

某型反装甲杀伤子母弹对目标的射击效率计算与仿真

程杰

(海军士官学校 兵器系,安徽 蚌埠 233012)

摘要:建立了某型反装甲杀伤子母弹的母弹飞行过程和子弹抛撒过程动力学模型。在分析了2种常见的射击效率评定方法的基础上,分别对有生力量和装甲目标的射击效率进行了仿真计算和结果分析,为该型子母弹的作战运用提供了重要依据。

关键词:子母弹;仿真法;射击效率

中图分类号:TJ762.13

文献标识码:A

文章编号:1006-0707(2012)03-0030-03

某型反装甲杀伤子母弹作为新的常规武器之一,大大提高了野战炮兵这一传统压制兵器的作战能力,增大了对地面目标的杀伤范围。研究该型反装甲杀伤子母弹的母弹飞行规律、子弹抛撒模型,探求子母弹对目标射击效率的评估方法,是研究作战使用中提高炮兵武器作战潜能急需解决的问题之一。

1 数学模型的建立

1.1 母弹飞行动力学模型的建立

1) 坐标系的建立。为了分析的方便,建立了5个坐标系:地面坐标系、基准坐标系、速度坐标系、弹轴坐标系和弹体坐标系。

地面坐标系 $O-xyz$ 的原点在炮口中心, Ox 轴沿水平线指向射击前方, Oy 轴铅直指向上方, Oxy 平面为射击面, Oz 轴垂直射击面指向右方。

基准坐标系 $O'-x_Ny_Nz_N$ 的原点在弹丸对称轴上的某一点 O' , 抛射前与子母弹质心重合, 抛射过程中与子母弹弹体的质心重合, 三轴与地面坐标系平行随弹丸运动平动。

速度坐标系可以看成基准坐标系经过2次旋转得到, 第1次绕 $O'Z_N$ 轴正向旋转 θ_a 角到达 $O'x'y_2z_n$ 位置, 第2次绕 $O'y_2$ 轴反向旋转 ψ_1 角到达 $O'x_2y_2z_2$ 位置。其转换关系为:

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = L_{V-N} \begin{bmatrix} x_N \\ y_N \\ z_N \end{bmatrix}$$

$$L_{V-N} = \begin{bmatrix} \cos\theta_a \cos\psi_1 & \sin\theta_a \cos\psi_1 & \sin\psi_1 \\ -\sin\theta_a & \cos\theta_a & 0 \\ -\cos\theta_a \sin\psi_1 & -\sin\theta_a \sin\psi_1 & \cos\psi_1 \end{bmatrix}$$

弹轴坐标系可以看成基准坐标系经过2次旋转得到, 第1次绕 $O'Z_N$ 轴正向旋转 φ_a 角到达 $O'x''\eta z_n$ 位置, 第2次绕 $O'\eta$ 轴反向旋转 φ_1 到达 $O'\xi\eta\zeta$ 位置。其转换关系为:

$$\begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} = L_{A-N} \begin{bmatrix} x_N \\ y_N \\ z_N \end{bmatrix}$$

$$L_{A-N} = \begin{bmatrix} \cos\varphi_a \cos\varphi_1 & \sin\varphi_a \cos\varphi_1 & \sin\varphi_1 \\ -\sin\varphi_a & \cos\varphi_a & 0 \\ -\cos\varphi_a \sin\varphi_1 & -\sin\varphi_a \sin\varphi_1 & \cos\varphi_1 \end{bmatrix}$$

弹体坐标系可以看成弹轴坐标系绕 $O'\xi$ 轴正向旋转过 γ 角到达 $O'x_1y_1z_1$ 位置。其转换关系为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = L_{B-A} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}$$

$$L_{B-A} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}$$

2) 作用于子母弹上的力和力矩。弹丸飞行过程中, 弹轴和质心运动速度矢量一般并不重合, 即此时攻角 δ 不为零。由于 δ 的出现, 致使弹丸迎气流一面比背气流一面空气压缩要强烈, 尤其在超音速飞行时, 弹头激波不再对称, 迎气流面的激波比背气流面的激波强度要大, 从而导致相应的总空气动力 R 比攻角等于零时要大, 并且不与速度矢量共线且反向, 如图1所示。

这一方面使 R 分别在沿速度方向和垂直速度方向上产生了分量, 即切向阻力 R_T 和升力 R_N ; 另一方面, R 对质心 O 产生了力矩 M_x 。除此外, 由于弹丸的旋转绕极轴(弹轴)和绕赤道轴(即过质心且与弹轴垂直的任意轴)的转动等原因, 又产生了极阻尼力矩 M_{xx} 、赤道阻尼力矩 M_{zz} 以及马格努斯力 R_z 和力矩 M_e 等空气动力和力矩。

子母弹抛撒前的运动即是普通弹丸的运动, 为简化起见, 不考虑弹丸的动不平衡(即没有考虑尾翼导转力矩)。将作用于弹丸上的力向速度坐标系投影, 并将作用于弹丸上的力矩向弹轴坐标系投影。

该子母弹空中飞行阶段受力示意图见图 1。

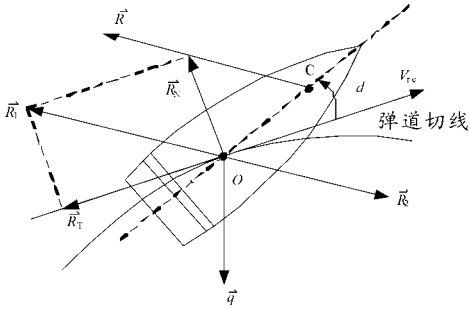
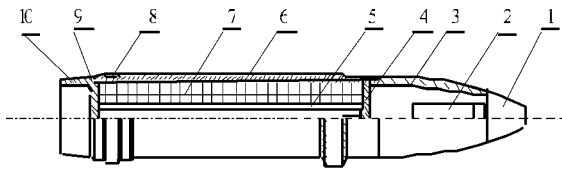


图 1 某型反装甲子母弹空中飞行阶段受力示意图

1.2 子弹抛撒动力学模型的建立

子母弹抛射过程是当引信作用时,点火药引燃抛射药,抛射药点燃后,依靠火药气体的压力推动推板,破坏弹底的连接螺纹,打开弹底,并将子弹推出弹体。为了减少子弹所受的推板压力,在推板与弹底之间设有支杆,支杆由钢管制成,其作用是将推板的压力直接传递到弹底。该型子母弹结构如图 2 所示。



1. 引信;2. 抛射药管;3. 头螺;4. 推力板;5. 支杆;6. 弹体;
7. 子弹(共 11 层,每层 8 个);8. 弹带;9. 密封圈;
10. 弹底(左螺纹连接)

图 2 某型反装甲子母弹结构示意图

建立子弹抛撒动力学模型的目的是为获得子弹的抛射速度。子弹在空中被抛撒时,母弹体呈自由状态,抛撒后的母弹空壳体要以一定的速度向与被抛物运动方向相反的方向运动(即产生后座)。子弹的抛撒模型方程组为:

$$l_d = \left(1 - \frac{m_d}{m}\right) \cdot l, \quad l_p = \left(1 - \frac{m_p}{m}\right) \cdot l$$

$$v_p = \frac{1}{b} \sqrt{1 - \left(\frac{l_1}{l_1 + 1}\right)^{\frac{2b^2}{ac}}}, \quad v_d = \frac{m_p}{m_d} v_p$$

$$p = \frac{f_c m_w - \frac{\theta \varphi m_p}{2b^2} \left[1 - \left(\frac{l_1}{l_1 + 1}\right)^{\frac{2b^2}{ac}}\right] \cdot \left(1 + \frac{m_p}{m_d}\right)}{S(l_1 + 1)}, \quad t = \int_0^l \frac{dl_p}{v_p}$$

式中: l_d 为抛射瞬间抛射部分后座行程; l_p 为抛射瞬间被抛物运动行程; v_p 为抛射速度(被抛物相对地面的速度); v_d 为抛射部分后座速度; p 为火药气体压力; t 为抛撒作用时间; l 为抛射管长; s 为母弹空体内腔的横断面积; f_c 为修正后的火药力; m_w 为抛射药质量; m_p 为被抛物(含子弹)质量; m_d 为剩余母弹空体的质量; φ 为质量虚拟系数。

2 两种常见的射击效率评定方法

2.1 统计试验法

统计试验法评定火炮、火箭炮发射子母弹时的射击效率,对每发子母弹都需要模拟出大量的诸元误差和散布误差,以及每发子弹与目标中心的关系位置。另外,由于子弹的数量较多,这样模拟的次数将非常多,一般的计算机得花费很长时间才能模拟出一次射击效率指标,所以当用统计试验法评定火炮、火箭炮发射子母弹时的射击效率时,必须进行一定的合理简化处理。

为了减少模拟次数,可以考虑只随机产生诸元误差,也就是用计算机模拟出每发母弹抛撒出的 m' 枚子弹的散布中心的位置,而不模拟出每发子弹的具体位置。在模拟出诸元误差和散布误差后,用解析式求取每发母弹的条件毁伤概率 $P(R/F)$ 。

$$P(R/F) = \begin{cases} 1 - \left(1 - \frac{v}{w\pi ab}\right)^{m'}, & \frac{(x_c + x)^2}{a^2} + \frac{(z_c + z)^2}{b^2} < 1 \\ 0, & \text{others} \end{cases}$$

式中 a 、 b 表示一发母弹抛撒的子弹散布椭圆的长半轴和短半轴。

在上述基础上,还可以进一步简化处理,把统计试验法和数值积分法有机地结合起来,具体试验过程中,只产生诸元误差,而不产生散布误差,并用数值积分法求取在诸元误差为 (x_c, z_c) 条件下毁伤概率,则可以进一步缩短计算时间。

2.2 数值积分法

数值积分法依据误差转化的方法不同,主要有母弹二次积分法、母弹一次积分法、子弹一次积分法等。所谓母弹积分法,就是先求出一发母弹的子弹散布范围覆盖目标的概率和覆盖条件下的毁伤概率,进而求得对目标的毁伤概率的方法。因此,用这种积分方法进行误差转换时不必考虑子弹的散布误差。

设 1 发子弹的毁伤幅员为 v , 毁伤目标所需平均命中子弹数为 ω , 每发母弹抛撒的子弹在以 R 为半径的圆内呈均匀分布, 则母弹覆盖目标条件下, 1 枚子弹毁伤目标的条件概率为 $\frac{v}{\omega\pi R^2}$, 则母弹炸点为 (x, z) 时毁伤目标的概率

$$G(x, z) = \begin{cases} 0, & x^2 + z^2 > R^2 \\ \left(1 - \frac{v}{\omega\pi R^2}\right)^{m'}, & x^2 + z^2 \leq R^2 \end{cases}$$

根据诸元误差和散布误差的概率密度函数可得,在诸元误差为 (x_c, z_c) 条件下,任一发母弹覆盖目标的概率

$$P(F/x_c, z_c) = \iint_{x^2+z^2 \leq R^2} \frac{\rho^2}{\pi B_{dy} B_{jy}} e^{-\rho^2 \left[\frac{(x-x_c)^2}{B_{dy}^2} + \frac{(z-z_c)^2}{B_{jy}^2} \right]} dx dz$$

覆盖目标条件下,任一发母弹毁伤目标的概率

$$R_1(x_c, z_c) = P(F/x_c, z_c) \left[1 - \left(1 - \frac{v}{\omega\pi R^2}\right)^{m'} \right] = \iint_{x^2+z^2 \leq R^2} \frac{\rho^2}{\pi B_{dy} B_{jy}} e^{-\rho^2 \left[\frac{(x-x_c)^2}{B_{dy}^2} + \frac{(z-z_c)^2}{B_{jy}^2} \right]} \left[1 - \left(1 - \frac{v}{\omega\pi R^2}\right)^{m'} \right] dx dz$$

那么,发射 N 发母弹对目标的毁伤全概率

$$R_N = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\rho^2}{\pi E_{dy} E_{jy}} e^{-\rho^2 \left[\frac{x_c^2}{E_{dy}^2} + \frac{z_c^2}{E_{jy}^2} \right]} dx dz$$

$$\{1 - [1 - R(x_c, z_c)]^N\} dx_c dz_c$$

式中: E_{dy} 、 E_{dz} 分别为散布误差在距离和方向上的中间误差; B_{dy} 、 B_{dz} 分别为诸元误差在距离和方向上的均方差。

3 仿真计算及分析

3.1 仿真设计

在计算机实现设计时采用只对接口而不对实现编程和封装变化的概念的设计原则,如效能评定方法对外只提供接口,当评定效能方法发生变化时,只更改统计试验法或数值积分法模块,而不用重新设计程序。子弹弹道的积分过程也如此,当想分析伞弹系统时只用伞弹弹道积分过程替代子弹弹道积分过程,对其他具备抛撒机构的弹种均适合,只不过是同时更换母弹和子弹弹道积分过程。运用 VC++ 语言开发仿真程序,仿真程序设计如图 3 所示。

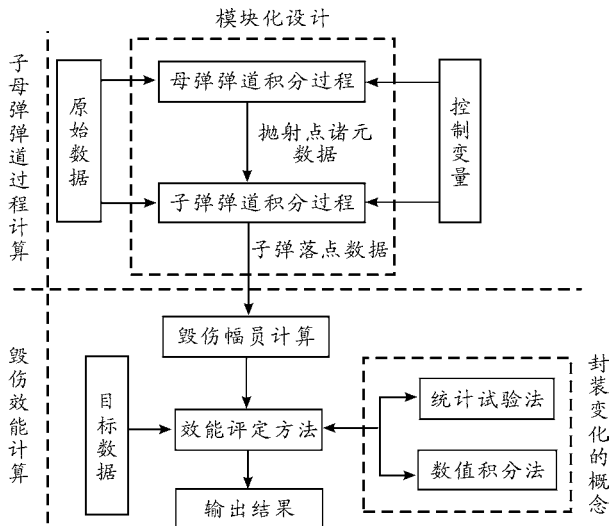


图3 计算机仿真程序设计示意图

为了简化模拟过程,作以下假设:

- 1) 以子母弹发射点作为程序中的坐标原点;
- 2) 子母弹的落点与发射点在同一水平面上;
- 3) 在模拟炮弹飞行过程中,炮弹被作为一个点。

3.2 仿真实现与结果分析

1) 仿真实现。用所建立射击效率评估软件对某型反装甲杀伤子母弹进行了计算仿真,分析子母弹抛撒高度和抛撒瞬间母弹飞行姿态对有生力量和装甲目标毁伤效能的影响规律,其对有生力量和装甲目标的射击效率分别如图 4、5 所示。

图 4、5 中: 横向为抛撒高度(m), 纵向为子母弹对目标的射击效率; 1 为射角 15° 时在不同的抛撒高度时的射击效率曲线; 2 为射角 30° 时在不同的抛撒高度时的射击效率曲线; 3 为射角 45° 时在不同的抛撒高度时的射击效率曲线。

2) 结果分析。从图 4 中可以看出: 射角对有生力量的射击效率的影响不是很大, 在射角 30° 和射角 45° 时射击效率相差不大; 而抛撒高度对有生力量射击效率的影响比较大, 射击效率随抛撒高度的增加而增加, 在抛撒高度大于 800 m 后射击效率的

增加趋于稳定。从图 5 中可以看出: 射角对装甲目标射击效率的影响比较大, 射击效率随射角的增大而增大, 射角为 45° 时对装甲目标的射击效率最大, 射角 15° 时射击效率比较小; 同时, 抛撒高度对装甲目标射击效率的影响也比较大, 在抛撒高度在 600 m 附近时射击效率最大, 在抛撒高度从 200 m 到 600 m 时, 射击效率变化比较大, 随抛撒高度的增加而增大较多, 而从 700 m 后射击效率开始变小, 但减小的幅度不是很大。

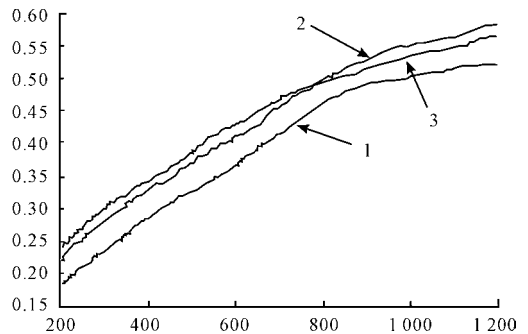


图4 对有生力量的射击效率曲线

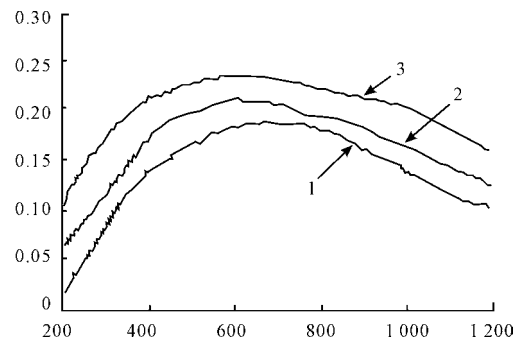


图5 对装甲目标的射击效率曲线

4 结束语

本文研究了某型反装甲杀伤子母弹对有生力量和装甲目标的射击效率,建立了子母弹母弹飞行动力学模型和子弹抛撒动力学模型,对射击效率进行了仿真计算,为研究该型子母弹使用中提高对目标毁伤效能问题提供了有效的分析方法和手段。

参考文献:

- [1] 程云门. 评定射击效率原理[M]. 北京: 解放军出版社, 1985.
- [2] 刘怡昕. 子母弹射击效力与使用分析[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1992.
- [3] 王其林. 射击原理与规则[Z]. 蚌埠: 海军士官学校, 2007.