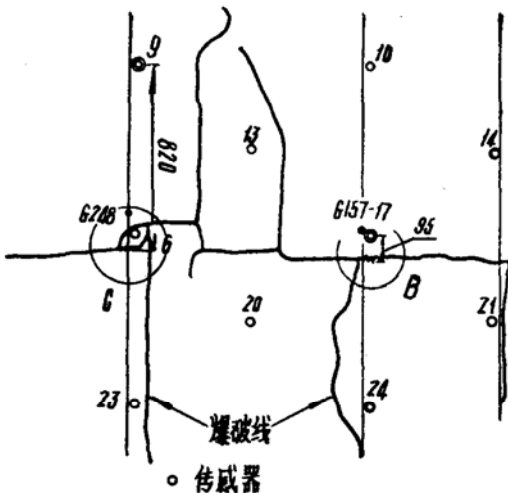


图14 传感器9和17的数据(取自磁带)

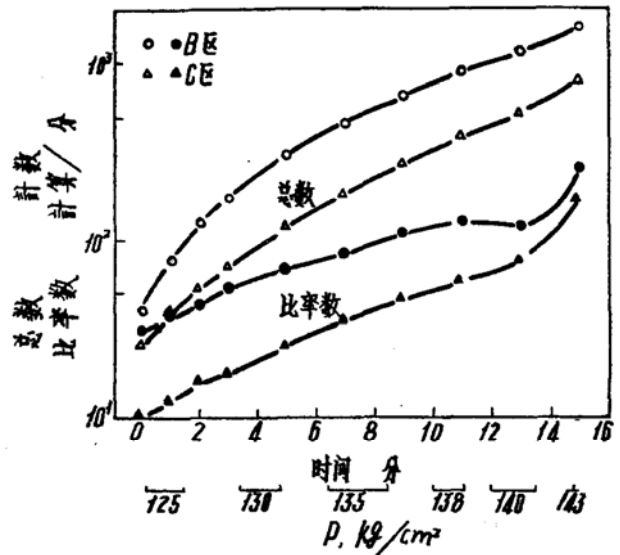


图15 预计的AE信号计数——压力曲线
(由后分析所得)

均AE幅度在120kg/cm²压力以上的后分析中假定为常值，累积的 AE 能量增加很快，如图16、所示。图17所示的结果意指 B 和 C 区中的AE活动由准则水平增长到高危险的水平。

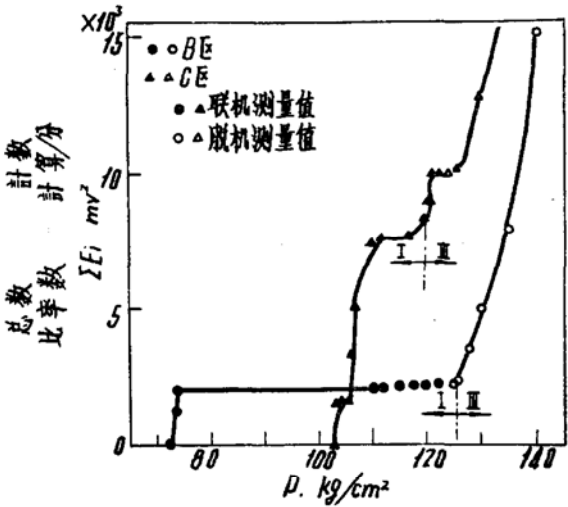


图 16 获自后分析的“类型”分析结果

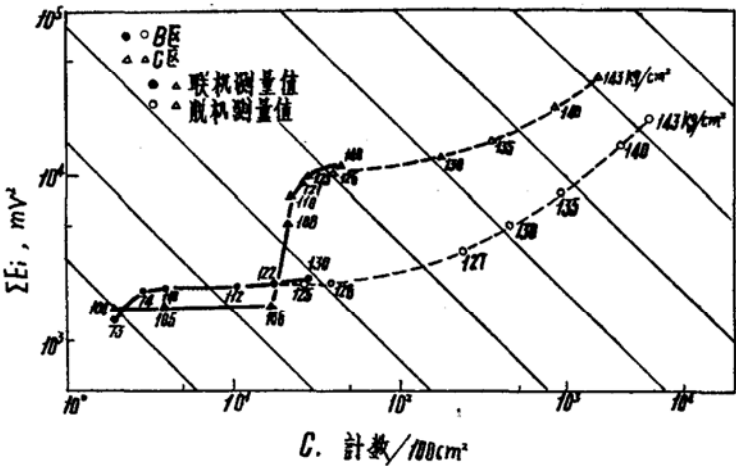


图 17 获自后分析的“等级”分析结果

五、最后计算/振幅频谱/频率频谱

借助后分析推导出的补充结果可建立最后结构计算。图18显示了 B 和 C 区 中 在 120kg/cm²压力以上经常出现“危险”信息，它说明发动机壳体的结构稳定性很不好。

图19表示了 A、B 和 C 区中所获 AE 信号的振幅频谱。成为破裂起源的 B 和 C 区中高振幅发射可以观察到。相反，不管多少信号，在 A 区是观察不到高振幅发射。

正好破裂前的 AE 频率特性随同波形的结果表示在图20。这一频谱型很好地与传感器的频率特性（见图3a）相一致。它意味着在此试验中频率分析对结构计算不能给出 肯 定 的 意 见。

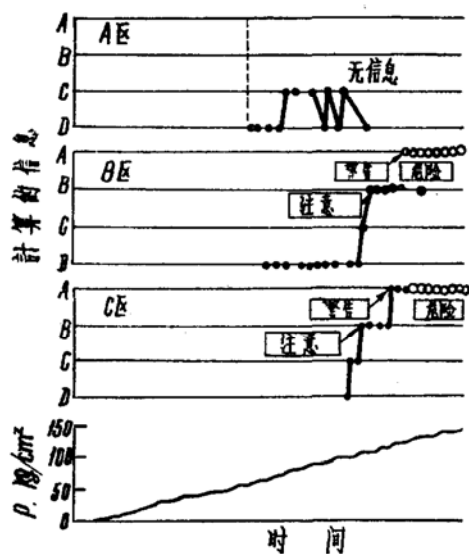


图 18 爆破试验期间最后计算

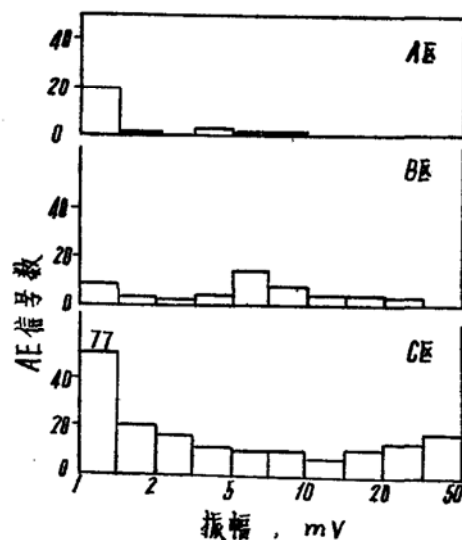


图 19 累积信号的振幅分布

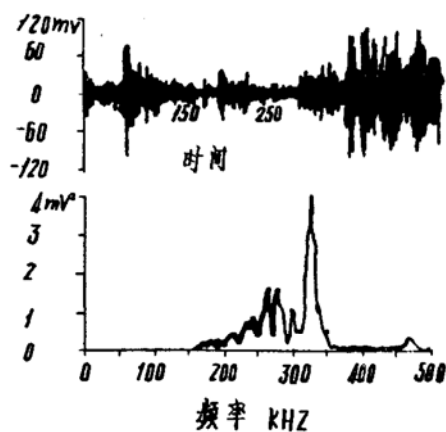


图 20 正好最后破裂前AE信号的频率分布

六、结 论

对 $200\text{kg}/\text{cm}^2$ 马氏体时效钢制成的火箭发动机壳体进行爆破试验,在其加压期间实施了AE监控。裂纹严重程度的新算法是应用来估算结构牢固性、并能正确地预计火箭发动机壳体的破裂过程。

附 录

借助声发射技术计算结构牢固性的方法

结构牢固性的计算方法应用声发射技术原是 NAIS 系统建议的,现概括于附录中。此计算方法已用实验方法加以改进。

为了建立 AE 数据与伤痕增长之间的相互关系，利用压力容器，管道系统和它们的结构材料进行了一系列的研究。在实验室中，对各种不同的材料进行了拉伸试验和疲劳试验。在这些试验中，试件中出现一些伤痕，呈现焊接伤痕形式，例如焊接杂渣和焊接气孔，锯痕和机加槽，它是为了获得来自裂缝生长的 AE 信号的特性和大小。此外，对具有人工伤痕的模型压力容器和管道进行爆破试验是为监控液力加压期间，直至破裂的 AE 活度。

借助这些研究的结果进行统计分析，是为了研究 AE 数据与伤痕严重程度之间的数值关系式。因此，曾经研究的应用 AE 技术计算结构牢固性的方法，目前在 NAIS 系统中使用着。

计算方法如图 21 所示。在这系统中，通过位于伤痕上和伤痕附近的一组 AE 源进行 AE 分析。组群的大小尺寸存储在计算机存储器中，并取决于 AE 源位置的正确性。

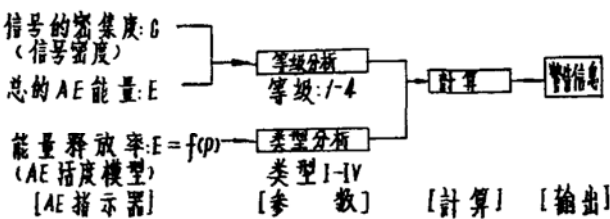


图 21 借助 AE 技术计算裂缝严重度的方法

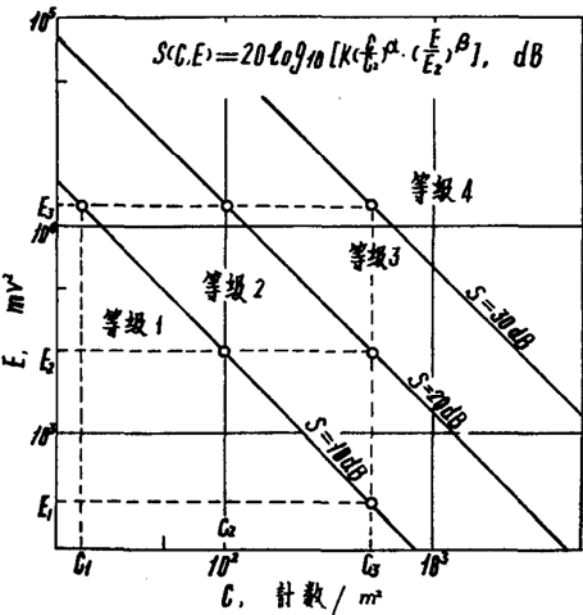


图 22 等级确定的例子

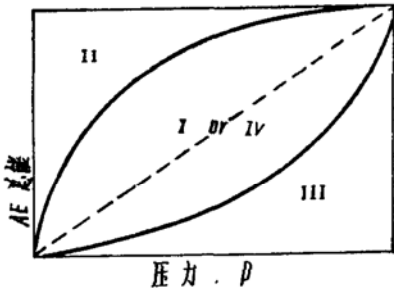


图 23 类型的分类

表 3 级别分类法

类 型	等 级			
I	1	2	3	4
I	D	D	C	B
II	D	C	C	B
III	D	C	B	A
IV	C	B	A	A

注：级别 A：信息（按照等级）—“危险”或“警告”
 级别 B：信息—“注意”
 级别 C：信息—“不注意”
 级别 D：信息—“不注意”

叫做“等级”和“类型”的两个参数引入每个组是为了描述估算的伤痕的严重程度。AE指示器决定等级和类型，并且是：

1. AE信号的密度， $C: C = n/\pi\sigma^2$ (计数/ m^2)，其中 n 是在平均半径为 σ 的一组群中的信号计数。

2. 累积的 AE 能量， $E: E = \sum V_{pi}^2$ (V^2)，其 V_{pi} 是定位源中第 i 个 AE 信号的峰值电压。

3. AE能量释放模型， $E = f(P)$ ：AE能量释放的活度模型是压力的函数。

伤痕不稳定性意义由“等级”分析分成四个“等级”。图22显示了等级分析的一个例子，其数值由等级的准则， $S(C, E)$ ，求得。其中 C 是信号密度， E 是由伤痕释放总能量。

在验收试验时，“类型”分析用来说明与伤痕有关的AE特性的类别，如图23所示。AE特性的类别分成四个“类型”。

因此，预估的伤痕的严重程度可由联合这两个参数，等级和类型，来计算，并分四个级别。NAIS的分类级定义解释见表3。

邵新荣译

注：1.T.Kishi日本宇航科学院，东京大学副教授

2.Y.Mori日本工业技术学院，Nihon大学讲师