

非零攻角和侧滑角条件下弹托不同步飞离的数值模拟

黄振贵¹, 汤祁忠², 陈志华¹, 赵强¹

(1. 南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 江苏 南京 210094; 2. 中国兵器工业集团公司 导航与控制技术研究所, 北京 100089)

摘要: 对弹药在不同条件下的发射过程进行研究是研制弹药的重要一环, 它有助于弹药适应现代战场复杂多变的发射环境。为了提高尾翼稳定脱壳穿甲弹(APFSDS)的射击精度和飞行稳定性, 通过非结构化动网格技术和用户自定义函数耦合计算流体力学和六自由度外弹道程序, 对非零攻角和侧滑角条件下 APFSDS 弹托相对弹体动态分离过程进行了数值模拟, 获得了非零攻角和侧滑角条件下弹托分离流场、六自由度运动参数以及弹体气动参数的变化情况。结果表明: 在非对称来流的影响下, 弹托分离流场呈现非对称性, 引起弹托受力不均匀, 从而导致弹托非对称、不同步地飞离弹体, 加大弹体受到的扰动, 最终降低弹丸的射击精度和飞行稳定性。

关键词: 兵器科学与技术; 尾翼稳定脱壳穿甲弹; 弹托非对称与不同步分离; 气动系数; 非结构化动网格技术; 六自由度运动; 激波

中图分类号: TJ413. +2 文献标志码: A 文章编号: 1000-1093(2016)06-1006-10

DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2016.06.006

Numerical Simulation on the Unsynchronized Discarding of Sabots at Non-zero Angles of Attack and Sideslip

HUANG Zhen-gui¹, TANG Qi-zhong², CHEN Zhi-hua¹, ZHAO Qiang¹

(1. Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;

2. Navigation and Control Technology Institute, China North Industries Group Corporation, Beijing 100089, China)

Abstract: The investigation on the dynamics process of launch of ammunition under different conditions is important for improving its performance during design and contributes to adapt the complex variable modern battlefield for the ammunition. For the purpose of improving the firing accuracy and flight stability of an armour-piercing fin-stabilized discarding sabot, the sabot dynamic discarding behavior after the projectile being ejected from the muzzle at non-zero angles of attack and sideslip is simulated by coupling the computational fluid dynamics and the six degree of freedom exterior ballistic code through the unstructured dynamic mesh technique and user defined function. The flow field characteristics and the trajectory parameters of all sabots are obtained. In addition, the aerodynamic coefficients of projectile are also obtained. The numerical results show that the asymmetric flow field of the sabots can be observed under the influence of the asymmetric inflow. This will lead to the nonuniform distribution of pressure on the sabot surfaces. The different trajectories of three sabots appear due to the unsynchronized and asymmetrical dis-

收稿日期: 2015-12-07

基金项目: 总装备部预先研究项目(9140C300205110C30); 瞬态物理国家重点实验室基金项目(61426040303162604004)

作者简介: 黄振贵(1986—)男, 讲师。E-mail: hzgkeylab@njust.edu.cn;

陈志华(1967—)男, 教授, 博士生导师。E-mail: chenzh@mail.njust.edu.cn

carding of sabot. The increased aerodynamic interference between projectile and sabot reduces the firing accuracy and flight stability of projectile.

Key words: ordnance science and technology; armour-piercing fin-stabilized discarding sabot; unsynchronized and asymmetrical discarding; aerodynamic coefficient; unstructured dynamic mesh technique; six degree of freedom motion; shock wave

0 引言

尾翼稳定脱壳穿甲弹(APFSDS)是坦克与反坦克等武器装备的重要弹药,如何提高该弹药的射击精度和飞行稳定性是其研究的主要热点^[1]。研究表明,弹托脱落过程对射击精度和飞行稳定性产生直接的影响^[2]。早期对脱壳过程的研究一般采用试验和工程分析法,如 Schmidt 等^[3]利用由6对正交脉冲X光摄影站和5台扫描摄像机组成的炮口多点显示系统克服了炮口焰、火药残渣、烟雾对照相的影响,从而实现了对脱壳全过程弹体和弹托空间位置的定量测量。李鸿志等^[4]采用菲涅尔透镜间接阴影系统获得了APFSDS弹托分离的系列照片,首次清晰地获得弹托在膛口区附近的分离轨迹,该方法修正了传统纸靶和狭缝摄影机相结合方法测量精度低、不直观、易干扰弹体和弹托飞行、难以给出弹体和弹托的空间相对位置等缺点。Siegelman 等^[5]基于风洞试验的结果发展了一种计算弹托对称分离的近似模型,对弹托表面压力分布以及其分离弹道进行了计算。Acharya 等^[6-8]根据弹托分离过程的特点通过定义3个转折点将其分成4个时期,对每个时期进行理论分析和计算,分别讨论了机械碰撞、激波、气动力、火药燃气、重力等对弹托分离的影响,结果表明气动干扰是弹体的最大扰动源之一。

射击试验成本高、耗时长,且无法揭示弹托分离的流场细节;风洞试验只能够获得有限工况下流场的细节结构,也较难获得弹托的连续分离弹道;工程分析法只适用于简单的几何模型,且不能给出弹托分离的流场。因此,科研工作者尝试利用计算流体力学(CFD)对弹托分离过程进行求解。如文献[9-11]在多块复合网格生成技术的基础上研究了弹托相对弹体不同固定位置时的稳态对称流场,而文献[12-13]则采用重叠网格技术进行相同的研究,获得了相同的研究成果。钱吉胜等^[14]利用高精度的AUSM对弹托处于特定位置的二维流场进

行了数值模拟,初步探究了激波与弹托、弹体的相互作用。

伴随着CFD高精度格式的进一步完善和动网格技术的趋于成熟,Keuk 等^[15]利用AUTODYN和in-house通过坐标转换法对40mm口径APFSDS穿过膛口和弹托分离的过程进行了流体-固体耦合数值模拟,获得了弹丸穿过膛口和弹托分离时的速度场,虽然所获得的弹托分离姿态与试验不太相符,但这为研究弹托动态分离提供了一种新的手段。Takeuchi 等^[16]则利用动态重叠网格技术对整体脱落式APFSDS在弹道靶道中的发射和弹托分离过程进行了二维无黏轴对称的数值研究。文献[17-18]在文献[14]的基础上利用非结构化动网格技术耦合CFD和刚体动力学研究了无扰动对称条件下弹托的动态对称分离过程^[17]和初始扰动对脱壳过程的影响^[18],结果表明,弹托分离过程的气动干扰对弹托的分离和弹体的飞行均产生较大的影响,特别是初始扰动造成弹托出现非对称性分离,对弹体的飞行产生更大的影响。周强等^[19]基于同样的方法通过求解三维Navier-Stokes方程对马赫数为3.015、攻角为0°条件下带单个弹托的简化APFSDS弹模型进行了初始分离弹道的仿真计算,得到了俯仰平面内流场以及弹托相对弹芯的运动参数,结果表明脱壳时间约为4.5ms,与文献[17-18]的结果一致。

通过上述总结发现,先前关于APFSDS弹托分离数值模拟方面的工作主要集中在弹托处于某些特殊状态下流场结构和气动特性的研究,利用动网格技术对弹托分离进行研究的工作由文献[17-19]逐步开展,但目前尚未发现对不同飞行条件下弹托分离过程进行过深入的探讨,并且现代战场环境极端复杂,瞬息万变,为了保证射击精度和飞行稳定性,APFSDS的发射要适应各种飞行环境。故研究APFSDS在不同环境下的弹托分离具有实际意义。据此,本文将基于UDF自定义函数利用非结构化动网格技术耦合CFD和六自由度外弹道方程研究非

攻角和侧滑角对弹托动态分离的影响,讨论在此条件下弹托分离特性以及弹体气动参数的变化情况,为新型 APFSDS 的设计提供理论参考。

1 数值计算模型及方法验证

1.1 数值方法与计算模型

图 1 为计算模型,初始时刻 3 个弹托关于弹体沿着径向呈轴对称分布,为了方便后续讨论,按如图 1 所示对其进行命名,弹丸计算模型的具体参数可参考文献 [17-18]。

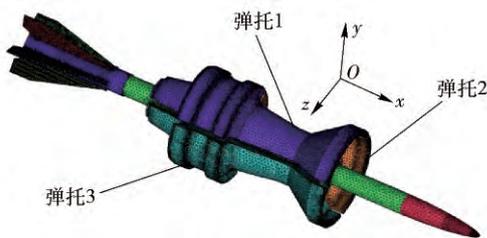


图 1 计算模型及其表面网格分布

Fig. 1 Computational model and surface mesh

因负攻角和负侧滑角的结果可根据正攻角和正侧滑角的结果来进行类似讨论与推理,故只对正攻角和正侧滑角对弹托分离和弹体干扰的影响进行数值模拟。此外,因 APFSDS 一般为直瞄发射,攻角和侧滑角均比较小,故其值取为 6° 。

限于文章篇幅,模拟所采用的方程组及计算格式不再详述,可参考文献 [17-18]。弹丸边界设为绝热壁面;计算域外边界为压力远场边界条件,压力 p_0 为一个标准大气压,温度为 300 K,来流马赫数为 4.0,重力加速度为 9.8 m/s^2 。

1.2 数值计算方法的验证

为了验证上述数值计算方法的可行及准确性,利用该方法对机载导弹的六自由度投放轨迹进行模拟,并将其结果与前人的计算、试验结果进行对比。机载导弹的计算模型和条件参考文献 [20-21]。

通过数值模拟获得的导弹六自由度运动的参数如图 2、图 3 所示,实线表示试验结果^[20],圆圈表示文献 [21] 的数值模拟结果,虚线表示本文的数值模拟结果。

图 2 的 x 、 y 、 z 曲线分别表示导弹质心在 x 、 y 、 z 3 个坐标方向的位移,在 x 和 z 方向上要比文献 [21] 的结果更接近试验结果,而在 y 方向上恰好相反,但是差值在可接受的范围内,其原因可能是在

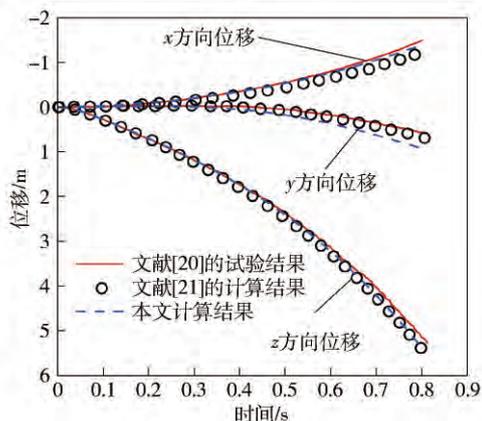


图 2 导弹质心位移随时间的变化曲线

Fig. 2 Center of gravity of missile vs. time

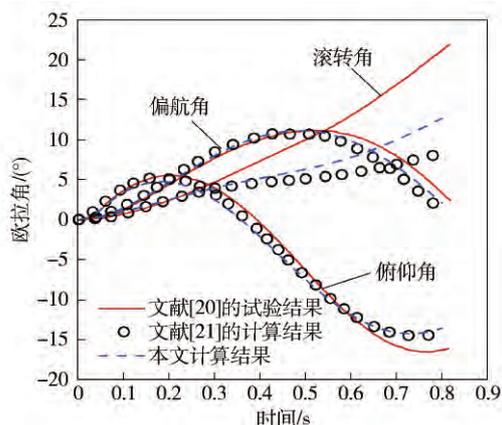


图 3 导弹欧拉角随时间的变化曲线

Fig. 3 Time-varying angular orientation of missile

0° 侧滑角下,来流侧向速度较小,且受到机翼影响产生外洗使其方向不定,这造成导弹受到的侧向力较其他方向小,侧向力计算的误差容易增大,因此数值方法对此方向的运动更难于计算。

图 3 的滚转、俯仰、偏航曲线分别表示导弹绕 x 、 y 、 z 旋转的角度,由于初始弹射力矩的作用比机翼所形成的下洗气流的影响大,造成导弹首先出现抬头运动,当弹射力矩消除后,由于此时导弹与机翼较近,下洗气流对其的影响还未消除,导弹会逐渐扭转抬头趋势并持续低头,但由于下洗气流的影响会随导弹与机翼距离的增大而变弱,且随着攻角增加,气流对导弹后半部分作用产生的抬头力矩也逐渐增大,故低头趋势也随之减弱直至为 0,乃至最后产生抬头趋势,此后导弹不再受下洗气流的影响而自由运动。受机翼外洗气流影响,导弹持续不断向外偏航,并在 $t \approx 0.55 \text{ s}$ 时达到峰值,在此之后,因导弹与机翼的距离足够大,外洗气流的作用对其影响减小,

导弹逐渐呈现向内偏航的趋势。在分离过程中,导弹不停地往机身外侧滚转,数值模拟得到的滚转角度远比试验值小得多,且二者在 $t \approx 0.26$ s 时开始出现较大的差值。滚转运动难于捕捉的主要原因在于绕滚转轴的惯性量要比绕其余轴的惯性量小得多,该方向气动力矩的计算误差对其影响更大。

通过以上分析可知,本文的数值模拟方法能够很好地模拟导弹的六自由度分离运动,特别是导弹的初始分离运动,证实了该方法可用来模拟 APFS-DS 等存在多体分离的研究中。

图 4 展示了导弹在 5 个不同时刻与机翼的相对分离位置与姿态,可见与前人的数值模拟结果吻合得很好,证实了本文计算方法的可行性。通过分析知,利用本文数值计算方法不仅可以获得导弹的六自由度,而且还可以获得导弹在空间的飞行姿态以及在不同时刻导弹表面受力的变化情况。

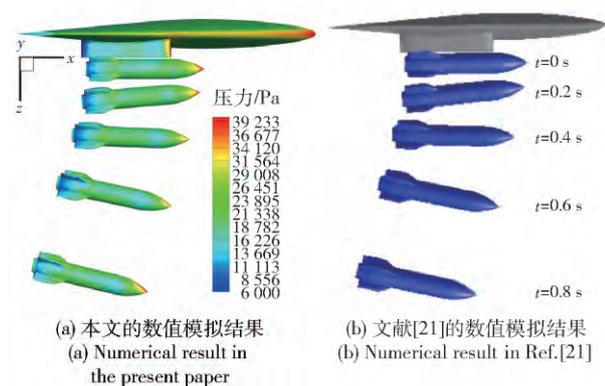


图 4 导弹分离过程对比图
Fig. 4 Missile separation process

2 结果与讨论

2.1 非零攻角和侧滑角对弹托分离过程的影响

由于 3 个弹托的初始状态关于弹体呈轴对称分布,而且弹丸攻角、侧滑角较小,因此在非零攻角和侧滑角条件下弹托分离流场中的波系结构具有相似性,这与文献 [22] 的结论一致。因此为了节省篇幅,仅仅以弹丸攻角为 6° 时的弹托分离流场的压力 p 云图为例讨论非零攻角和侧滑角条件下弹托的动态分离过程。同样可根据流场波系结构的变化情况将弹托分离过程分成如图 5 ~ 图 7 所示的 3 个分离阶段。

由图 5 可知,攻角为 6° 时,弹托分离流场的激波结构与对称分离(0° 攻角)仍相似,但由于攻角的

存在使其具有一些不同特征,如壅塞流所形成的正激波的波阵面不再对称,正对来流一侧的正激波波阵面更加靠后,从而使正激波在弹体上作用区域也不再对称(见图 5),这导致正激波在竖直方向上对弹体受力的影响变大。攻角也造成上下两半部分正激波波阵面随时间的变化规律有所不同,下方正激波波阵面变化与零攻角下几乎相同,而上方正激波波阵面有一个在零攻角下没有观察到的向前弯曲的过程,正是这一变化使弹体上表面高压区域的面积在这一时间段内要比下表面大,但激波的强度因波阵面发生弯曲而下降,造成弹体上下受力不对称,在飞行过程中容易出现抖动。此外,攻角还使各弹托在马鞍部大径处的压力有较大差别,造成弹托所受的力和力矩不同,从而使弹托不同步飞离弹体,呈现非对称分离。

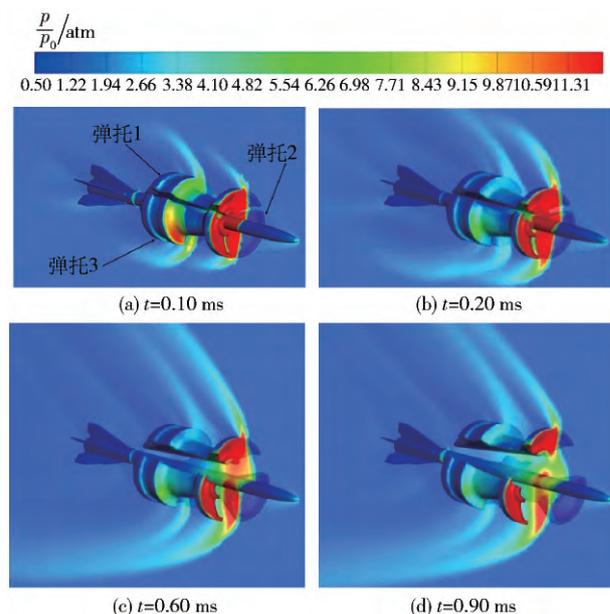


图 5 攻角为 6° 时弹托初始分离过程 $x-y$ 剖面的压力等值分布
Fig. 5 Pressure distribution on $x-y$ section during initial separating for attack of angle = 6°

对于弹托分离的中间过程,由图 6 可知,弹托的攻角分离流场与零攻角下极为相似,只有几处压力分布不同,如弹托上表面某些区域的高压值不同,激波与弹托内表面以及弹体的碰撞点也不同,此外弹体上高压区域的形状也不再相同,不再呈对称形式。弹托尾部与弹体间喉状激波的强度相比零攻角下得到加强,且存在时间变长,这会使弹体遭受的扰动变大。

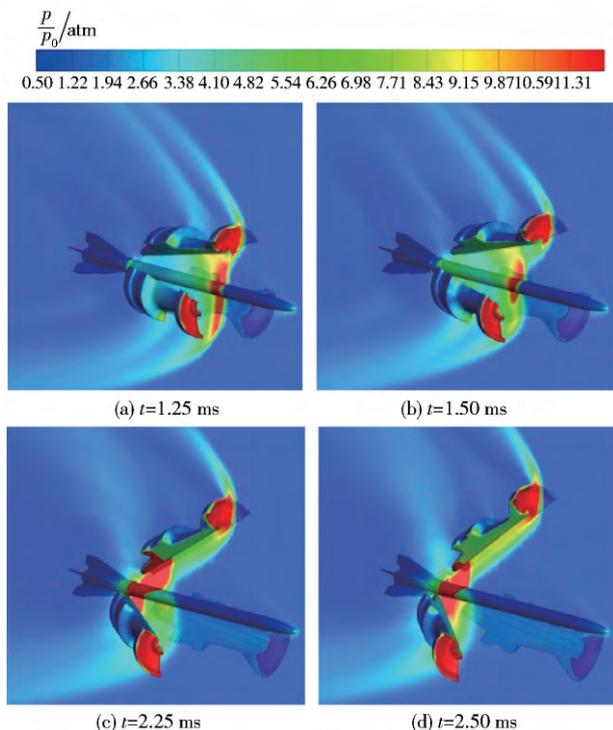


图 6 攻角为 6° 时弹托中间分离过程 $x-y$ 剖面的压力等值分布

Fig. 6 Pressure distribution on $x-y$ section during middle separating for attack of angle $=6^\circ$

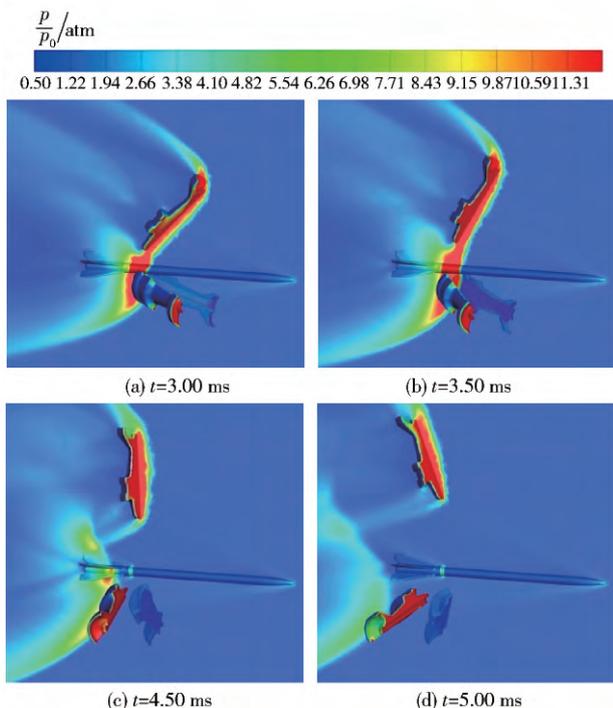


图 7 攻角为 6° 时弹托弱耦合与自由飞行过程 $x-y$ 剖面的压力等值分布

Fig. 7 Pressure distribution on $x-y$ section during weak coupling and free flying for attack of angle $=6^\circ$

由图 7 可知,在攻角的影响下各弹托分离对弹体的影响时间不再相同。当弹托 1 所诱导的斜激波的尾部离开尾翼时,弹托 2 和 3 所诱导的激波仍对尾翼有很强的作用,造成此时弹体受到的扰动最大(见图 7(c))。攻角分离时,弹托 1 所受的气动力与对称分离明显不同,其升力明显增加,使其分离加速,而弹托 2 和 3 受气动力影响其分离过程明显放缓,因此造成它们对弹体的影响不再同步。

2.2 非零攻角和侧滑角对弹托六自由度运动的影响

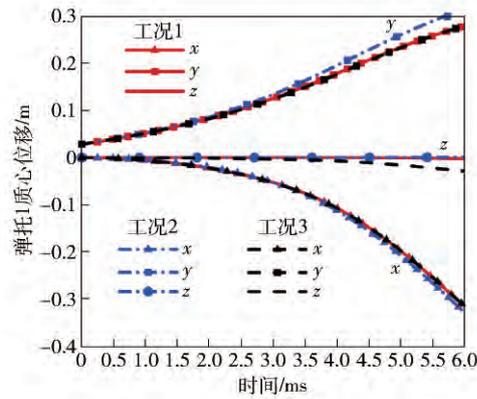
为方便比较不同条件下弹托六自由度分离运动,将攻角、侧滑角均为 0° 时的分离条件记为工况 1^[17],而攻角为 6° 、侧滑角为 0° 条件记为工况 2,攻角为 0° 、侧滑角为 6° 条件记为工况 3。

图 8 为 3 种工况下各弹托质心运动轨迹的对比。由图 8 可知,工况 2 与工况 3 的质心轨迹随时间的变化规律与工况 1 基本一致,只是在数值上有差别。攻角使弹托 1 在 x 方向位移略微增加,却使弹托 2 和弹托 3 在此方向运动规律相反;侧滑角对弹托 1 和弹托 2 在 x 方向运动几乎没有影响,但明显减弱了弹托 3 在此方向的运动。对于 y 方向的线性运动,攻角使弹托 1 有所增加,弹托 2 和弹托 3 有所减小;侧滑角对弹托 1 和弹托 2 没有太大的影响,却引起弹托 3 减小了在此方向的运动。攻角对弹托 1 在 z 方向上运动影响很小,但侧滑角对此影响却比较明显,弹托 1 出现了在工况 1 和工况 2 下很难观察到的侧向运动。由于弹托 2 和弹托 3 分别在 y 轴两侧,所以侧滑角对其侧向运动的影响相反。

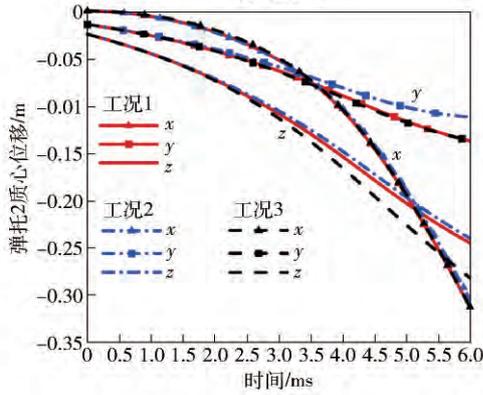
总之,攻角使弹托在 y 方向的运动出现较明显的区别,而侧滑角则使 z 方向运动发生较大改变。攻角和侧滑角对 x 方向运动的影响较小,但使弹托相对弹体的位置不再相同,从而引起弹托的分离流场发生改变,进一步影响弹托和弹体的气动力(矩)变化,进而影响弹托的空间位置,最终导致弹托不同步飞离弹体,使其出现明显的非对称分离。

为了在数值上更直观地讨论弹托质心的非对称运动与展示弹托分离的不同步,图 9 列出了 3 种工况下,弹托质心相对弹体的径向距离和径向速度随时间的变化曲线。由图 9 可知,弹托开始分离的一段时间内,各值没有太大差别,之后才逐渐展示出各弹托分离的不一致性。

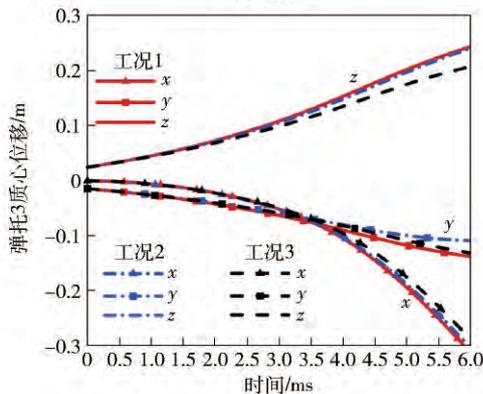
由于弹托 2 和弹托 3 关于 O_{xy} 面对称,在攻角



(a) 弹托1
(a) Sabot 1



(b) 弹托2
(b) Sabot 2

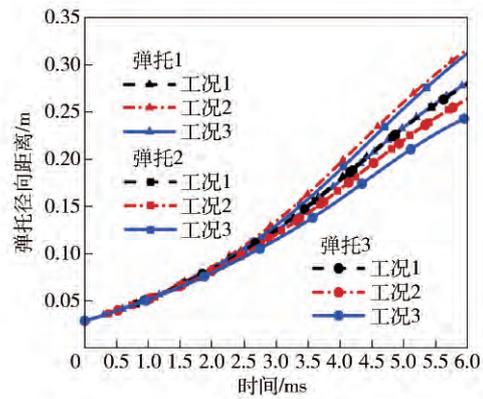


(d) 弹托3
(d) Sabot 3

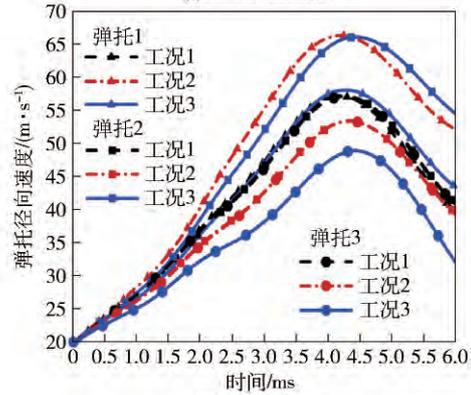
图 8 3 种工况下 3 个弹托质心运动轨迹的对比图

Fig. 8 Center of gravity trajectories of three sabots under three conditions

作用下,弹托 2、弹托 3 的径向距离和径向速度相同,且远小于弹托 1。侧滑角造成 3 个弹托的径向距离均不相同,弹托 2 最大,其次是弹托 1,最后为弹托 3,说明在本节的数值模型中侧滑角更容易引起弹托分离的不一致性。此外,工况 3 弹托 1 的径向距离与工况 1 基本相同,说明侧滑角虽然影响了弹托 1 在 z 方向的运动,但其对此弹托在径向方向上



(a) 径向距离
(a) Radial distance



(b) 径向速度
(b) Radial velocity

图 9 3 种工况下弹托质心相对弹体径向距离与径向速度

Fig. 9 Radial distances and velocities of the three sabots' centers of gravity relative to projectile under three conditions

运动几乎没有影响;当分离时间足够长时,由径向速度(见图 9(b))可知二者之间也会出现较大差别。由图 9(b)可知,当弹托翻转角度大于 90°后,弹托基本上要进入自由飞行阶段,弹托径向速度逐渐减小。

弹托的角运动在体坐标系中观察更为方便,因此图 10 给出了体坐标系下,工况 2 和工况 3 弹托角位移的变化趋势图。由图 10(a)可知:工况 2,弹托 2 和弹托 3 角运动仍然对称,但它们的滚转和偏航运动要比工况 1 明显,俯仰运动则稍微减弱;而弹托 1 俯仰运动相对工况 1 呈现先增大、后减小的趋势。工况 2,弹托 1 与弹托 2、弹托 3 的俯仰角更早出现差别,由于弹托 1 初始位置的特殊性,其滚转和偏航运动与工况 1 相比几乎不变。

由图 10(b)可知,在侧滑角作用下,弹托 1 的滚转和偏航运动较为明显,而俯仰运动略小于工况 1。工况 3,弹托 2 和弹托 3 的角运动不再对称。侧滑

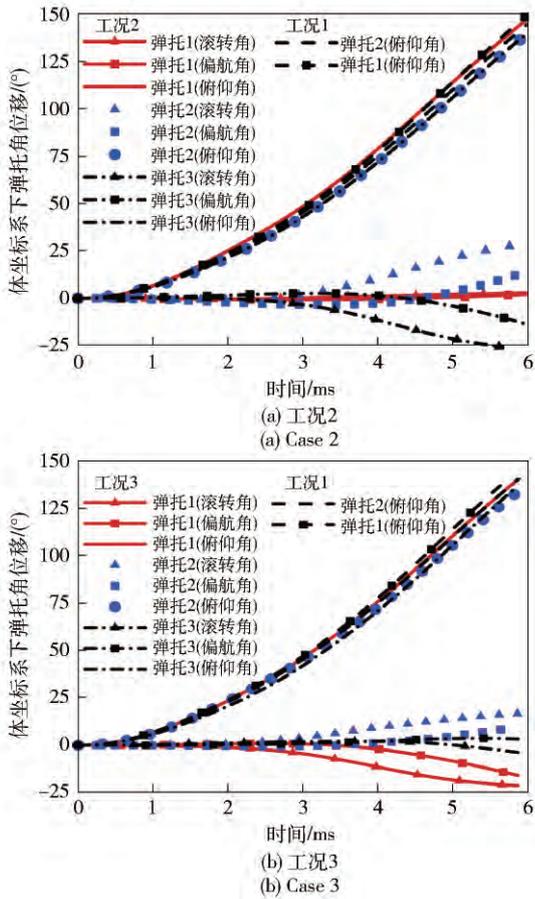


图 10 体坐标系下 3 个弹托的角位移随时间的变化曲线

Fig. 10 Time-varying angular orientations of three sabots in body coordinate system

角抑制了弹托 3 的角运动,特别是滚转运动受影响更大,而侧滑角增加了弹托 2 的滚转和偏航运动,但不明显。侧滑角均抑制了弹托 2 和弹托 3 的俯仰运动。

为了在空间中更方便地观察工况 2 和弹托 3 的弹托分离姿态,图 11 给出了工况 2 和弹托 3,由 6 个分离时刻表示的弹托分离过程的正视图。由图 11 可知,在弹托分离的初始阶段,攻角和侧滑角对弹托分离姿态的影响暂时未展现出来,对弹托前腔压力值的影响也不大。但随着弹托继续分离,由图 11(a)知,攻角使弹托 1 的径向运动比其他弹托明显,底面的压力值也相应降低。当弹托翻转角度不大时,弹托 1 底面由于更加正对着来流造成该部位压力值略大,且压力分布关于自身体轴几乎对称,然而弹托 2 和弹托 3 尾部底面高压区域受攻角的影响不再关于自身的体轴对称,却关于 y 轴对称(t 分别 2.0 ms、3.0 ms)。当弹托翻转超过 90° 后,弹托内

表面由于方向的改变使弹托 1 底面压力更小($t = 5.5$ ms),不同的受力促进了弹托的非对称分离,弹托的非对称分离反过来又引起压力分布的非对称。

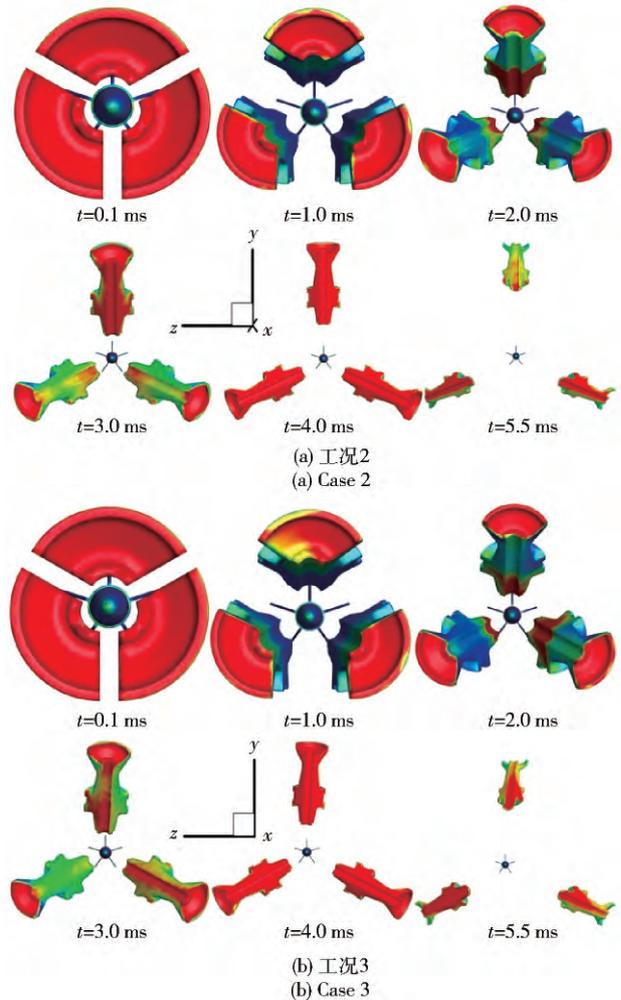


图 11 用 6 个不同时刻表示弹托分离过程正视图 (由弹体头部往尾部看)

Fig. 11 Frontview of discarding process at six different moments

由图 11(b)可知,侧滑角与攻角对弹托表面压力分布的影响不同,如 $t = 2.0$ ms 时,弹托 2 底面压力值要比其他弹托高。此图清晰地显示了工况 3 下弹托 2 更快地远离弹体,并造成在弹托分离后期,弹托分离的非对称比工况 2 更明显。在侧滑角的作用下,弹托 1 不再关于 Oxy 面对称。通过以上分析进一步证实了侧滑角对弹托非对称分离的影响比攻角大。

2.3 非零攻角和侧滑角对弹体气动系数的影响

图 12 为弹体气动系数随时间的变化曲线图。由图 12 可知,在不同气象条件下,弹体进行自由飞

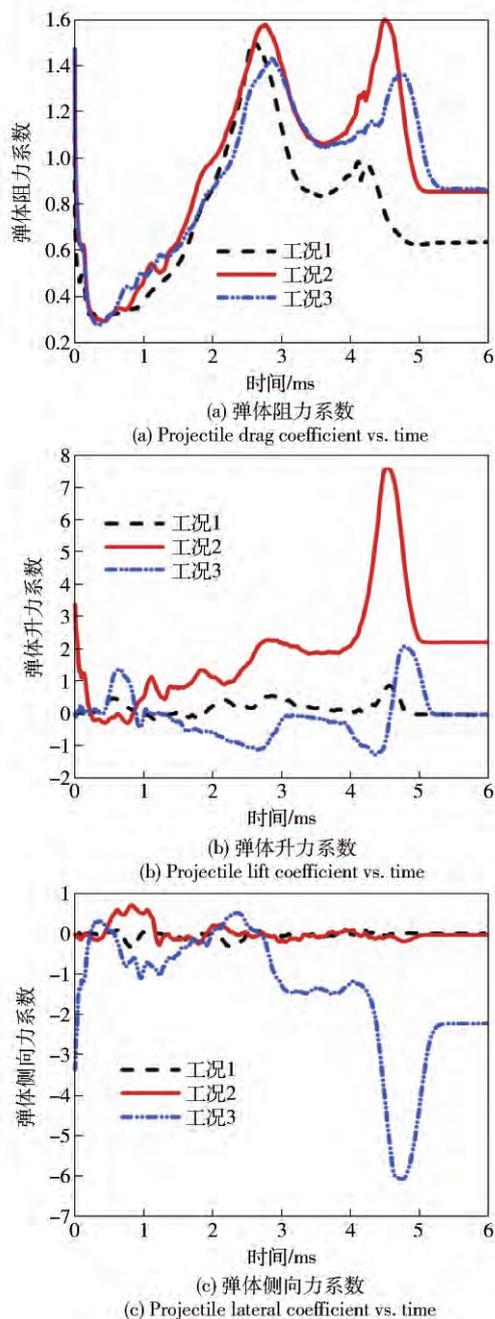


图 12 3 种来流条件下弹体气动系数的对比
Fig. 12 Aerodynamic force coefficients of projectile under three conditions

行阶段的时间各不相同,说明弹体受气动干扰影响的时间各不相同,并证实了弹托对称分离条件下,弹体能最快摆脱弹托分离的影响,弹体受气动干扰的影响也最小,这与前人的研究和工程上对弹托尽快分离和对称、同步分离的要求是一致的^[8, 23]。

由图 12(a) 可知,弹体阻力系数在攻角和侧滑角作用下出现两个高峰期:一个出现在激波打在弹体尾部与弹体圆柱结合部时,主要由激波与结合部

相互作用造成;另一个出现在激波作用在尾翼上时,主要由不对称激波与尾翼相互作用引起。工况 1 下第 2 个峰值由于激波的对称作用要小得多。在工况 2 和工况 3 条件下, $0.6 \text{ ms} < t < 1.4 \text{ ms}$ 时间段内,阻力系数波动频率比较大,说明在此阶段的分离流场中激波结构变化较快,且与弹体的相互作用不对称,这在流场分析中得到了验证(见图 5(c)、图 5(d) 与图 6(a))。工况 2 和工况 3 条件下,弹体进入自由飞行阶段后,其阻力系数相对工况 1 提高较大,不利于弹体存速,会降低弹丸的毁伤效果,因此需尽量保证弹丸以平直弹道飞行。

由图 12(b) 可知,在 $0.20 \text{ ms} < t < 0.85 \text{ ms}$ 时间段内,攻角导致弹体上半部分激波与弹体的碰撞面积大于下半部分(见图 5(b)),这两部分激波作用力相互部分抵消后使得弹体产生负升力,与攻角产生正升力的效果恰好相反,最终使弹体升力在这段时间能保持较低。而侧滑角则使得此时间段内的升力系数大幅增加,这是在来流与弹托 3 的相互作用下,弹体下半部分激波强度比上半部分大造成的。除这一时间段外,攻角使弹体升力系数均大于工况 1 和工况 3(二者在弹体自由飞行阶段为负值,且非常接近 0),这说明 APFSDS 应以极小攻角飞行,使弹丸能够克服重力的作用保持平直弹道飞行。侧滑角使得升力系数在大部分飞行时间内为负值,因此应尽量确保弹丸在零侧滑角下飞行。

图 12(c) 为弹体侧向力系数在 3 种工况下的变化情况,可见攻角对侧向力系数的影响较小。结合上面分析,侧滑角与攻角相比,其对弹体气动干扰更大。因此弹丸在飞行过程中侧滑角应尽可能小,由图 9 可知,工况 3 条件下,弹托 3 比其余弹托都要靠近弹体,这造成弹托 3 诱导的斜激波在 $t \approx 4.8 \text{ ms}$ 时对尾翼仍有较强作用,故此时侧向力系数达到负最大值,引起弹体在此方向上受到的气动扰动极大。

图 13(a) ~ 图 13(c) 为弹体气动力矩系数随时间的变化图。同样可以发现侧滑角对气动力矩系数变化的影响更大。由于偏航和俯仰力矩主要由相应的气动力产生的,因此其分布规律可参照相应的气动力系数。

3 结论

基于用户自定义函数,利用非结构化动网格技术耦合 CFD 和六自由度外弹道程序数值研究了非

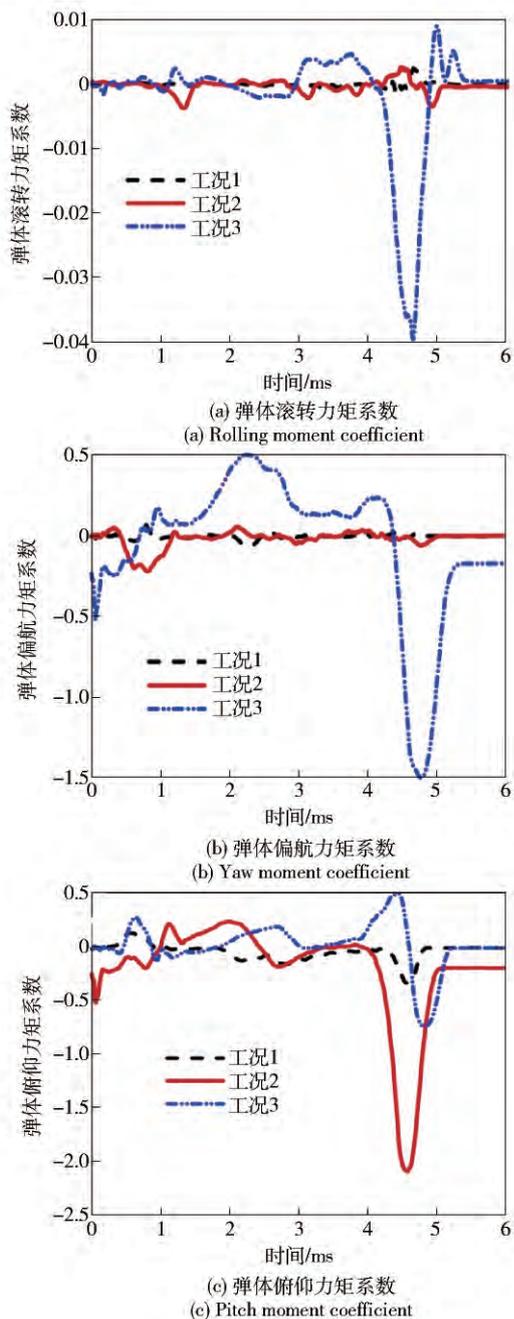


图 13 3 种来流条件下弹体气动力矩系数的对比

Fig. 13 Aerodynamic moment coefficients of projectile under three conditions

零攻角和侧滑角条件对弹托动态分离的影响,得到了在不同飞行气象环境下弹托分离过程中的流场结构、弹托的六自由度运动参数以及弹体的气动系数。

1) 通过弹托分离流场的分析可知,在非零攻角和侧滑角影响下,弹托分离流场与零攻角和侧滑角下具有相似性,仍可大体分为初始阶段、中间强作用阶段、弱耦合与自由飞行阶段 3 个阶段。但由于来流的不对称性也出现较多的不同点,如来流的非对

称性造成了 3 个弹托表面压力和弹托前方的激波呈非对称分布,这导致弹托受力不相同,从而出现非对称、不同步分离,并使弹托的滚转运动与偏航运动更为明显。由于初始时刻弹托关于攻角平面对称,因此通过数值模拟发现侧滑角对弹托非对称性影响更大。

2) 在非对称来流的影响下,弹体的气动系数出现了更大范围的波动,且更晚进入自由飞行阶段,这表明弹托的不同步、非对称分离对弹体的飞行造成了更大的扰动,因此为了保证弹体的稳定性,应尽量保证弹托对称、同步分离和尽快分离。

参考文献(References)

- [1] Bhande N P, Sen A, Ghosh A K. Technique to improve precision of kinetic energy projectiles through motion study [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Chicago, Illinois: AIAA, 2009.
- [2] 杨启仁. 弹托脱落对射击密集度影响的试验研究[J]. 华东工学院学报, 1986, 40(4): 128-137.
YANG Qi-ren. Experimental study of the effect of sabot discard upon firing density [J]. Journal of East China Institute of Technology, 1986, 40(4): 128-137. (in Chinese)
- [3] Schmidt E M, Shear D D. Aerodynamic interference during sabot discard [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(3): 162-167.
- [4] 李鸿志, 崔东明, 何正求, 等. 尾翼脱壳穿甲弹近炮口区飞行姿态的显示[J]. 兵工学报, 1992, 13(1): 66-69.
LI Hong-zhi, CUI Dong-ming, HE Zheng-qiu, et al. Visualization of flight attitude of a fin-stabilized sabot discard projectile near the muzzle [J]. Acta Armamentarii, 1992, 13(1): 66-69. (in Chinese)
- [5] Siegelman D, Crimi P, Schmidt E. Projectile/sabot discard aerodynamics [C] // 6th Atmospheric Flight Mechanics Conference. Danvers, Massachusetts, US: AIAA, 1980.
- [6] Acharya R S, Naik S D. Perturbation of initial stability of a FSAP-DS projectile [J]. Defence Science Journal, 2006, 56(5): 753-768.
- [7] Acharya R S, Naik S D. Motion analysis during sabot opening process [J]. Defence Science Journal, 2007, 57(2): 229-241.
- [8] Archarya 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.
- [9] Lesage F, Raw M J. Navier-Stokes computation of the aerodynamics of symmetric sabot separation [C] // 13th International Symposium on Ballistics. Stockholm, Sweden: International Ballistics Committee, 1992: 9-16.
- [10] Lee Y K, Tai C H, Hsi W H, et al. High-resolution Navier-

- Stokes computations of a sabot separating from a gun-launched projectile with turbulence model [C] // 14th International Symposium of Ballistics. Quebec, Canada: International Ballistics Committee, 1993: 519–28.
- [11] 武频, 尚伟烈, 赵润祥, 等. APFSDS 弹托分离干扰三维流场数值模拟 [J]. 空气动力学学报, 2005, 23(1): 1–4.
WU Pin, SHANG Wei-lie, ZHAO Run-xiang, et al. Three dimension numerical simulation for APFSDS sabots separating and discarding flow field [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(1): 1–4. (in Chinese)
- [12] Champigny P, D'Espiney P, Ceroni D. Computation of sabot discard using chimera technique [C] // 17th International Symposium of Ballistics. Midrand, South Africa: International Ballistics Committee, 1998.
- [13] Ferry E, Sahu J, Heavey K. Navier-Stokes computations of sabot discard using a Chimera scheme, ARL-TR-1525 [R]. Maryland, US: US Army Research Lab, 1998.
- [14] 钱吉胜, 韩珺礼, 黄振贵, 等. 超声速脱壳穿甲弹二维流场的数值模拟 [J]. 四川兵工学报, 2011, 32(10): 30–32.
QIAN Ji-sheng, HAN Jun-li, HUANG Zhen-gui, et al. Numerical simulation of two-dimension flow field for armor-piercing bullet of supersonic speed deshelling [J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011, 32(10): 30–32. (in Chinese)
- [15] Keuk J, Klomfass A. Numerical simulation of muzzle exit and separation process for sabot-guided projectiles at $M > 1$ [C] // 24th International Symposium of Ballistics. New Orleans, US: International Ballistics Committee, 2008: 261–269.
- [16] Takeuchi F, Matsuo A. Numerical investigation of sabot separation process in a ballistic range using moving overlapped grid method [C] // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Grapevine, Texas, US: AIAA, 2013.
- [17] 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.
- [18] 黄振贵, 陈志华, 郭玉洁. 尾翼稳定脱壳穿甲弹脱壳动力学过程的三维数值模拟 [J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 9–17.
HUANG Zhen-gui, CHEN Zhi-hua, GUO Yu-jie. Numerical simulation on three-dimensional dynamic process of sabot discarding of APFSDS [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(1): 9–17. (in Chinese)
- [19] 周强, 李强, 赵君官. 尾翼稳定脱壳穿甲弹初始分离弹道仿真计算 [J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(1): 111–114.
ZHOU Qiang, LI Qiang, ZHAO Jun-guan. The initial separation ballistic numerical simulation of APFSDS [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(1): 111–114. (in Chinese)
- [20] Heim E R. CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment, AEDC-TSR-91-P4 [R]. Tenn, US: Arnold Engineering Development Center, 1991.
- [21] Panagiotopoulos E E, Kyparissis S D. CFD transonic store separation trajectory predictions with comparison to wind tunnel investigations [J]. International Journal of Engineering, 2010, 3(6): 538–553.
- [22] Schmidt E M, Plostins P. Aerodynamics of asymmetric sabot discard [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(2): 187–188.
- [23] 崔东明, 何正求, 李鸿志. 高速脱壳穿甲弹的中间弹道研究 [J]. 华东工学院学报, 1991, 60(4): 89–93.
CUI Dong-ming, HE Zheng-qiu, LI Hong-zhi. Intermediate ballistic research of high speed armour-piercing sabot discard projectile [J]. Journal of East China Institute of Technology, 1991, 60(4): 89–93. (in Chinese)