



空中爆炸冲击波(II) — 测量技术

林俊德

(1983年11月7日收到)

一、基本特点

空中爆炸冲击波是在核武器出现之后才被深入研究的一门学科,通过多种多样的核爆炸试验,人们掌握了大量现场实测数据,现今,空中爆炸冲击波的形成和传播的主要规律已作为一门比较成熟的知识被广泛应用了。在核试验中,可通过冲击波测量准确确定其爆点位置和当量,参与核武器的性能鉴定。通过核试验中大量冲击波测值的分析研究,各试验国家都建立起了一套武器效应研究需要的第一手技术资料。通过核试验发展起来的远区弱冲击波和大气振荡测量仪器还可以成功地用于核爆炸侦察。

空中爆炸冲击波是一种非正常空气激波,图1是其典型波形,它可用下式描述

$$P(t) = \Delta P_s \left(1 - \frac{t}{\tau_s} \right) \cdot e^{-\omega t} \quad (1)$$

式中 ΔP_s 是阵面超压峰值, τ_s 是正压作用时间, ω 是衰减系数,它是 ΔP_s 值的函数。

冲击波前沿陡峭,上升时间可达 10^{-8} 秒以下,大型爆炸波的作用时间很长,百万吨爆炸可达10秒以上,所以测量仪器需要具有很宽的频响范围。

冲击波本身具有强大的摧毁力,仪器及其安装设备必须经得起压力、拖曳

力和剧烈震动的考验。核爆炸的核辐射和电磁脉冲使得近区强冲击波的测量变得异常困难。在空中冲击波测量中,仪器升空和降落过程中经受的冲击和气压、温度的急剧变化必需妥善解决。对于数十公里以外的亚毫巴级弱冲击波测量仪器,风、大气压波动和日照引起的温度变化都会造成严重干扰信号。所有这些都是空爆冲击波测量仪器的选型、设计和环境试验中必须充分考虑到。对于这种大型试验使用的仪器,可靠性是最重要的,准确性则应根据需要和可能对各种仪器具体规定,经济性也是不可忽略的。空中爆炸冲击波测量系统多数是专门研制的,部份记录仪器和少数传感器引用了商品。

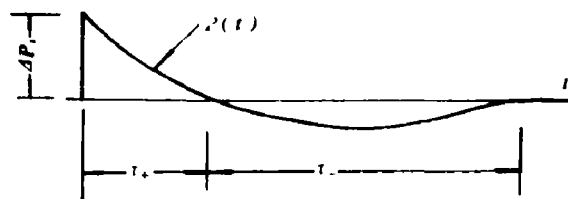


图1 空中爆炸典型冲击波波形

二、仪器类型和性能

空爆冲击波测量仪器品种比较多,可分为高速摄影、机测和电测三类。高速摄影主要用来观测

冲击波阵面的发展图象,并通过阵面速度测量确定压力峰值变化规律。对于核爆炸,由于冲击波阵面峰值压力达到使空气发光的区域大、时间长,一般都可以相当清晰地获得球形冲击波阵面的早期发展照片。当冲击波峰值压力降低到不足以使空气发光以后,需采用烟幕法,一般是在研究的空域在爆炸前瞬间发射一组曳烟火箭,形成一个条纹型或网格型烟幕,这样根据冲击波阵面到达后产生的烟条纹的位移和错动就可以确定各个时刻波阵面的位置和形状。

机测仪器在大型爆炸试验特别是核空爆试验中具有许多优点,在国内外都得到广泛应用。自动记录式的机测仪器不需要控制和传输电缆,现场工程简单、布点灵活、仪器造价低、抗干扰能力强、可靠性好,所以它具有比其他测量系统更高的经济性。机测仪器高频响应较差,必须回收仪

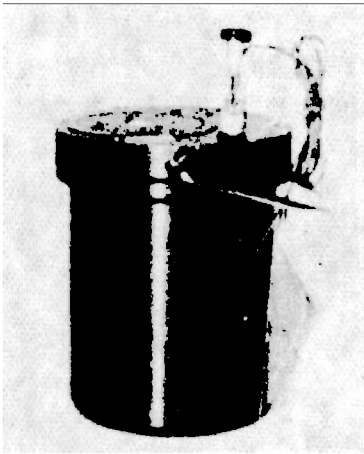


图2 钟表式压力自记仪

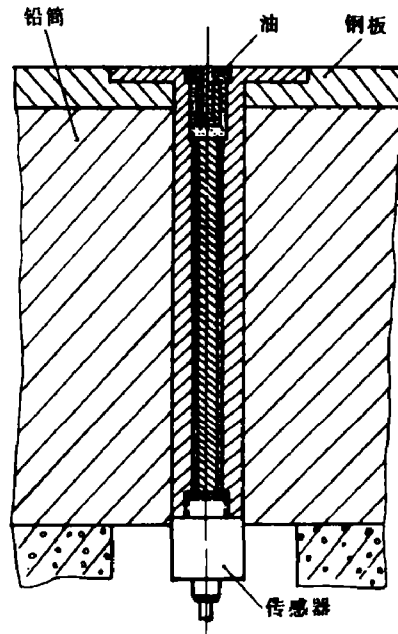


图3 核爆近区冲击波测量传感器

器后才能取得测量数据,所以对于百吨以下的爆炸和放射性污染严重的核爆炸近区测量则有困难。图2是一种空中爆炸中广泛使用的钟表式压力自记仪。它以波纹膜片作为压力敏感元件,以进压空膜调节其动态响应特性,冲击波作用下的膜片位移直接通过焊在其中心上的针尖记录在一个熏烟的园形玻璃片上,玻璃片由一钟表机构带它匀速转动。膜片中心满量程位移约1毫米,记录线粗约0.03毫米,压力测量精度优于2%。压力波形的时间分辨度为2-10毫秒,压力响应上升时间随量程而变化,在2-12毫秒之间。仪器最低量程为10毫巴,最高30巴。仪器可在100g的冲击加速度下正常测量。其重约2公斤。它带有光电自动开关,核爆炸情况下能靠光辐射自动启动,也可用一个安装在它前面约30米处的压力开关在冲击波到达时自动启动仪器。

早期爆炸试验中,人们曾广泛采用过钢珠、铜柱和铝箔等机械式峰值压力仪,它们是通过度量材料塑性变形和破坏程度来实现压力峰值测量的,虽然它很简单可靠,但精度差,且不能获得研究冲击波中具有重要价值的波形变化的信息,因此现今已很少使用。

可以应用于空爆冲击波测量的电测传感器品种很多,究竟采用哪一种同主办单位的技术基础和传统习惯有密切关系。在核爆炸条件下,电测系统最重要的技术课题是防核辐射干扰和防电磁脉冲干扰。对于空中核爆炸的冲击波基本参数测量,变磁阻传感器电测系统的使用最为成功。图3是地面核爆试验中用于测量火球区附近的强冲击波的变磁阻传感器,传感器距地面20厘米,通过油腔传递地表冲击波压力,系统的响应上升时间为0.5毫秒。图4是测地面冲击波气流动压的变磁阻传感器,它

装于一个园形的管子里，感受膜片的一侧接受来自管端的滞压，另一侧接受来自园管侧壁的静压，测得的压差经马赫数修正后，则得到冲击波阵面后气流的动压。图5是测量由冲击波卷起地表沙土动

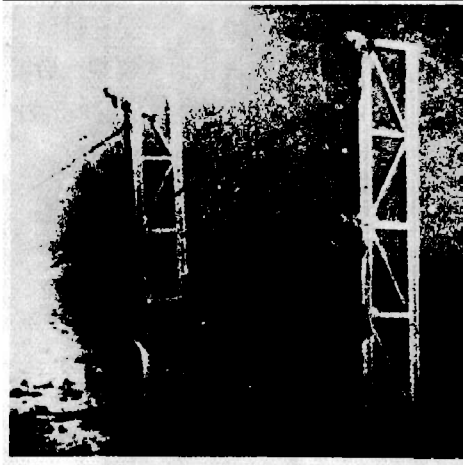


图4 冲击波动压测量

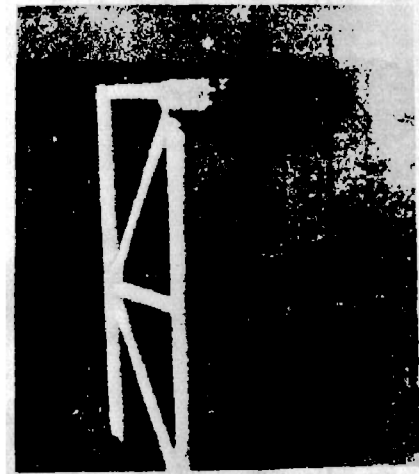


图5 灰沙动压测量

压的变磁阻传感器，它是根据拖曳力原理做成的，波阵面后高速飞行的灰沙撞击球体，形成推力，测出推力，则可折算出类似于气流动压的等效灰沙动压值。图6是一种用于测量距爆心数十公里到数百公里的弱冲击波的变磁阻差动式微压传感器，最低量程为0.1毫巴，安装在保温盒里埋于地下，以减小传感器温度变化造成的基线漂移。地面以上有一风雨帽，以减小风噪声，并能在下雨条件下工作。传感器可单个使用，也可由多个传感器构成一个布阵，这样可进一步提高信噪比，并可由布阵测值独立确定爆心位置，进行核爆炸侦察。

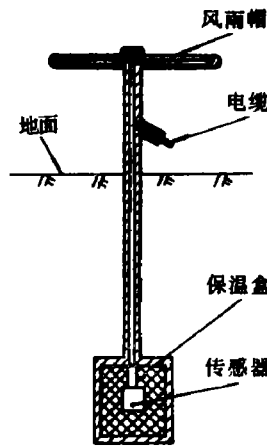


图6 微压传感器

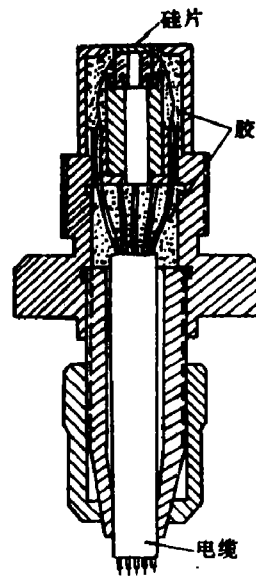
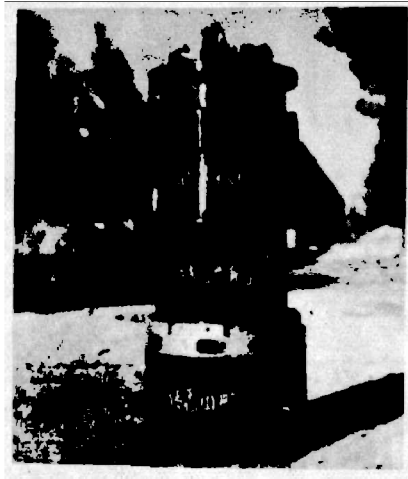


图7 硅集成压力传感器

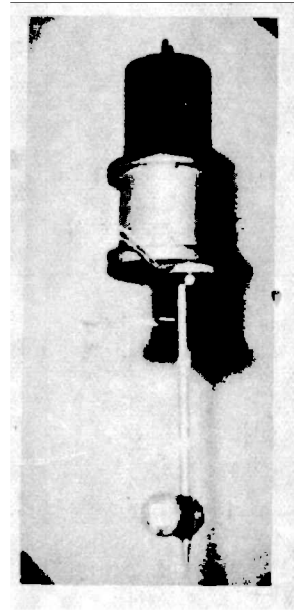
七十年代以来，硅集成压力传感器获得迅速发展，在小型空爆模拟试验研究工作中，它具有其他传感器不可比拟的许多独特优点。它是在硅晶片上用半导体制做工艺造出一付四主动臂的差动电阻电桥，在压力作用下硅片变形电桥输出与压力成正比的电压信号。它高低频响应都很好，且克服了通常的应变传感器的信号弱、温漂大等弱点。图7是为小型化爆模拟研制的SPT-1硅集成传感器，其硅片的感受压力面有效直径为1毫米，响应上升时间为2-5微秒，可作静态测量，目前

使用的量程最小是 3 公斤/厘米²，最大是 100 公斤/厘米²。

在空中爆炸试验中除了测量地面冲击波外，还需要测量空中冲击波。空中仪器是以火箭、飞机和气球布点的。在测量过程中，仪器的位置是不断变化的，这里有两个附加的技术问题需要解决，一是仪器对环境温度、气压急剧变化的适应性；一是确定冲击波到达时的仪器空中位置。解决第一个问题的办法主要是正确设计传感器的参考压力腔。仪器定位有两种方法，一是通过地面站和仪器间的无线电问答测距来实现，另一种是通过仪器本身的测高和测冲击波走时来实现，后者更经济简便些。图 8(a) 是飞机空投仪器弹的心体部份，图 8(b) 是由气球吊挂测量高空冲击波的仪器。



(a)



(b)

图 8 空中冲击波测量仪器

三、传感器的进压管道空腔

在空中爆炸测量中，进压空腔管道有三个作用：改善传感器的动态响应特性、保护压力感受元件和把压力传递到需要的部位。所以使用于空爆野外测量的传感器多数需要有进压管道空腔。图 9 是一般空爆冲击波测量仪器的力学原理图。

具有进压腔和参考压力腔的传感器，其高频响应特性一般取决于进压腔参数，其低频响应特性一般取决于参考腔参数。通常的进压腔可近似用亥姆霍兹腔理论来描述，腔内的压力 P_1 变化为

$$\frac{d^2 P_1}{dt^2} + 2\omega_n \zeta \frac{dP_1}{dt} + \omega_n^2 P_1 = \omega_n^2 P(t) \quad (2)$$

式中 $P(t)$ 是进压口部压力， ω_n 是无阻尼腔体压力振动的固有角频率， ζ 是振动阻尼度。假设腔体体积为 V ，进压口管道长度为 l ，面积为 S ，则腔内压力

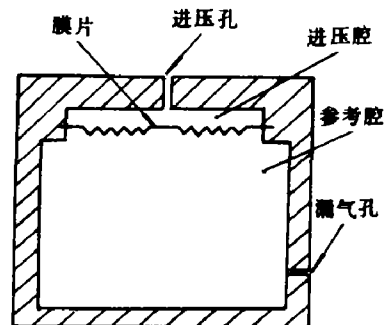


图 9 传感器力学原理图

振动的频率

$$f = \frac{C}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{S}{V(l+kd)}} \cdot \sqrt{1-\xi^2} \quad (3)$$

式中 C 是腔内气体声速, d 是进压孔的等效直径, k 是考虑孔口端部效应的系数,一般取 $0.5-0.7$ 。进压腔的响应上升时间

$$t_r \approx \frac{1}{2f} \quad (4)$$

阻尼度 ξ 是气流在管道内的摩擦能耗产生的,它同进气孔的截面形状、长度和气流性质有关,一般可采用定常管流压降计算方法对它做估算,对于不太长的等截面圆形进压孔空气腔体

$$\xi \approx 0.1 \frac{V}{S(l+kd)} \cdot \left(\frac{\Delta P}{P_i} \right) \quad (5)$$

式中 V 、 S 、 l 、 k 、 d 的含意同(3)式, P 是腔内压力, ΔP 是腔外同腔内的压差。(5)表明,除腔体几何参数外,阻尼度 ξ 还同相

对压差 $(\Delta P/P_i)$ 成正比,也就是说,不同幅度的压力脉冲作用下空腔的阻尼度不一样,同一压力脉冲作用下,腔内压力刚开始上升时的阻尼度和腔内压力已接近外界作用压力时的阻尼度不一样。图10是一个击波管阶跃压力作用下的空腔内压力记录,腔体 $V=500$ 厘米³, $S=4.1$ 厘米², $l=30$ 厘米。由于击波管端面反射,阶跃波不只一个,而

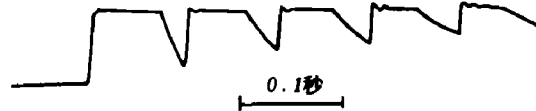


图10 空腔动态响应

是一串,幅度逐渐下降,可发现阻尼度也随之逐渐减小。阻尼度随压差强烈变化的事实说明声腔近似是粗糙的,(3)-(5)式只能指导进压空腔的设计。为合理选择其参数提供方法,而具体的传感器进压腔性能则需通过击波管试验来鉴别,按其使用条件和要求通过改变腔口参数调节其阻尼度。

阻尼度随压力而变化是进压气腔动态响应的一个缺点。改善的办法是采用较复杂的进压管结构,使通常的紊流能耗阻尼变成层流能耗阻尼,具体办法有二:一是采用粘性比空气大得多的充油管道空腔;二是采用窄缝式进压口。图3强冲击波传感器就是采用了充油的环形窄缝的进压管道空腔。

典型的冲击波上升前沿可小到 0.01 微秒以下,目前的电测传感器都不可能测到这种波的真正峰值。实际测量中是通过控制仪器的频响使误差小于允许值,必要时也可在处理数据中做某种程度的修正。进压腔虽可近似看作二阶线性振动系统,但想通过控制阻尼度使其达到某个需要的过跳量,从而消除峰值测量误差的做法是不可取的,因为阻尼度是非线性的,不是常量,冲击波本身的前沿也并非全部都是很陡峭的。一般的冲击波测量传感器空腔做成过阻尼($\xi > 1$)更合适,其性能更稳定,误差值的计算也更有把握。此时腔内压力近于指数型上升,类似于阻容电路充电中的电容电压变化,可表示为

$$\tau \left[\frac{dP_i(t)}{dt} \right] + P_i(t) = P(t) \quad (6)$$

式中 τ 是腔内压力上升时间常数,即在阶跃压力作用下腔内压力达到稳定值的63%所经过的时间,它可从击波管标定中取得。 $P(t)$ 是冲击波压力,当它符合(1)式的 $P(t)$ 时,由(6)式可解得 $P_i(t)$,此时的峰值压力测量误差

$$\delta_p = (P_i - P) / P \approx -1.53 [W \cdot \tau / \tau_+]^{0.77} \quad (7)$$

W 、 τ 含意同(1)式, τ 是进压腔响应上升时间常数。

四、参考气腔

空爆冲击波测量仪器是置于大气环境中的, 所测冲击波超压是波阵面后压力同未受扰动前的环境压力之差, 当采用压差传感元件(如膜片、波纹管 and 弹簧管等)时, 需要有一个不受冲击波影响的密闭参考气腔。

1. 参考气腔容积

如图9所示, 在冲击波压力作用下, 参考气腔体积将因膜片变形和腔壁变形而缩小, 其内部参考气压也将发生变化, 也即测值将产生误差。以气体绝热压缩计算, 腔内压力变化值

$$\delta P_0 = \gamma \frac{P_0}{V} \delta V \quad (8)$$

式中 γ 是气体绝热常数, 空气为1.4, P_0 是冲击波到达前环境气压, V 是参考腔体积, δV 是受冲击波作用时参考腔的体积变化。冲击波压力测量由此引起的误差。

$$\frac{\delta P_0}{P} = 1.4 \left(\frac{P_0}{P} \right) \cdot \left(\frac{\delta V}{V} \right) \quad (9)$$

式中 P 是冲击波压力。对于低量程的冲击波测量仪器, 此误差值是不可忽略的, 必要时应对测值进行修正。

2. 参考腔的漏气时间常数

不漏气的参考腔会因环境温度变化造成参考腔的参考气压变化, 从而同当地环境气压形成压差, 造成仪器基线漂移。其值

$$\left(\frac{\delta P_0}{P} \right)_T = \left(\frac{P_0}{P} \right) \cdot \left(\frac{\Delta T}{T} \right) \quad (10)$$

式中 P_0 是环境气压, P 是传感器压力量程, T 是环境温度($^{\circ}K$), ΔT 是环境温度变化值。这个漂移量对低量程仪器有时是不允许的, 例如 P 为0.1公斤/厘米², $\Delta T = 15^{\circ}C$ 时, 在标准大气下 $(\delta P_0/P) = 0.52$, 即漂移量已达半量程。空中冲击波测量仪器是在上升或降落过程中测量的, 其环境气压每分钟可变化近百毫巴, 如果参考腔不漏气, 则许多仪器都不能正常工作。

参考腔漏气时传感器的基线漂移量取决于环境压力和温度的变化速度和腔体的漏气时间常数。其腔内压力变化遵守(6)式, 假定环境压力(或温度)的变化是线性的, 即

$$P(t) = Kt \quad (11)$$

由(6)式可解得腔内压力

$$P_i(t) = Kt - K\tau(1 - e^{-t/\tau}) \quad (12)$$

式中 K 是每单位时间内环境压力(或温度变化造成的腔内压力变化)的变化量, τ 是腔体漏气时间常数。当 $t \gg \tau$ 时, 腔内外压差—基线漂移量

$$\delta P_0 = P_i(t) - P(t) \approx -K\tau \quad (13)$$

例如图8(a)的飞机空投仪器, $K \approx 1$ 毫巴/秒, 当仪器量程为20毫巴时选 $\tau = 6$ 秒, 此时基线漂移 $\delta P_0 \approx 6$ 毫巴, 约为仪器量程的三分之一。

参考气腔的漏气将使传感器的低频响应变差, 此时可用(6)式描述在环境压力变化下腔内压力变化。当代入具体的冲击波超压 $P(t)$ 后, 则可解得腔内压力 $P_i(t)$, 这就是腔体漏气引起的测量误

差。当冲击波超压如(1)式所表, 则

$$P_1(t) = \Delta P_s e^{-t/\tau'} \left[\frac{\tau_+ (\tau_+ - W\tau + \tau)}{(\tau_+ - W\tau)^2} (e^{(\tau_+ - W\tau)t/\tau_+ \tau_+} - 1) - \frac{t}{\tau_+ - W\tau} e^{(\tau_+ - W\tau)t/\tau_+ \tau_+} \right] \quad (14)$$

此时超压峰值不发生测量误差, 而正压作用时间 τ_+ 测量误差如表1所示, 表中 τ'_+ 是 τ_+ 的测量值。

表1 参考腔漏气的 τ_+ 测量误差

(τ/τ_+) W	τ'_+/τ_+	0.5	1	2	4	10	20	50
1		0.450	0.605	0.715	0.820	0.915	0.954	0.981
2		0.370	0.520	0.620	0.730	0.855	0.915	0.962
5		0.270	0.360	0.36	0.520	0.630	0.720	0.815

五、仪器的安装

在空气动力学试验测量中, 要求仪器的介入不改变原来的流场状态, 如果改变了, 则应当建立准确的修正方法。空中爆炸的冲击波测量也需要遵守这个原则。所以冲击波测量量需要具有合理的外形和正确的安装姿态, 力求避免由于安装了仪器而产生附加的反射和绕流。由于空爆冲击波是非定常的, 修正比风洞试验困难, 所以不是万不得已就不要走修正的道路。

冲击波阵面后气流的动压

$$q = \frac{\rho v^2}{2} \quad (15)$$

式中 ρ 是气体的密度, v 是气体流动速度。对于典型空气冲击波, 阵面上的动压峰值

$$q_s = \frac{5}{2} \cdot \frac{\Delta P_s}{7P_0 + \Delta P_s} \quad (16)$$

式中 ΔP_s 是阵面超压峰值, P_0 是冲击波到达前的环境气压。在冲击波超压测量中, 绕流引起的测量误差可表示为

$$\delta P = cq \quad (17)$$

c 是气流阻滞系数, 它随仪器形状、安装姿态、气流马赫数和进压孔位置而变化。例如如图11, 假设仪器裸出地面, 呈半球形, 当波阵面后气流为亚音速时, 图中A、B、C三点的压力值分别为

$$\left. \begin{aligned} P_A &\approx P + q \\ P_B &\approx P - 2q \\ P_C &\approx P - q \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

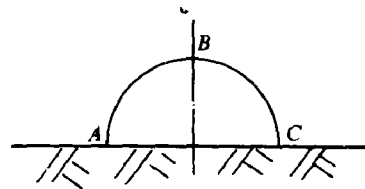


图11 仪器安装对测值的影响

上述式中 p 是冲击波超压, q 是波后气流动压, 当 $\Delta P_s \approx 4$ 公斤/厘米² (波阵面气流约为音速) 时, $q_s \approx \Delta P_s$, 也即图11中A、B、C三点所测到的压力误差可达一倍, 这显然是不允许的。但当压力较小时, 例如 $\Delta P_s < 0.1$ 公斤/厘米², 从(14)式可知 $q_s < 0.035 \Delta P_s$, 此时图11安装形式的测量误差则不大了。可见冲击波越强越要注意仪器的形状和安装

。一般在测量某个面上的压力时，测压点附近要平整，凸出或下凹都会造成测量误差。当测量某点冲击波压力时，则需采用静压管之类的附加装置。对于测量波阵面后气流动压的仪器，其选择和安装姿态要求更严。如果在松软地面上测冲击波超压，还需要注意到地震和冲击波本身对仪表状态的影响，必需设法保持一个足够大的稳定平面。

EXPLOSION WAVES IN AIR (II) —MEASUREMENT TECHNIQUES

Lin Junde