

doi: 10.7690/bgzd.2021.05.020

基于爆炸冲击波的战斗部炸点位置预测

肖师云, 陈文, 刘俞平, 黄丽玲

(重庆红宇精密工业集团有限公司研究一所, 重庆 402760)

摘要: 为解决侵彻战斗部在建筑物等目标内部爆炸后的爆炸位置难以测定的问题, 提出一种基于爆炸冲击波超压测试数据的炸点预测方法。基于爆炸冲击波传播速度与冲击波超压衰减规律, 构建冲击波到达时间与传播距离的数学模型, 将超定非线性方程组的最小二乘解转换为无约束多元非线性函数的极值求解, 应用 MATLAB 软件的 `fminsearch` 函数计算获取炸点坐标, 并应用实爆试验数据对比分析计算结果与实测结果。结果表明: 该方法具有可行性, 用于末端动态速度小于 476.42 m/s, 战斗部炸点预测的偏差在 1.5 m 以内。

关键词: 爆炸冲击波; 冲击波超压; 炸点位置; 最小二乘解

中图分类号: TJ414 **文献标志码:** A

Prediction of Warhead Explosion Position Based on Blast Shock Wave

Xiao Shiyun, Chen Wen, Liu Yuping, Huang Liling

(No. 1 Research Institute, Chongqing Hongyu Precision Industry Group Co., Ltd., Chongqing 402760, China)

Abstract: In order to solve the problem that it is difficult to determine the explosion position of the penetrating warhead after it explodes inside buildings and other targets, a method for predicting the explosion position based on the over pressure test data of blast shock wave was proposed. Based on the law of shock wave propagation velocity and attenuation of shock wave over pressure, the mathematical model of shock wave arrival time and propagation distance were established, and the least square solution of over-determined nonlinear equations was converted into the extreme solution of unconstrained multivariate nonlinear function, and the `fminsearch` function of MATLAB software was used to calculate the coordinates of the explosion position. The results of calculation and measurement were compared with those of real explosion test data. The results show that the method is feasible, and its terminal dynamic velocity is less than 476.42 m/s, the its prediction deviation for warhead explosion point is within 1.5 m.

Keywords: blast shock wave; shock wave over pressure; explosion position; least square solution

0 引言

战斗部炸点 3 维坐标是弹药武器进行靶场测试的重要参数, 是爆炸威力评估的重要特征参量^[1]。在动态试验中, 炸点位置在测量过程中存在一定的不确定性。侵爆战斗部在侵彻入建筑物等目标内部经引信延时一段时间后再爆炸, 以获得更大的毁伤效果。这样的设计导致了侵彻战斗部在进入目标物体后的轨迹难于预测与标定, 从而导致爆炸位置难以确定; 因此, 通过爆炸测试数据对炸点进行理论预测是毁伤效应测试分析的重要工作。

目前战斗部炸点坐标的测试方法主要有: 1) 基于光信号或声信号的时延估计法, 存在易受环境干扰、测试误差大的问题; 2) 基于 GPS/激光水平仪的仪器测量法, 存在设备准备工作复杂、精度低的问题; 3) 基于钻地战斗部爆炸后地震波检测的爆心定位方法, 只适用于大当量装药爆炸大尺度传播条件^[2-4]。

笔者根据爆炸冲击波传播速度与冲击波超压衰减规律, 建立炸点位置预测数学模型并给出求解方法, 以实现基于爆炸冲击波测试参数的炸点 3 维坐标预测, 并通过实爆试验数据对该方法进行验证和分析。

1 炸点预测建模

1.1 冲击波超压与冲击波速度关系

表征冲击波超压与速度关系的兰金-雨果尼奥 (Rankine-Hugoniot) 方程为^[5]:

$$\Delta P_m = 2\gamma/(\gamma+1)[M_s^2 - 1]P_0 \quad (1)$$

式中: $M_s = (D_a - v)/c$ 为冲击波相对于波前气流运动的马赫数, D_a 为冲击波速度, v 为波前介质本身的速度, c 为测试环境温度下空气中的声速; ΔP_m 为峰值超压; γ 为波前和波后的空气比热比; P_0 为测试环境下的大气压力。 M_s 代入式(1)可得冲击波速度与超压的关系:

收稿日期: 2021-01-17; 修回日期: 2021-02-27

基金项目: 国防基础科研(2016209A003)

作者简介: 肖师云(1969—), 男, 重庆人, 硕士, 从事弹药工程研究。E-mail: joonkyy@126.com。

$$D_a = c_0 [1 + 6\Delta P_m / 7P_0]^{1/2} \quad (2)$$

对式(2)倒数积分即是时间 t 与距炸点距离 R 的关系, 有

$$t = \int_0^R c_0^{-1} [1 + 6\Delta P_m / 7P_0]^{-1/2} dr \quad (3)$$

装药爆炸后, 会进入自由场传播过程。此过程中, 冲击波在自主传播的同时, 会随着传播距离和时间的增加而逐渐衰减。根据 π 定理及炸药在空气中的爆炸相似律, 可得到爆炸冲击波超压的衰减公式^[6]:

$$\left. \begin{aligned} \Delta P_m &= \frac{20.06}{\bar{r}} + \frac{1.94}{\bar{r}^2} - \frac{0.04}{\bar{r}^3}, 0.05 \leq \bar{r} \leq 0.5 \\ \Delta P_m &= \frac{0.67}{\bar{r}} + \frac{3.01}{\bar{r}^2} + \frac{4.31}{\bar{r}^3}, 0.5 \leq \bar{r} \leq 70.9 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中, \bar{r} 为比例距离, $\bar{r} = R / \sqrt[3]{m_e}$, m_e 为形成冲击波能量的等效装药 TNT 当量, R 为冲击波到达距离。

如图 1 所示, 将式(4)代入式(2)可计算得到比例距离在 0.2~5 之间的冲击波波阵面传播速度变化规律。虽然通过对式(3)积分或对时间进行迭代的计算方法可以获得自由场冲击波波阵面传播距离与时间的关系, 但计算过程较为复杂。根据如图 1 所示的自由场冲击波波阵面传播速度 D_a 与比例距离 r 的关系, 文献[7]采用幂函数拟合得到自由场冲击波波阵面传播速度与比例距离的关系, 然后通过积分转换得到冲击波到达时间 t 与距离 R 、冲击波能量的等效装药 TNT 当量 m_e 的关系式^[7]:

$$t = 4.56 \times 10^{-4} \cdot R^{1.76} / m_e^{0.253} \quad (5)$$

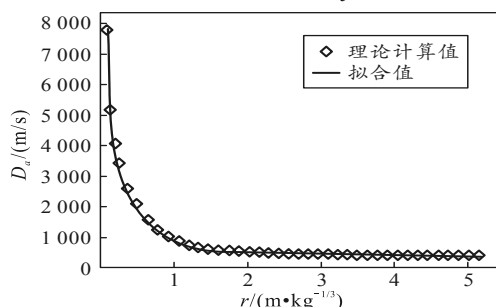


图 1 冲击波波阵面传播速度与比例爆距的关系

1.2 冲击波等效装药 TNT 当量

战斗部装药参数为已知数据, 其装药 TNT 当量可根据能量相似原理换算:

$$m_k = m_i (Q_i / Q_T) \quad (6)$$

式中: m_k 为某炸药装药的 TNT 当量质量; m_i 为某炸药装药质量; Q_i 为某炸药爆热; Q_T 为 TNT 爆热, 取 4 182 kJ/kg。

对于带壳弹药, 炸药爆炸释放的能量还有一部

分消耗于壳体变形破碎及破片飞散的动能, 形成冲击波能量的等效装药 TNT 当量 m_e 按下式计算^[6]:

$$m_e = m_k / (2 - \alpha_m) \left[\alpha_m + 2(1 - \alpha_m) (r_0 / r_m)^{2(\gamma-1)} \right] \quad (7)$$

式中: m_k 为战斗部装药的 TNT 当量; α_m 为战斗部装填系数; r_0 为装药半径; r_m 为装药壳体破裂时的半径; γ 为对应炸药爆轰产物的多方指数。

1.3 冲击波到达时间

如图 2 所示, 根据自由场传感器测试数据, 由冲击波压力时间曲线可获得各传感器处的冲击波到达时间。如图 3 所示, 对于密闭空间内爆的自由场传感器测试数据, 由于存在多次反射波的叠加, 波形存在多个波峰, 应取第一个波峰的到达时间。通常采用通靶、断靶或高灵敏度光敏传感器来记录战斗部爆炸时刻, 并作为传感器的启动信号。

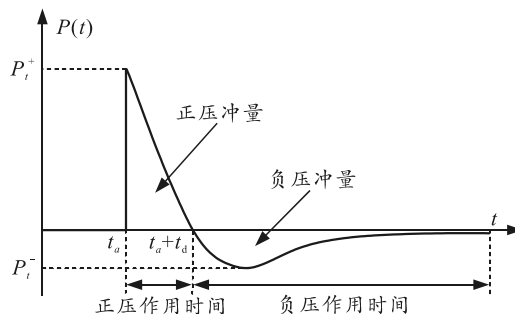


图 2 典型空爆冲击波压力时间曲线

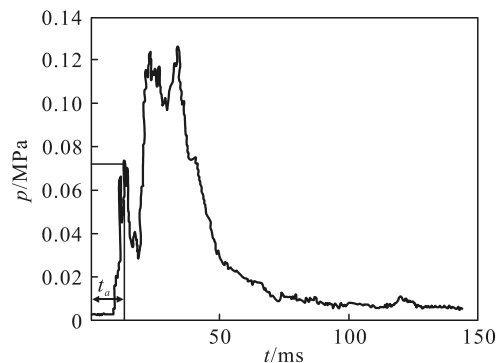


图 3 典型密闭空间内爆冲击波压力时间曲线

1.4 传感器测点设置与坐标系定义

假设炸点坐标为 $E(X, Y, Z)$, 各传感器设置点坐标为 $Q(x_i, y_i, z_i)$, 则炸点到各传感器的距离为

$$R_i = \sqrt{(X - x_i)^2 + (Y - y_i)^2 + (Z - z_i)^2} \quad (8)$$

将式(8)代入式(5)可得到一个非线性方程组, 其中包含 3 个未知数, 故自由场传感器测点应不少于 3 个才能求解得到炸点坐标。如图 4 所示, 为了降低因测点数据选取不均导致的偶然性误差, 设置不少于 6 个传感器测点, 传感器测点在目标空间内相

同高度上以半径为 R_0 的圆上均匀布置, 并定义该圆的圆心为计算坐标系原点, 高度向上为坐标系 Z 轴正方向。

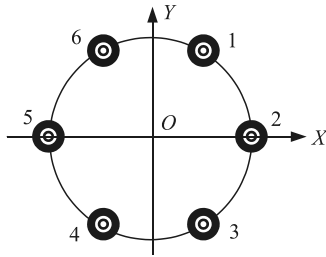


图 4 自由场传感器设置及坐标系定义

将 6 个传感器测点坐标及获得的冲击波达到时间数据代入式(8)和(5), 得到一个超定非线性方程组, 求其最小二乘解即可得到炸点坐标 $E(X, Y, Z)$ 。

$$\left. \begin{aligned} (X-x_1)^2 + (Y-y_1)^2 + (Z-z_1)^2 &= 6256.81t_1^{1.136}m_e^{0.288} \\ (X-x_2)^2 + (Y-y_2)^2 + (Z-z_2)^2 &= 6256.81t_2^{1.136}m_e^{0.288} \\ &\vdots \\ (X-x_6)^2 + (Y-y_6)^2 + (Z-z_6)^2 &= 6256.81t_6^{1.136}m_e^{0.288} \end{aligned} \right\} (9)$$

2 求解方法

式(9)为超定非线性二次方程组, 传统的线性方程组最小二乘解的求解方法不适用。设式(9)等式左右分别为

$$K_i = (X-x_i)^2 + (Y-y_i)^2 + (Z-z_i)^2; \quad (10)$$

$$E_i = 6256.81t_i^{1.136}m_e^{0.288}。 \quad (11)$$

令

$$\left. \begin{aligned} K_1 - E_1 &= f_1 \\ K_2 - E_2 &= f_2 \\ &\vdots \\ K_6 - E_6 &= f_6 \end{aligned} \right\} (12)$$

由残差平方和最小有 $\min \sum f_i^2$, 故式(9)的最小二乘解可转换为求无约束多元非线性函数的最小值点, 即求坐标值 (X, Y, Z) , 使其满足 $\min(f_1^2 + f_2^2 + f_3^2 + f_4^2 + f_5^2 + f_6^2)$ 。得到的无约束多元非线性函数为

$$f(x) = \sum_{i=1}^6 \left((X-x_i)^2 + (Y-y_i)^2 + (Z-z_i)^2 - 6256.81t_i^{1.136}m_e^{0.288} \right)^2。 \quad (13)$$

应用 MATLAB 软件的 `fminsearch` 函数求解, 命令形式为 `[x,fval]=fminsearch(fun,x0)`, 其中输出的 x 为最小值点坐标, $fval$ 为最小点函数值, fun 为目标函数表达式字符串或 MATLAB 自定义函数的函

数句柄, x_0 为初始点, 根据可能的炸点任意设定。

3 方法验证

应用 20 kg TNT 裸药柱静止爆炸试验和某产品火箭撬试验舱内动爆的冲击波测试数据, 对炸点预测方法进行验证。冲击波达到时间 t 的测试数据见表 1, 传感器在定义坐标系中的设置半径分别为 5 m 和 1.5 m。舱内动爆试验的末端动态速度为 476.42 m/s, 按式(7)计算得到的冲击波等效装药 TNT 当量为 39.8 kg。

表 1 冲击波到达时间测试数据 ms

传感器编号	药柱静爆测试时间	舱内动爆测试时间	传感器编号	药柱静爆测试时间	舱内动爆测试时间
1	4.5	2.1	4	3.5	2.6
2	4.3	2.5	5	4.1	2.4
3	3.8	2.3	6	4.9	2.6

根据上述参数, 应用 MATLAB 中 `fminsearch` 函数求解得到的最小值点坐标值, 将计算坐标值 (X, Y, Z) 与实测炸点坐标值 (X_2, Y_2, Z_2) 进行对比, 以两点之间的差值 δ 作为炸点坐标理论求解方法计算精度的评价指标, 对比结果如表 2 所示。

表 2 求解数据及实测炸点对比 m

试验	药柱静爆	舱内动爆	试验	药柱静爆	舱内动爆
X	-0.038	0.226	Y_2	0	0.68
Y	-0.485	0.129	Z_2	1.50	2.62
Z	2.060	3.890	δ	0.74	1.42
X_2	0	0.530			

分析表 2 中的数据结果可知, 在药柱静止爆炸试验中, 预测的炸点坐标和实测炸点坐标之间的差值在 1 m 以内; 在火箭撬试验舱内动爆中, 预测的炸点坐标和实测炸点坐标之间的差值在 1.5 m 以内。计算结果表明, 理论计算炸点坐标与实测炸点坐标基本吻合, 表明该预测方法具有可行性。

需要指出的是, 由于计算采用的冲击波超压计算式(4)为静止爆炸条件下建立, 认为冲击波超压场为球对称分布, 并未考虑动爆条件下装药运动速度引起的冲击波超压场非对称分布的影响, 在预测动爆炸点时, 如果动态速度较大将带来较大的计算误差。在高原环境等条件下, 冲击波的计算还需考虑空气密度对冲击波超压的影响规律, 因此预测方法还有待进一步完善。

4 结论

笔者通过分析爆炸冲击波传播速度与冲击波超压的关系以及冲击波超压衰减规律, 建立了炸点位置预测模型, 并将建立的超定非线性二次方程组的

最小二乘解转换为无约束多元非线性函数的最小值点求解, 应用 MATLAB 软件的 `fminsearch` 函数实现炸点 3 维坐标计算。验证结果表明, 该预测方法具有可行性, 用于末端动态速度小于 476.42 m/s, 战斗部炸点预测的偏差在 1.5 m 以内。针对高原低气压环境和高动态速度条件下战斗部爆炸位置预测, 后续将进一步研究大气压力和动态速度的影响, 提高预测方法的适用性及预测精度。

参考文献:

- [1] 周旭. 导弹毁伤效能试验与评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 257-258.
 [2] 李静, 雷志勇, 王泽民, 等. 近炸引信对空炸点位置测

(上接第 67 页)

7 结论

笔者为空中加油对接阶段设计了一种基于直接升力的控制器。根据非线性 L_1 方法设计制导律, 采用基于 ESO 的动态逆方法设计了飞控系统, 实现受油机的 2 种直接升力控制方案。空中加油对接段仿真结果表明: 该直接升力控制系统能够显著提升受油机纵向轨迹的跟踪速度, 其中第 1 种方案在响应速度上效果最好, 第 2 种方案则在俯仰姿态的保持方面效果更优, 俯仰姿态的保持也有利于空中加油的对接, 受油机对接飞行轨迹平滑, 飞行状态稳定, 具有良好的动态性能和控制精度。

参考文献:

- [1] MASH R, BORGHETTI B, PECARINA J. Improved Aircraft Recognition for Aerial Refueling Through Data Augmentation in Convolutional Neural Networks[C]// 12th International Symposium on Visual Computing. Springer International Publishing, 2016.
 [2] KATZ J. Aerodynamic Aspects of Unmanned Aerial Vehicle Aerial Refueling[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(6): 1-6.
 [3] 张博连. 无人机自主空中加油对接控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
 [4] WU S, ZHANG L, XU W L, et al. Docking control of autonomous aerial refueling for UAV based on LQR[C]// IEEE International Conference on Control & Automation. IEEE, 2013.

试方法研究[J]. *计算机测量与控制*, 2011, 19(7): 1602-1605.

- [3] 赵慧. 某摄录型无人机脱靶量计算方法[J]. *兵工自动化*, 2019, 38(12): 13-15.
 [4] 赵化彬. 爆心定位方法研究与分布式测试系统设计[D]. 山西: 中北大学, 2017: 2-8.
 [5] 张宝砮, 张庆明, 黄风雷. 爆轰物理学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2001: 51-60.
 [6] 王树山. 终点效应学[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 304-308.
 [7] 陈长海, 侯海量, 朱锡, 等. 破片式战斗部空中爆炸下冲击波与破片的耦合作用[J]. *高压物理学报*, 2018, 32(1): 51-59.
 [5] 张宽. 空中加油管后端受力优化及抗扰动对接[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2019.
 [6] VALASEK J, GUNNAM K, KIMMETT J, et al. Vision-based sensor and navigation system for autonomous air refueling[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 28(5): 979-989.
 [7] 李华东, 袁锁中, 安帅. 基于自适应神经网络 Backstepping 空中加油编队飞行控制[J]. *兵工自动化*, 2018, 37(11): 1-4, 11.
 [8] ENOMOTO K, YAMASAKI T, TAKANO H, et al. Guidance and control system design for chase UAV[C]. *Proceedings of GN & C Conference*, AIAA Paper, 2008: 6842.
 [9] PEDRO J O, PANDAY A, DALA L. A nonlinear dynamic inversion-based neurocontroller for unmanned combat aerial vehicles during aerial refuelling[J]. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2013, 23(1): 75-90.
 [10] PARK S, DEYST J, HOW J P. Performance and Lyapunov Stability of a Nonlinear Path Following Guidance Method[J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2007, 30(6): 1718-1728.
 [11] LOMBAERTS T, LOOYE G. Design and Flight Testing of Nonlinear Autoflight Control Laws Incorporating Direct Lift Control[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2013.
 [12] MONCAYO H, PERHINSCHI M, WILBURN B, et al. Extended Nonlinear Dynamic Inversion Control Laws for Unmanned Air Vehicles[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2012.
 [13] 袁锁中, 龚全铨, 张进. 基于滑模的空中加油受油机会合制导与控制[J]. *兵工自动化*, 2015, 34(6): 79-84.