一种利用激波进行落点测量的新方法

杨世海　　万建伟　　周良柱

(国防科技大学　长沙　410073)

1998 年 10 月 20 日收到

摘要　目前用于确定弹丸或导弹落点的声测方法多数是基于这样一个假定：其所发出的声波是一个平面波。但当其下落速度大于声速时，这个假定就不成立了，这时产生了一个锥面激波[1-4]，本文介绍一种利用正方形基阵对其进行测量的方法。

关键词　声定位，超音速导弹激波，正方形基阵

A shock wave technique for locating supersonic missile

Yang Shihai　　Wan Jianwei　　Zhou Liangzhu

(National University of Defence Technology,　Changsha 410073)

Abstract　Most methods used for determining the point of impact or points on the trajectory of a shot or missile using sound-ranging data are based on the assumption that the acoustic wave is a plane wave. Yet when its falling speed is supersonic, this assumption is no longer valid. Since the missile generates a cone-shaped shock wave. This paper introduces a new approach to locate the missile by using a four microphone square array.

Key words　Sound-ranging, Supersonic shot shock wave, Square array

1　引言

战场上传统的声测定位一般采用炮口波或爆炸波，利用导弹或弹丸飞行中产生的声波来进行定位是目前这一领域的新方向。但传统的声测定位方法假定接收到的声波是一个平面波，当弹丸或导弹的飞行速度大于声速时，这一假定不能成立。这时产生了一个锥面激波，其半顶角的正弦等于声速与弹速的比值，向外传播并在一定范围内形成一个声压信号。本文利用成正方形布设的四个传声器所测得的时延信息，在满足一定的假设条件下，确定导弹或弹丸穿越传声器所在靶面的位置。该方法可以广泛应用于导弹的落点测量、弹丸的立靶密集度测量和脱靶量测量等。以导弹落点测量为例，如下图 1 所示，这个算法基于以下假设：

(1) 导弹几乎以垂直方向下落；

(2) 导弹产生一个锥形激波，在传声器所测时延范围内，其扩展速度不变；

(3) 利用水平面上成正方形布设的四个传声器进行测量。

为简化推导过程，将问题分为两部分，再合起来考虑。第一部分在水平面上，锥形波映射成环形；第二部分在垂直线上，锥形波映射成一根直线。

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

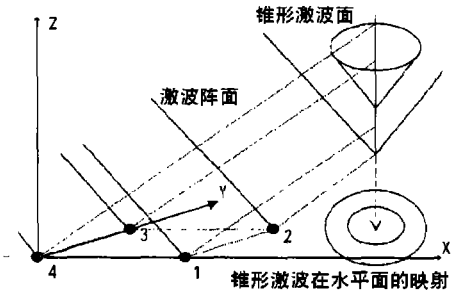


图 1　落点测量系统示意图

(● 为传声器位置)

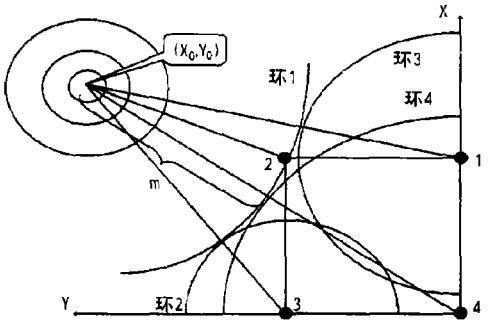


图 2　水平投影示意图

2　激波锥在水平面上的映射

如图 2 所示，锥形激波在水平面上映射成一环形，环 1 的半径等于落点与第一个接收到激波的传声器 2 的距离。环 2 的定义为：它的中心为第二个接收到激波的传声器，它的半径等于 T_1K，环 3 和环 4 也是如此。其中

$$T_1 = |t_2 - t_1|$$

t_1, t_2, t_3, t_4 分别是传声器依次接收到激波的时间，K 是激波面运动速度在水平面的视速度。相应地，$T_2=|t_3-t_1|, T_3=|t_4-t_1|$，可以得出环 4 的方程：

$$x^2 + y^2 = (T_3K)^2 \tag{1}$$

其切线方程为：

$$\partial y/\partial x = -x/y \tag{2}$$

环 2 的方程：

$$x^2 + (y-a)^2 = (T_1K)^2 \tag{3}$$

其切线方程为：

$$\partial y/\partial x = -x/(y-a) \tag{4}$$

a 是正方形基阵的边长。环 3 的方程：

$$(x-a)^2 + y^2 = (T_2K)^2 \tag{5}$$

其切线方程为：

$$\partial y/\partial x = (a-x)^2 \tag{6}$$

环 1 的方程：

$$(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 = m^2 \tag{7}$$

其切线方程为：

$$\partial y/\partial x = (x_0 - x)(y - y_0) \tag{8}$$

其中 (x_0, y_0) 是弹丸的落点坐标，m 是落点与 2 号传声器的距离，显然

$$(x_0 - a)^2 + (y_0 - a)^2 = m^2 \tag{9}$$

联立方程 (9) 和 (7)，得到

$$y^2 - 2yy_0 - 2xx_0 + x^2 + 2a(x_0 + y_0) - 2a^2 = 0 \tag{10}$$

由于环 1，4 互切，联立 (2) 和 (8)

$$y = xy_0/x_0 \tag{11}$$

代入 (1) 和 (10)

$$x^2(x_0^2 + y_0^2)/x_0^2 = T_3^2K^2 \tag{12}$$

$$x^2(x_0^2 + y_0^2)/x_0^2 - 2x(x_0^2 + y_0^2)/x_0^2 - 2a(x_0 + y_0) = 0 \tag{13}$$

从图 2 中可看出

$$(x_0^2 + y_0^2)^{1/2} = T_3K + m \tag{14}$$

联立 (12) (13) (14)，得

$$-T_3^2K^2 - 2T_3Km - 2a^2 + 2a(x_0 + y_0) = 0 \tag{15}$$

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

同样地，环 1 和环 2，环 1 和环 3 可以得出下面方程

$$-T_2^2K^2 - 2T_2Km - a^2 + 2ax_0 = 0 \tag{16}$$

$$-T_1^2K^2 - 2T_1Km - a^2 + 2ay_0 = 0 \tag{17}$$

于是

$$\begin{aligned} m &= -K(T_1^2 + T_2^2 - T_3^2)/2(T - 1 + T_2 - T_3) \\ &= -KC/2 \end{aligned} \tag{18}$$

代入 (16)(17) 求出 (x_0, y_0)

$$x_0 = (K^2(T_1^2 - T_1C) + a^2)/2a \tag{19}$$

$$y_0 = (K^2(T_2^2 - T_2C) + a^2)/2a \tag{20}$$

为了求出 K，将 (18)(19)(20) 代入 (7)

$$\begin{aligned} &K^4((T_2^2 - T_2C)^2 + (T_1^2 - T_1C)^2) \\ &- K^2(2a^2(T_2^2 - T_2C) \\ &+ 2a^2(T_1^2 - T_1C) + C^2a^2) + 2a^2 = 0 \end{aligned} \tag{21}$$

求解该二次方程，即可算出 K

3 激波锥在垂面上的映射

图 3 中的俯仰角可通过下式求出

$$\cos\gamma = K/K^* \tag{22}$$

这里 K^* 是激波面在传声器阵里的扩展速度，可以当作普通平面波用简单的方法求得，在较远处近似等于音速。 K 是 (21) 式的结果。有了 γ，就可求出产生激波的点的高度 z

$$z = (x_0^2 + y_0^2)^{1/2}\tan\gamma \tag{23}$$

4 误差分析

不考虑测时和测距误差，则最终结果的误差主要来自以下三个方面：

(1) 弹丸或导弹的飞行轨迹与靶面不垂直；

(2) 激波面的扩展速度在测量范围内发生变化。一般在近距离内，激波面在靶面上的视速度 K 超过声速，且随时间变化明显，分界面两侧的气压、密度是不连续的。对导弹落点测量，由于传声器位置距弹道较远，激波面已衰减为普通声压信号，K 变化缓慢，可以直接应用本文的算法；对立靶和脱靶量测量，传声器距弹道很近，采用本文算法会带来一定误差。这时可以在靶面的前方再布设一个传声器，测出此时弹丸的飞行速度，作成经验公式加以校正。或增加传声器数量，采用数据融合方法提高结果精度；

风形成激波阵面畸变。对立靶和脱靶量测量，由于传声器阵的尺寸较小，风所引起的测量误差也不大；对导弹落点测量，由于传声器阵的尺寸较大，以及高空风与地面风的差异较大，风所引起的激波阵面畸变较为严重。在只考虑水平风和预知风力数据的情况下，可以参考 [3] 文中的方法加以解决。

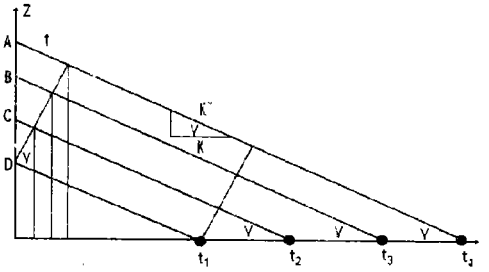


图 3 垂直投影示意图

(将声传播线画在同一垂直平面)

5 结论

可以看出只要满足弹道与传声器组成的靶面垂直，就能利用上面推导的公式进行计算。因此该算法也可应用在低伸弹道的密集度和脱靶量测量中，这时传声器置于垂直平面上，弹道与靶面基本垂直。另外，增加传声器的数量，采用数据融合的方法可进一步提高测量精度，

(下转第 32 页)

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

表 3　三种油样衰减系数的突增点

油样	频率 MHz	衰减系数突增点 °C
1	1	30
	5	26
	7	26
2	1	14
	5	14
	7	14
3	1	34
	5	34
	7	34

油样 1 出现衰减系数突增点的温度在 26–30°C 之间，对照油样 1 由旋转粘度计测出的粘度与温度的关系 (见表 4)，可以看出油样 1 衰减系数的突增点对应于粘度大幅上升的温度。由表 3 也可以看出，两种含蜡油样衰减系数的突增点与各自的凝点较为一致，而凝点是原油失去流动的凝结温度，原油凝结后其粘度 (或表观粘度) 一般比凝结前成倍地增大。

由于在所用频率范围内粘滞性吸收是声波

表 4　油样 1 粘度与温度的关系

温度，°C	50	45	40	35	30	25	20
粘度，mPa.s	97.1	116.6	135.9	155.2	204.4	287.8	381.6

衰减的主要原因，因此当粘度大幅上升时，必然引起声波衰减系数的大幅上升，从而导致衰减系数突增点的出现。所以不论是含蜡原油还是不含蜡原油，只要粘度 (或表观粘度) 大幅度上升，都可出现衰减系数的突增点。

6　结论

通过对含蜡原油声速和衰减系数的测量，得到以下几点结论：

(1) 在不同频率下所测试的三种油样的声速均与温度呈负的线性关系，即随温度降低，声速增大，且无声速频散现象。

(2) 在实验温度范围内，油样 1 的声速始终随温度按单一的线性关系变化。含蜡油样 2 和油样 3 以高于各自凝点 2–3°C 左右为转折点，在该点前后表现出不同的声速与温度的对应关系。在低于转折点温度范围内，含蜡量越多的原油，其声速随温度的变化率也越大。

(3) 三种原油的衰减系数随温度降低而增大，且均出现衰减系数随温度降低而急剧上升的突增点，衰减系数的突增点对应于粘度大幅上升的温度。两种含蜡油衰减系数的突增点与各自凝点温度较为一致。

(4) 含蜡原油声速和衰减系数表现出的不同变化特性对应着含蜡原油中有大量的蜡晶析出与凝结过程。

参　考　文　献

1　严大凡. 输油管道设计与管理. 北京：石油工业出版社，1986.

2　马大猷. 声学手册. 北京：科学出版社，1983.

(上接第 13 页)

尤其是在知道气温和风向风速情况下。如果知道弹丸的入射角，则可对靶面进行虚拟旋转，再计算其落点。

参　考　文　献

1　Henry Rachele. A Sound/ranging Technique for Locating Supersonic Missiles, AD-641669, MAY 1966.

2　David E O, Edward G M. Feasibility Study for Missile Tracking from Shock Recordings, AD-875500, 1970.

3　Technical report MM-435,Meteorological Effects on an Acoustic Wave Within a Sound Ranging Array, AD-275415, May 1962.

4　浦发，芮筱亭. 外弹道学. 国防工业出版社，1989.6.

5　陆燕芳，何巧，罗晓松等. 火炮声探测技术研究报告，电声技术，1993(3): 2–6.

6　胡昌振，石岩，谭惠民. 均匀圆平面声阵被动声探测数据融合，北京理工大学学报，1997(2): 170–174.

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net