

## 采用动网格技术的弹托分离仿真模型\*

李湘平, 鲁军勇, 冯军红, 杜佩佩, 武晓康

(海军工程大学 舰船综合电力技术国防科技重点实验室, 湖北 武汉 430033)

**摘要:**针对一体化弹丸出炮口后弹托由与弹体接触到绕弹托质心做六自由度运动的过程,提出一种基于弹托分段分离运动并采用动网格技术耦合流体控制方程和六自由度运动方程的弹托分离仿真模型。以尾翼稳定脱壳穿甲弹为例,仿真分析不同马赫数下的弹托分离情况,并探讨弹托和弹体气动系数在分离过程中的变化情况。仿真结果表明:弹托分离马赫数越大,分离轨迹越靠近弹体且分离时间越短,但对地分离横向位移越大。通过与试验数据的对比,验证了所提弹托分离仿真模型的准确性。

**关键词:**一体化弹丸;动网格;弹托分离;气动仿真;尾翼稳定脱壳穿甲弹

**中图分类号:**TM33 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)05-009-05

## Simulation model for sabot discard using dynamic mesh technique

LI Xiangping, LU Junyong, FENG Junhong, DU Peipei, WU Xiaokang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Vessel Integrated Power System, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

**Abstract:** Aimed at the changing progress that sabot moves from contacting to the projectile's body to doing 6-DOF (degree of freedom) motion revolving around sabot's centroid, a simulation model for sabot's discard based on motion separation and coupling the fluid control equation and 6-DOF equation by using dynamic mesh was proposed. Taking APFSDS (armor piercing fin stabilized discarding sabot) for example, this model was used to simulate the sabot's discard under different Mach numbers and analyze the variations of dynamic coefficients of sabot and projectile body. Simulation results show that the bigger the discard Mach number is, the closer to projectile's body the sabot's trajectory is, and also the shorter the discard time is, but the further the discard distance is. The validity of the proposed sabot's discard simulation model was verified by a comparison with the experiment data.

**Key words:** integrated launch projectile; dynamic mesh; sabot discard; aerodynamics simulation; armor piercing fin stabilized discarding sabot

脱壳穿甲弹的弹托分离过程存在机械和气动的扰动,导致分离过程对弹体飞行稳定性和作战效能影响较大<sup>[1]</sup>。目前国内外采用试验分析、理论建模和数值仿真的方法对脱壳穿甲弹的弹托分离过程做了大量研究。

文献[2]基于风洞测力试验,分析了尾翼稳定脱壳穿甲弹(Armor Piercing Fin Stabilized Discarding Sabot, APFSDS)在 $4.5Ma$ 时弹托分离存在的机械干扰和气动扰动;文献[3-4]采用理论解析的方法对弹托分离过程中的受力和运动情况进行了分析。其中文献[3]采用分段模型简化的方法,基于激波理论和膨胀波理论,对APFSDS的弹托迎风窝、弹托的下表面、弹体头部阻力以及尾翼阻力进行了理论建模和仿真计算;文献[4]基于一维非稳定流场控制方程,对APFSDS弹托

分离过程中的冲击力公式进行了推导,给出了弹体和弹托的运动方程和转动方程,结合推导公式仿真分析了弹体的六自由度运动情况。由于解析法无法模拟高超声速弹托分离过程中的湍流现象,其得到的仿真结果与试验相差较大。文献[5-7]基于动网格技术耦合流体控制方程和六自由度运动方程对高速弹托分离过程进行了仿真分析,并与试验结果进行了对比,结果表明采用计算流体力学方法分析弹托分离过程精度较高。

现有文献对不同攻角和侧滑角下APFSDS的弹托分离进行了大量研究,但较少研究不同分离初速对弹托分离轨迹的影响。然而,分析不同速度下弹托分离情况可对不同射击工况下脱壳穿甲弹的射击效能进行预测,且对试验现场的防护尤其对舰上设备的安置具有重要的参考意义。

\* 收稿日期:2017-07-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51407191, 51307176);国家重点基础研究发展计划资助项目(613262)

作者简介:李湘平(1990—),男,湖南郴州人,博士研究生,E-mail:511422906@qq.com;

鲁军勇(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:jylu@xinhuanet.com

### 1 仿真模型

弹托刚开始分离时,可忽略弹托相对弹体的旋转和轴向运动,即弹托只有相对弹体的径向运动。弹托分离初始阶段弹托的受力大多来源于升力,因此假设是合理的,此阶段称为弹托分离的第一阶段。由文献[7]结论可知,弹托出炮口后弹托与弹体已完全分开,因此,可认为弹托分离第一阶段在膛内已完成;直到弹托与弹体径向位移达到一定初始分离间隙  $l_0$  时,弹托才开始绕质心做六自由度运动,此阶段称为弹托分离第二阶段。当弹托与弹体之间不存在气动扰动时,则两者进行自由飞过程,称为弹托分离的第三阶段。基于上述对弹托分离过程的描述,弹托分离仿真流程可用图 1 表示。

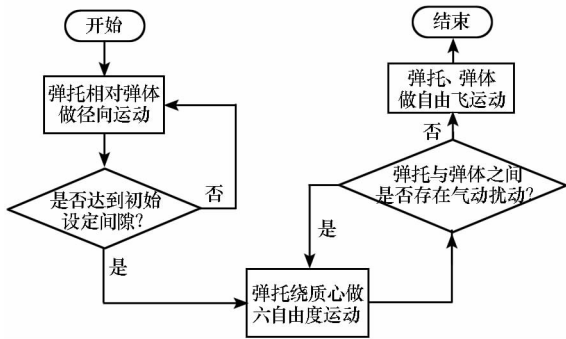


图 1 弹托分离仿真流程图

Fig. 1 Flowchart of sabot discard simulation

#### 1.1 第一阶段弹托分离模型

初始弹托与弹体之间距离较小,因此,在弹托分离第一阶段,弹托与弹体之间位移对弹托升力系数的影响可忽略不计,即弹托在分离第一阶段做匀加速运动,且升力加速度相比重力加速度大很多,因此可忽略重力加速度。通过稳态流场计算可得到弹托的升力系数  $C_L$ ,则弹托做六自由度运动的径向初速度为:

$$V_r = \sqrt{\frac{\rho V^2 A C_L l_0}{m}} \quad (1)$$

式中,  $m$  表示弹托的质量,  $\rho$  表示空气密度,  $V$  表示弹丸炮口初速,  $A$  表示弹托最大横截面积,  $l_0$  表示第一阶段弹托运动的最大径向位移。

#### 1.2 第二阶段弹托分离模型

##### 1.2.1 基于动网格的流体控制方程

根据 N-S 方程,对于求解域为体积可变的控制体,采用积分守恒型方程,可得求解域气体满足:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{V(t)} Q dV + \oint_{S(t)} (F - Qu_g) \cdot n ds = 0 \quad (2)$$

式中,  $Q = [\rho, \rho u, E]^T$ ,  $F = Qu + G$ ,  $G = [0, P \cdot n, P \cdot u]^T$ ,  $\rho, u, E$  分别表示流体的密度、速度以及单位体积内的能量,  $P$  表示压力,  $S$  表示控制体的外表面,  $n$  表示  $S$  的法向量,  $u_g$  表示动网格的移动速度,  $s$  表示面向量。

##### 1.2.2 六自由度运动方程

若忽略弹托在飞行过程中的形变,可将弹托作为刚体处理。任何自由刚体的运动都可以看作是刚体的质心运动和绕质心运动两种的合成。在惯性坐标系下,弹托质心平移动力学方程为:

$$\dot{v}_c = \frac{1}{m} \sum F_c + v_0 \quad (3)$$

式中,  $\dot{v}_c$  和  $F_c$  分别表示惯性坐标系下弹托的运动速度和外部合力,  $v_0$  表示弹托的运动初速。弹托绕质心运动的动力学方程为:

$$\dot{\omega}_B = L^{-1} (\sum M_B - \omega_B \times L \omega_B) \quad (4)$$

式中,  $L$  表示刚体的惯性张量,  $M_B$  表示质量矩阵,  $\omega_B$  表示弹托在体坐标系下的转动角速度。

#### 1.3 第三阶段弹托分离模型

在弹托分离第三阶段,弹体与弹托做自由飞运动,其实是第二阶段不考虑弹托与弹体之间干扰的特殊情况,因此这一阶段的分离仿真模型与第二阶段一致,不再赘述。

### 2 仿真分析

将式(1)作为式(3)的初速度,即  $v_0 = V_r \cdot j$ ,  $j$  表示径向单位向量。对方程(2)进行离散求解,得到弹托受到的气动力和力矩,并代入式(3)和式(4)即可求解弹托分离过程。参考文献[5]中 APFSDS 的参数:  $m = 0.573 \text{ kg}$ ,  $A = 2.76 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ ,  $l_0 = 4 \text{ mm}$ , 弹体直径  $d = 22 \text{ mm}$ , 弹体长度  $l = 522 \text{ mm}$ , 三维模型如图 2 所示。

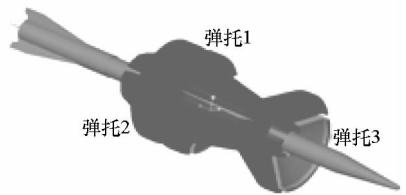


图 2 尾翼稳定脱壳穿甲弹三维模型

Fig. 2 Three dimensional model of APFSDS

上述仿真模型的实现,可借助 ANSYS 仿真平台实现,采用非结构网格划分,并为提高计算精度,对弹托表面设置边界层网格,其中 APFSDS 的表面网格划分如图 3 所示。通过多次试算,取计算域半径为  $36.36d$ 、长为  $1.560l$  的圆柱体,弹头

尖点与圆柱顶面的距离为  $0.096l$ , 弹丸尾端点距离圆柱底面  $0.464l$ 。

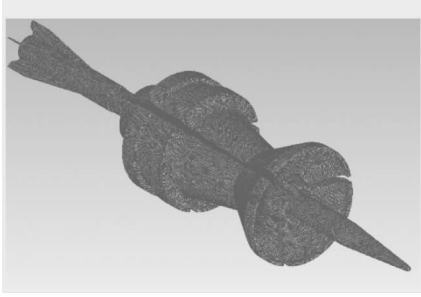


图3 尾翼稳定脱壳穿甲弹表面网格分布图

Fig. 3 Surface mesh of APFSDS

对于边界条件的设定,物面边界采用绝热壁面;计算域外边界为压力远场边界条件,压力为1个标准大气压,温度为300 K。采用用户自定义函数(User Defined Function, UDF)编写弹托受力及运动方程,实现弹托的六自由度运动。利用弹簧光顺法移动部分网格节点的位置以适应计算域的微小变化,并采用局部网格重划方法对某些网格变形较大区域进行网格重划以适应计算域的较大变化。

分析弹丸以  $3Ma$ 、 $4Ma$  和  $5Ma$  分离时的弹托分离姿态和轨迹情况,通过稳态流场计算可知弹托在来流速度为  $3Ma$ 、 $4Ma$  和  $5Ma$  作用下的升力系数  $C_L$  分别为 1.47, 1.44 和 1.30, 将其代入式(1)计算可得弹托分离径向初速度  $V_r$  分别为  $5.5 \text{ m/s}$ 、 $7.3 \text{ m/s}$  和  $8.7 \text{ m/s}$ 。

图4给出了三瓣弹托质心相对弹体的运动轨迹。由图可见,在零攻角下,三瓣弹托的分离运动轨迹基本对称。因此,为简化描述,以下分析均以弹托1为例。

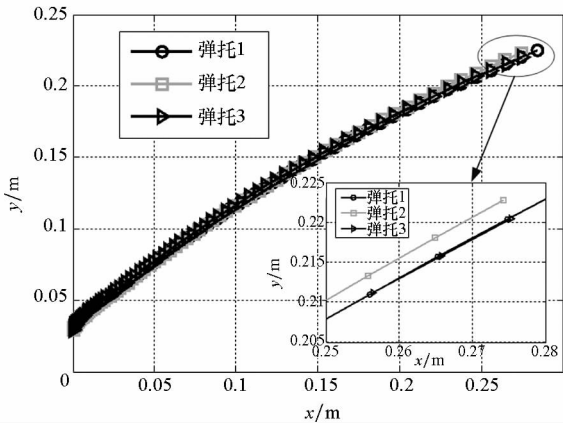


图4 三瓣弹托质心相对弹体径向运动轨迹

Fig. 4 Radial motion trajectory of the three sabot's centroid relative to projectile body

图5给出了APFSDS以  $4Ma$  分离时,弹托1在  $0.2 \text{ ms}$ 、 $2 \text{ ms}$ 、 $3 \text{ ms}$  以及  $4 \text{ ms}$  时的分离姿态以

及弹托和弹体表面的压力分布云图。

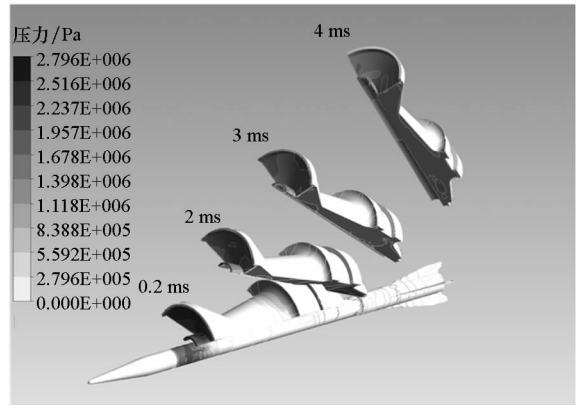


图5 弹托1在不同时刻的分离姿态和压力分布云图

Fig. 5 Discard posture and pressure contour of sabot 1 at different time

由图5可知,分离初始阶段,弹托表面高压区域主要集中在前缘和后缘,弹托前缘的高压是由气流壅塞造成的,后缘高压是由于弹托与弹体之间来回反射的激波在弹托后缘处形成节流冲击<sup>[8]</sup>,导致压力增加。随着弹托张开角度的增加,弹托表面除了迎风窝处压力较大,其余表面压力分布较为均匀,表面来流在弹托前缘形成的弓形激波包络整个弹托。

### 2.1 不同初速对弹托分离姿态和轨迹的影响

图6给出了弹托1在不同马赫数下对地运动轨迹,可知,不同马赫数下弹托的分离轨迹相差不多,马赫数越小,弹托分离轨迹越远离弹体。由于弹托分离轨迹主要取决于弹托受到的阻力和升力,马赫数越大,弹托阻力系数和升力系数均减小,但马赫数的增加对阻力系数的减小比例更大,从而导致马赫数增加时,弹托质心运动更靠近弹体。

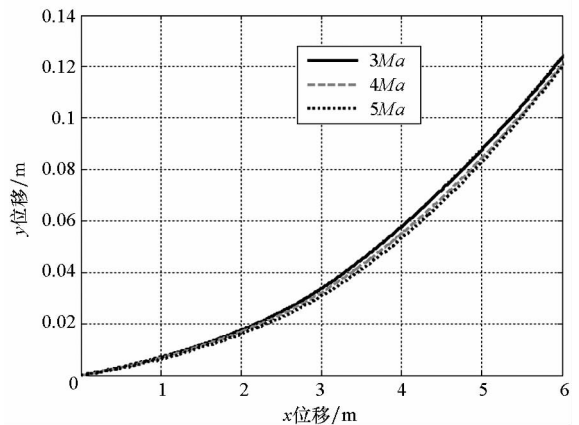


图6 不同马赫数下的弹托对地分离轨迹

Fig. 6 Sabot's discard trajectories relative to ground under different Mach numbers

进一步分析不同分离初速下弹托质心的俯仰

运动,如图 7 所示。

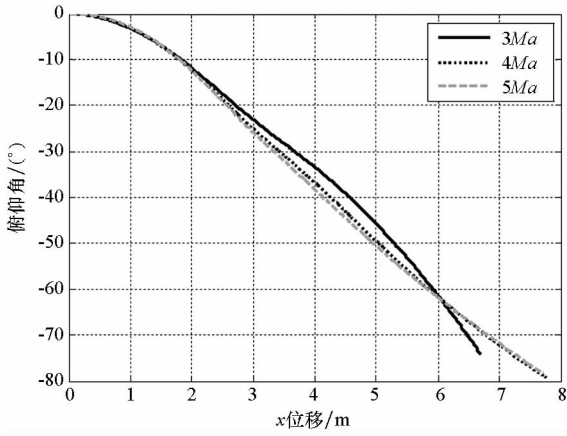


图 7 不同马赫数下的弹托俯仰角变化情况  
 Fig. 7 Change of sabot's pitching angle under different Mach numbers

由图 7 可知,弹托分离初速越大,弹托俯仰角在同一观察位置处的张开角度越大,说明了分离初速的增加对弹托俯仰力矩的增加比例要大于对横向速度的增加比例。图 8 给出了不同马赫数下弹托 1 的升力系数随时间的变化曲线,由图可知,不同马赫数下弹托的升力系数变化规律基本一致。在分离初始时刻,升力系数急剧增加到波峰后开始下降,这主要是由于:随着弹托张角的增加,弹托前缘受弹体头部激波的影响区域变大,导致弹托升力随之增加。随着弹托与弹体间隙的增加,弹托底部压力下降,导致弹托升力系数减小。当间隙进一步增加时,弹托前缘形成的脱体弓形激波使得弹托底部压力再次迅速增加,达到一个新的峰值,且马赫数越大,峰值越大、到达峰值的时间越短。

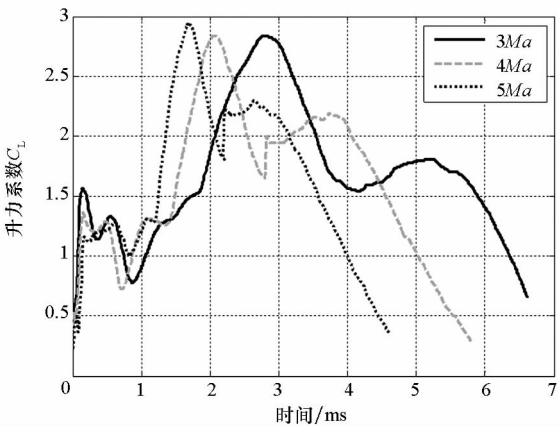


图 8 升力系数随时间变化曲线  
 Fig. 8 Variation of lift coefficient

与升力系数一样,弹托阻力系数在分离初始阶段有个迅速的抬升,随后又快速减小。随着弹托角度的逐渐增加,弹托迎风面越大,导致受到的阻力越大,因而阻力系数逐渐增加到一个峰值,且

马赫数越大,峰值越小、到达峰值的时间也越短,这验证了马赫数越高飞行物体阻力系数越小的结论,如图 9 所示。

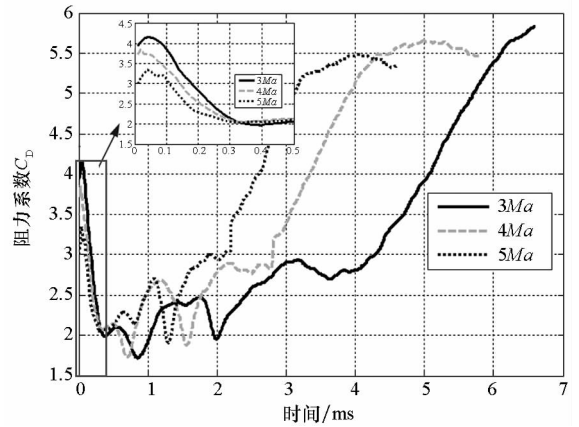


图 9 阻力系数随时间变化曲线  
 Fig. 9 Variation of drag coefficient

### 2.2 不同初速对弹托分离时间的影响

当弹托与弹体进入弹托分离的第三阶段时,弹体与弹体之间无气动扰动,实现完全分离。因此可定义第一阶段持续时间  $t_1$  和第二阶段持续时间  $t_2$  之和为弹托分离时间。以弹体俯仰力矩系数  $C_m$  为参考依据,以第二阶段起点为零时刻,则当  $C_m$  等于脱壳穿甲弹在稳定无弹托情况下的俯仰力矩系数  $C_{m0}$  时,称为弹托分离第二阶段的结束时刻  $t(C_{m0})$ ,则弹托分离计算时间  $t$  为:

$$t = t_1 + t_2 = \frac{2}{V} \sqrt{\frac{ml_0}{\rho S C_{L1}}} + t(C_{m0}) \quad (5)$$

需要说明的是,由于第一阶段已在膛内完成,因此,若从出炮口开始计算弹托分离时间,则有  $t = t_2$ 。因此,为便于对比,统一以  $t_2$  值作为弹托的分离时间。分析 APFSDS 以 3Ma、4Ma 和 5Ma 对应的速度分离时弹体俯仰力矩系数随时间的变化,如图 10 所示。

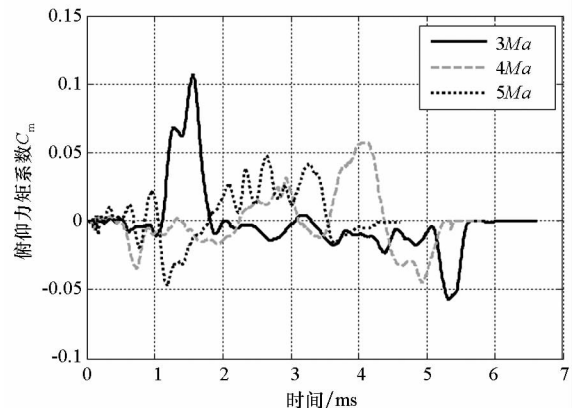


图 10 俯仰力矩系数随时间变化曲线  
 Fig. 10 Variation of pitching moment coefficient

在零攻角下,由于弹体轴对称,弹体升力为0,因此,在自由飞行时俯仰力矩系数为0,即 $C_{m0}=0$ 。可计算得到三个分离初速下的弹托分离时间如表1所示,表明初始分离马赫数越大,弹托分离时间越短,但横向对地位移越大。

表1 不同马赫数下弹托分离时间和对地分离位移

Tab.1 Sabot discard time and discard displacement relative to the ground under different Mach numbers

分离初速( $Ma$ )	分离时间/ms	横向对地位移/m
3	5.65	5.75
4	5.26	7.06
5	4.32	7.25

### 3 试验验证

为了验证本文提出的弹托分离数值仿真模型的准确性,以 $4Ma$ 时 APFSDS 的弹托分离过程为例进行分析,并与文献[9]中的试验数据进行对比。同时为了说明本文方法的优越性,给出了采用文献[5]方法仿真同样工况下的弹托分离情况,结果如图11所示。

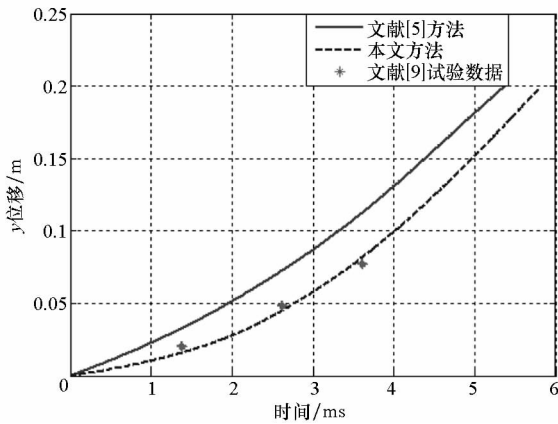


图11 弹托分离轨迹的试验验证

Fig.11 Validation of sabot's discard trajectory

图11中,实线数据为采用文献[5]中的模型仿真得到的结果,虚线数据为采用本文模型获得的弹托分离运动轨迹。与试验结果对比表明:采用本文的弹托分离仿真方法可有效减小初始分离阶段的误差,得到的弹托分离轨迹与试验数据基本吻合,误差在可接受范围内。本文的弹托分离模型更符合实际情况,通用性更好。

### 4 结论

本文针对弹托分离的三个阶段,将弹托分离

模型分段处理,对每一阶段采用不同的数学模型,从而提出了一种基于动网格的分段弹托分离仿真模型。采用这一模型仿真分析了不同初速对弹托分离轨迹和分离时间的影响,仿真结果表明:弹托分离马赫数越高,分离轨迹越靠近弹体且分离时间越短,但横向对地分离位移越大。同时,探讨了弹托和弹体气动系数在分离过程中的变化情况,最后通过对比试验数据,验证了本文提出的弹托分离仿真模型的准确性。

### 参考文献 (References)

- [1] Schmidt E M, Shear D. Aerodynamic interference during sabot discard [J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(3): 162-167.
- [2] 王福华, 张可忠, 赵润祥, 等. 脱壳穿甲弹弹托分离干扰的实验研究[J]. 弹道学报, 1996, 8(3): 18-21. WANG Fuhua, ZHANG Kezhong, ZHAO Runxiang, et al. Experimental study of separating interference of sabot on armor piercing fin stabilized discarding sabot [J]. Journal of Ballistics, 1996, 8(3): 18-21. (in Chinese)
- [3] Bhangre N, Sen A, Ghosh A. Technique to improve precision of kinetic energy projectiles through motion study [C]// Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2009: 1-33.
- [4] Acharya R S, Naik S D. Modelling of shockwave force and its effect during sabot discard process [J]. Defence Science Journal, 2007, 57(5): 677-690.
- [5] Huang Z G, Wessam M E, Chen Z H. Numerical investigation of the three-dimensional dynamic process of sabot discard [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(7): 2637-2649.
- [6] 黄振贵, 汤祁忠, 陈志华, 等. 非零攻角和侧滑角条件下弹托不同步分离的数值模拟[J]. 兵工学报, 2016, 37(6): 1006-1015. HUANG Zhengui, TANG Qizhong, CHEN Zhihua, et al. Numerical simulation on the unsynchronized discarding of sabots at non-zero angles of attack and sideslip [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(6): 1006-1015. (in Chinese)
- [7] 张学伟, 李强, 高斌, 等. 不同攻角对尾翼稳定脱壳穿甲弹脱壳过程影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(3): 28-30, 34. ZHANG Xuewei, LI Qiang, GAO Bin, et al. Analysis on influence of different AOA on discarding process for APFSDS [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(3): 28-30, 34. (in Chinese)
- [8] 杨启仁, 徐直军. 脱壳动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996. YANG Qiren, XU Zhijun. Shelling dynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [9] Erengil M E, Zielinski A E. Effect of electromagnetic launch on armature sabot [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2001, 37(1): 67-72.