



潜射导弹出筒过程流场与运动特性分析

李海龙,张 军*,黄 达,宋志超,丁 琪,王玺琛

(南京航空航天大学 航空学院,江苏 南京 210016)

摘要:潜射导弹是国家威慑力量的重要组成,其出筒过程作为发射的初始关键阶段,存在高压气体对弹底的巨大冲击以及气体和水之间强烈的相互作用等复杂流体动力学问题,具有重要的研究意义。基于压力基下的三维非定常可压缩数值模拟方法,采用 VOF 多相流模型和重叠网格技术,分别对楔形体入水过程的加速度变化和不同工况下潜射导弹出筒过程中流场变化和弹体运动特性开展了研究。通过对楔形体入水过程的模拟验证了网格的无关性与本文计算方法的有效性。对潜射导弹出筒过程的模拟结果表明:筒底压力越大,出筒速度越快,所受轴向力越大,速度衰减更为迅速,且弹体横向位移越大,所受横向载荷越高;来流导致了迎流面气体减少,背流面气体增多,两侧流场的不对称形成了侧向力和绕质心的旋转力矩,弹体因此向来流方向偏转;来流速度越大弹体横向加速度越大,弹体越容易偏移。本文研究结果可以为潜射导弹出筒过程的弹道设计提供理论及技术支撑。

关键词:潜射导弹;出筒;可压缩;VOF 多相流;重叠网格;模拟仿真

中图分类号:TJ76 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2024)04-0104-07

Flow Field and Motion Characteristics Analysis of Ejection Process of Submarine-launched Missile

LI Hailong, ZHANG Jun*, HUANG Da, SONG Zhichao, DING Qi, WANG Xichen

(College of Aeronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Submarine-launched missile is an important component of a nation's strategic deterrent force. As the initial launch stage, the ejection process of submarine-launched missile involves complex fluid dynamics problems such as the huge impact of high-pressure gas on the bottom of the missile and the strong interaction between gas and water, which is of great significance to research. Based on the three-dimensional unsteady compressible numerical simulation method, VOF multiphase flow model and overlapping grid technology were utilized to study the acceleration during the process of wedge entry and the flow field and motion characteristics under different conditions during the ejection process of submarine launched missiles. The simulation results show that the higher bottom pressure leads to the larger exit velocity, the greater axial force, the faster attenuation of the velocity, the larger the lateral displacement of the projectile, and the greater lateral load. The incoming flow gives rise to a decrement in gas on the upstream side and an increment in gas on the downstream side. The asymmetry of the flow fields on both sides creates lateral forces and rotational moments with respect to the center of mass, causing the projectile to deflect in the direction of the incoming flow. The higher inflow velocity leads to the greater lateral acceleration of the projectile and the larger possibility to deviate. The research results can provide technical support for the ballistic design of submarine launched missiles.

Key words: submarine-launched missile; ejection process; compressible; VOF multiphase flow; overlapping grid; simulation analysis

导弹水下发射经历筒内弹道、水下弹道、出水弹道和空中弹道等多个阶段,其中导弹出筒瞬间的流场变化相当复杂,对弹道影响十分关键。潜射导弹发射过程中的流体动力学过程涉及湍流的多相流非定常流动,其中气相还需被视为可压缩气体,属于高度非线性问题,这类复杂的问题无法得出相应的解析解。因此,开展潜射导弹筒内发射过程的流场特征仿真分析,对更好地了解弹体出筒的流体动力学机理、科学地进行结构设计、降低弹道失稳风险和um提高发射成功率具有十分重要的意义^[1]。

潜射导弹作为核心战略武器,国内外公开的潜射导弹出筒过程的研究资料相对较少。李杰等^[2]分析了不同发射深度和出筒速度下,由于攻角产生的潜射导弹两侧空泡不对称导致的横向力对弹体的影响。WEILAND等^[3-4]对潜射导弹的水下垂直发射过程展开研究,分析了不同发射深度和来流速度对流场特性的影响,得到了不同发射参数下潜射导弹出筒过程的载荷特性。任晓庆^[5]基于 Fluent 平台,对潜射航行体水下发射过程进行三维数值仿真研究,分析不同通气参数对空泡发展演化规律和尾空泡回射流的影响。武雨嫣^[6]以水下发射问题为背景,运用数值模拟和试验相结合的方法对潜射航行体出筒过程进行研究,分析了出筒后筒口气团的生成和演化规律,研究了海水倒灌产生的“水锤”效应对发射筒和潜艇表面的冲击作用,在此基础上分析了筒底压力、发射筒结构、发射时序和发射顺序等因素对流场特性的影响规律。杨继锋^[7]对潜射航行体出筒过程的运动特性进行了研究,文中采用 Mixture 模型模拟气液两相流动,导弹变速运动和非定常流场的耦合则通过动网格实现,结果显示发射深度是影响导弹运动特性的关键。李仁凤^[8]基于 Mixture 混合多相理论,研究了潜射导弹在不同水速下出筒的流体动力和弹体载荷变化规律。曹嘉怡^[9]采用 Mixture 两相流模型模拟了导弹水下热发射出筒过程,针对进气道的工作状态进行了具体分析。KUN等^[10]基于三维高雷诺数多相流方法及动网格技术,进行了水下航行体出筒过程的数值计算。YAGLA等^[11]提出的气幕发射新型发射方式具有良好的减阻特性,给水下发射提供了新的方向。杨晓光^[12-13]通过模拟弹体在水下航行和出水瞬间的运动情况,发现发射平台的速度对于潜射导弹周围流场会产生较大影响,肩部的漩涡会发生非对称性的发展,弹体运动轨迹偏移距离及偏转角会因此增大。

卢佳兴^[14]通过仿真研究了潜射导弹连发筒的流场特性,对发射时间间隔、艇速、发射顺序和航行体头型等对于发射的影响进行了分析。祁晓斌^[15]研究了航行体不同次序的发射过程中筒口气泡形态及相邻设备载荷特性,分析了两发之间的时间间隔对于发射筒筒口载荷的影响。马如相^[16]采用数值仿真的手段进行了海况等级对潜射导弹弹道及姿态的影响的研究,分析了弹体在不同海情下弹体速度、偏转距离及偏转角等运动参数。

但目前针对高压气体膨胀推动弹体出筒的冷发射的研究相对较少。本文采用基于压力基下的可压缩流动数值模拟方法,耦合 VOF 模型模拟气液两相流,通过重叠网格方法实现弹体从筒内发射到出筒这一运动过程的数值模拟,对不同筒底压力和不同来流速度初始条件下潜射导弹出筒过程中导弹周围流体的变化及弹体的运动特性进行研究。

1 数学模型

1.1 控制方程

本文数值模拟采用的三维非定常可压缩雷诺平均 N-S 控制方程如下:

①连续性方程

$$\frac{\partial(\alpha_q \rho_q)}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{u}_q) = 0 \quad (1)$$

式中: t 为时间, α_q 、 ρ_q 、 $\mathbf{u}_q$ 分别为多相流中第 q 相的相体积分数、密度和速度矢量。该连续性方程又称为质量守恒方程。

②动量方程

$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu (\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T)] + \mathbf{G} \quad (2)$$

式中: ρ 为流体体积分数平均密度, μ 为体积平均黏性, $\mathbf{G}$ 为重力。

$$\rho = \sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q \quad (3)$$

$$\mu = \sum_{q=1}^n \alpha_q \mu_q \quad (4)$$

③能量方程

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u}(\rho E + p)] = \nabla \cdot [k_{\text{eff}} \nabla T + (\bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{u})] \quad (5)$$

式中: k_{eff} 为有效热导率, E 为质量平均能量, $\bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{eff}}$ 为有效黏性应力张量。

$$E = \frac{\sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q E_q}{\sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q} \quad (6)$$

$$E_q=h_q-\frac{p}{\rho_q}+\frac{u_q^2}{2}$$

(7)

式中: h_q 为第 q 相的焓。

1.2 计算模型与边界条件

计算域如图 1 所示,包括底部的圆柱体发射筒和上方的正六面体水域。发射筒筒径等于弹径 D ,为 300 mm,发射筒长 2 400 mm;水域边长为 7 200 mm;弹体长 1 800 mm,质心位置位于距弹头 850 mm 的轴线上。全局坐标系为笛卡尔直角坐标系,原点位于水域底面的中心(即发射筒口中心), x 轴方向与来流方向一致, z 轴方向与弹体轴向一致, y 轴方向根据右手定则确定。

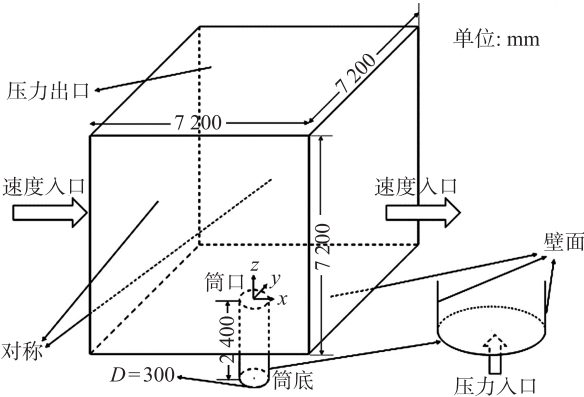


图 1 计算域及边界条件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of computational domain and boundary conditions

水域左侧和右侧设为速度入口边界条件,速度分别设为 1 m/s、3 m/s、5 m/s;筒底设为压力入口,筒底压力分别设为 580 kPa、725 kPa、900 kPa,对应的导弹出筒速度分别是 15 m/s、20 m/s、25 m/s,总温设为 300 K,当弹体完全出筒后改为壁面边界;水域顶面设置为压力出口边界,出口压强为相应水深下的压强 223.668 kPa;水域底面设置为壁面边界;水域前面和后面均设置为对称边界条件;筒壁设置为壁面边界条件。文中初始时刻筒口的发射水深为 30 m。网格划分时,背景网格和部件网格均采用笛卡尔网格。

1.3 验证算例

通过计算并与文献[17]中的楔形体入水过程比较,来验证网格的无关性与本文计算方法的有效性。该算例与导弹出筒过程相近,均涉及物体的运动以及气水界面的捕捉问题。

在不同网格数量下计算得到楔形体加速度峰值与文献中的数据对比结果如表 1 所示。可以看出,110 万网格和 220 万网格计算得到的楔形体加速度峰值与实验结果较为接近,而 53 万网格得到的值则误差较大。根据与实验结果的对比,楔形体加速度峰值随着网格数量增多是收敛的,因此网格无关性验证成功。

表 1 网格无关性验证结果

	加速度峰值 /(m·s ⁻²)	与文献中实验 结果的误差/%	与文献中仿真 结果的误差/%
文献[17]实验结果	13.13	—	—
文献[17]仿真结果	14.57	10.21	—
网格数量 53 万	17.6	33.13	20.80
网格数量 110 万	13.33	1.52	8.51
网格数量 220 万	12.97	1.22	10.98

图 3 为网格数为 110 万时楔形体加速度的仿真结果与文献数据的对比图。

文献[17]的实验过程中,楔形体在释放前是用铰链固定在高处,摩擦较大,因此 $t=0$ ms 前加速度小于仿真值。针对验证算例的模拟结果显示:当 $t=-131$ ms 时楔形体在距水面 79 mm 的空中被释放, $t=0$ ms 时楔形体触水, $t=27$ ms 加速度达到峰值 13.33 m/s²。

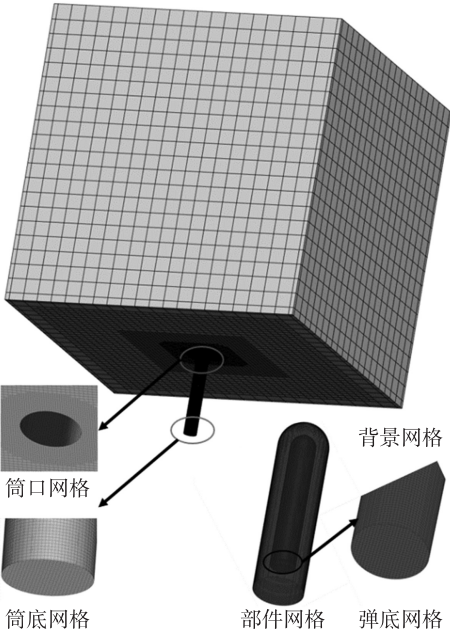


图 2 网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid

通过对比加速度曲线可以看出,本文的仿真结果与文献中的实验结果和仿真结果均吻合得较好。以上研究验证了本文所采用的数值模拟方法网格处理两相流界面捕捉以及物体运动问题的准确性。

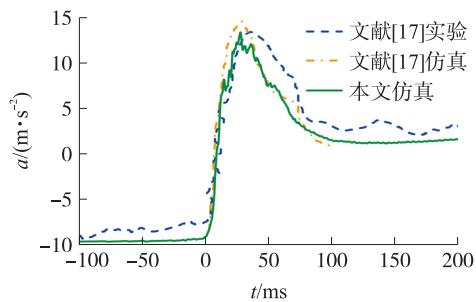


图3 仿真结果对比

Fig. 3 Comparison of simulation results

2 计算结果与分析

2.1 流场分析

图4~图6分别为来流速度 $V_{\infty}=3\text{ m/s}$ 、筒底压力 $p=725\text{ kPa}$ 工况下不同时刻流体体积分数分布图、压力分布图和 z 向速度 u_3 分布图。文中出筒速度指弹底与筒口平齐时弹体的速度。

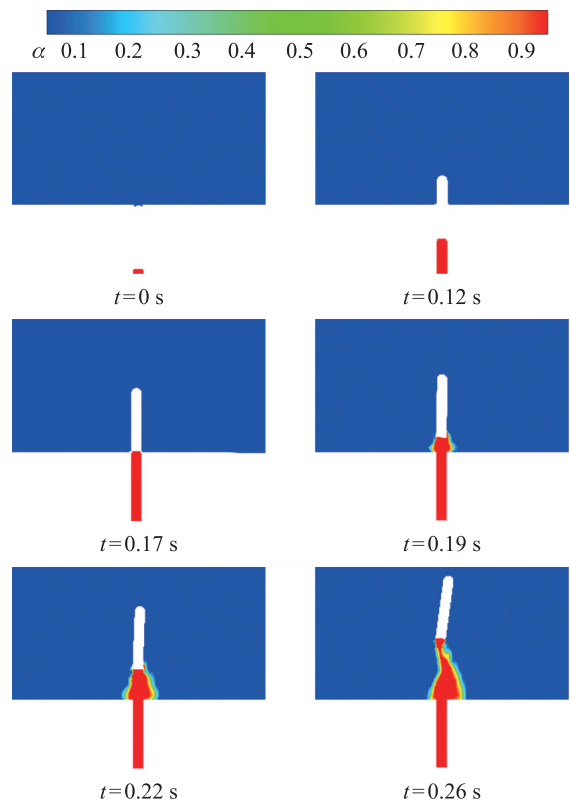


图4 流体体积分数分布

Fig. 4 Distribution of volume fraction

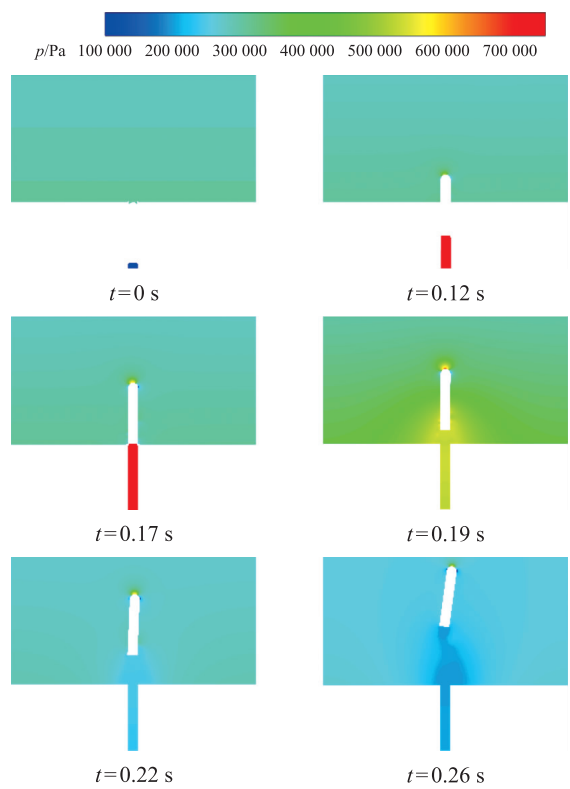


图5 流场压力分布

Fig. 5 Pressure distribution of flow field

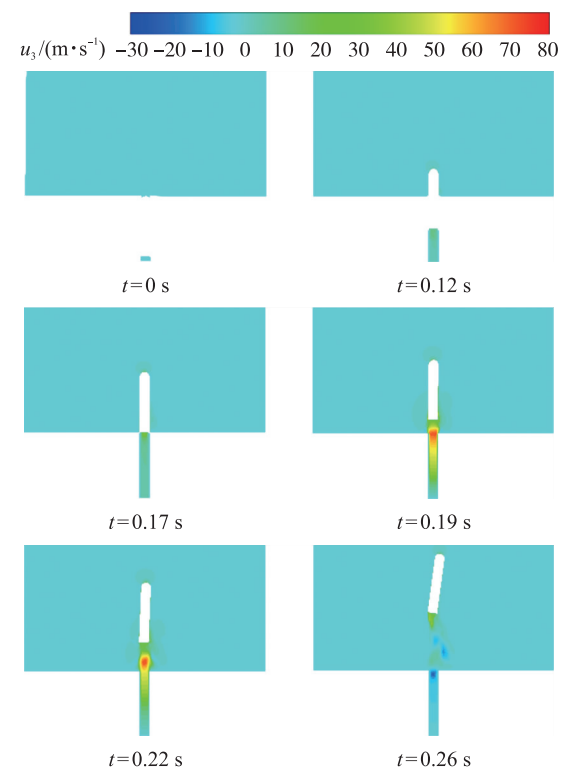


图6 z向速度分布

Fig. 6 Velocity along the z-direction

由图可知, $t=0$ s 为导弹在筒内的初始时刻; $t=0.12$ s 时, 弹体出筒一半弹长, 可以看到弹体受到横流的冲击, 迎流侧的压力偏大, 头部相较于弹身受到了更大的压力, 并在背流侧产生了两个分别位于头部和弹身中部的低压区; $t=0.17$ s 时弹底与筒口平齐, 即完全出筒, 此时将筒底边界条件由压力入口改为壁面。 $t=0.19$ s 时, 出筒后的筒内气团迅速膨胀, 溢出到筒口两侧。此时导弹仍具有较高的速度, 因此左右两侧气体分布基本对称, 但受头部不对称压力的作用, 弹体开始受到偏转力矩而绕 y 轴方向旋转。 $t=0.22$ s 时, 气体压力随着体积膨胀而不断减小, 在来流及不断减小的弹体轴向速度的影响下, 两侧气体分布出现明显差异。由于迎流侧受到来流的冲击, 弹底气体的沾湿面积相比较背流侧更小, 因此受到的阻力更大, 弹体所受侧向力增大, 且气团开始有收缩的现象。 $t=0.26$ s 时气团收缩明显, 已经有断开的趋势, 此时弹身已经没有气体附着, 仅存在于弹尾部。

2.2 筒底压力对弹道的影响

对 580 kPa, 725 kPa 和 900 kPa 3 种不同筒底压力下的潜射导弹出筒过程进行仿真计算, 图 7~图 9 给出了来流速度为 3 m/s 的工况下不同筒底压力的弹体 z 向位移时间曲线、 z 向速度时间曲线和 z 向加速度时间曲线。筒底压力为 580 kPa, 725 kPa 和 900 kPa 对应的导弹出筒时间分别为 0.24 s, 0.18 s 和 0.14 s, 对应的导弹出筒速度分别为 15 m/s, 20 m/s 和 25 m/s; 导弹出筒后速度仍然增大一段时间, 之后开始逐渐减小; 导弹加速度在出筒后由于筒内气体的体积膨胀发生跃升, 之后逐渐减小。不同的筒底压力条件下导弹速度的峰值分别为 17.02 m/s, 22.88 m/s 和 28.37 m/s, 加速度峰值分别为 149.45 m/s^2 , 216.64 m/s^2 和 305.98 m/s^2 。而根据图 10 和图 11 可以看出导弹出筒速度的增加会导致弹体受到更大的侧向力, 弹体因此获得更大的径向速度, 并且弹体绕 y 轴的旋转角速度会更大, 稳定性相应的会变差。

2.3 来流速度对弹道的影响

对 1 m/s, 3 m/s 和 5 m/s 3 种不同来流速度下的潜射导弹出筒过程进行仿真计算, 图 12 和图 13 分别给出筒底压力为 725 kPa、不同来流速度时的弹体质心的 x 向位移时间曲线和 x 向速度时间曲线。

可以看出, 来流不仅造成了弹体的旋转, 还会导致弹体产生横向位移, 使弹体拥有与来流方向一致的速度。来流速度越大, 径向位移和径向速度也更大。

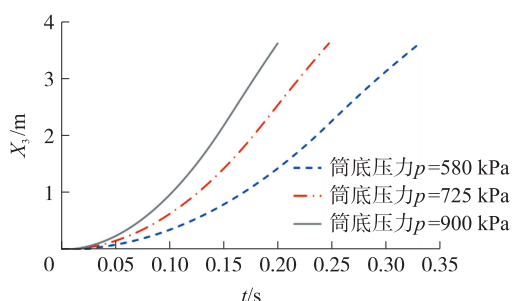


图 7 筒底压力对弹体 z 向位移的影响 ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

Fig. 7 Effect of bottom pressure on displacement of the projectile along z -direction ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

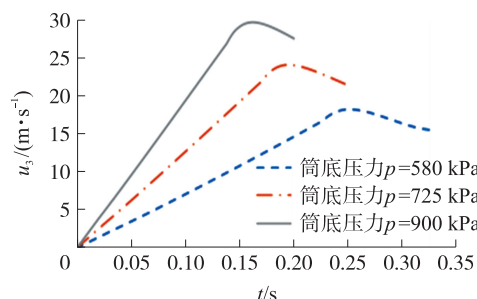


图 8 筒底压力对弹体 z 向速度的影响 ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

Fig. 8 Effect of bottom pressure on velocity of the projectile along z -direction ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

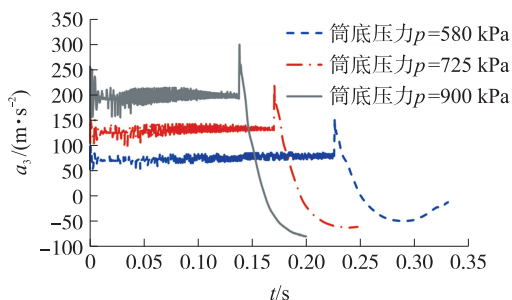


图 9 筒底压力对弹体 z 向加速度的影响 ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

Fig. 9 Effect of bottom pressure on acceleration of the projectile along z -direction ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

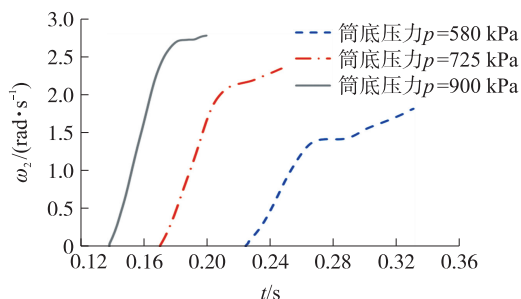


图 10 筒底压力对弹体绕 y 轴旋转角速度的影响

($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

Fig. 10 Effect of bottom pressure on rotation angular velocity of the projectile around the y -axis ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

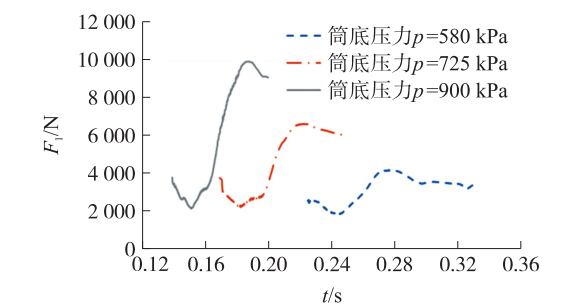


图 11 筒底压力对弹体 x 向受力的影响 ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

Fig. 11 Effect of bottom pressure on force of the projectile along x -direction ($V_\infty = 3 \text{ m/s}$)

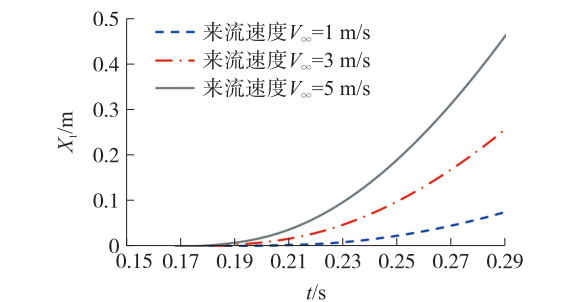


图 12 来流速度对弹体 x 向位移的影响 ($p = 725 \text{ kPa}$)

Fig. 12 Effect of inflow velocity on displacement of the projectile along x -direction ($p = 725 \text{ kPa}$)

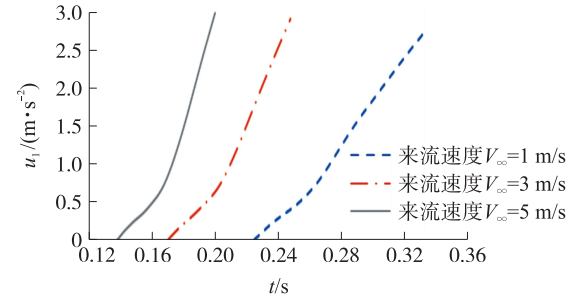


图 13 来流速度对弹体 x 向速度的影响 ($p = 725 \text{ kPa}$)

Fig. 13 Effect of inflow velocity on velocity of the projectile along x -direction ($p = 725 \text{ kPa}$)

3 结论

针对导弹出筒过程,本文对影响导弹出筒过程中流场和弹道的筒底压力和来流速度进行了系统研究,得到如下结论:

①弹底附着的气体在弹体出筒的过程中存在先膨胀,后收缩并且最终拉断的现象,并且在来流的作用下导致迎流侧气体少于背流侧气体。

②筒底压力的不同对弹道有较大影响,筒底压力越大出筒速度越大,出筒速度越大弹体表面气体分离的越快,出筒后的弹道越不稳定,受到来流的影

响也会更大。

③来流速度的不同对弹道影响明显,来流速度越大弹道偏移越大,弹体拥有更大的横向速度。

参考文献

[1] 李强. 水下航行体连续垂直发射出筒过程多相流动特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2018.
LI Qiang. Research on multiphase flow characteristics of continuous vertical launch of underwater vehicles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2018. (in Chinese)

[2] 李杰,鲁传敬,陈鑫,等. 附着空泡对潜射导弹弹道影响分析[J]. 弹道学报,2014,26(3):54-58.
LI Jie,LU Chuanjing,CHEN Xin,et al. Analysis on influence of attached cavity on the trajectory of submarine launched missile[J]. Journal of Ballistics,2014,26(3):54-58. (in Chinese)

[3] WEILAND C J,VLACHOS P,YAGLA J. A novel launcher for submarine self-defense[C]//4th Biennial National Forum on Weapon System Effectiveness. Austin,TX:AIAA,2005.

[4] WEILAND C J,VLACHOS P,YAGLA J. Concept analysis and laboratory observations on a water piercing missile launcher[J]. Ocean Engineering,2010,37(11-12):959-965.

[5] 任晓庆. 潜射航行体垂直发射过程三维数值模拟[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
REN Xiaoqing. Three dimensional numerical simulation on vertical launch of underwater vehicle [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2015. (in Chinese)

[6] 武雨嫣. 潜射航行体齐射出筒过程流场特性分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
WU Yuyan. Analysis of flow field characteristics of submarine launched vehicle during launching out of cylinder [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2020. (in Chinese)

[7] 杨继锋,李智生,马亮,等. 潜射航行体出筒过程运动特性研究[J]. 计算机仿真,2020,37(9):16-19.
YANG Jifeng,LI Zhisheng,MA Liang,et al. Analysis, modeling and simulation of motion attitude of submarine-launched missile outlet of launch tube[J]. Computer Simulation,2020,37(9):16-19. (in Chinese)

[8] 李仁凤,胡晓磊,王正鹤,等. 水速对潜射导弹出筒流场和弹道影响[J]. 火力与指挥控制,2019,44(11):98-101.
LI Renfeng,HU Xiaolei,WANG Zhenghe,et al. Effect of flow speed on tube-exit of submarine-launched missile[J]. Fire Control & Command Control,2019,44(11):98-101. (in Chinese)

[9] 曹嘉怡,鲁传敬,陈鑫,等. 导弹水下热发射出筒过程流动特性[J]. 固体火箭技术,2011,34(3):281-284.
CAO Jiayi,LU Chuanjing,CHEN Xin,et al. Flow behavior during uncorking process of an underwater hot-launched missile [J]. Journal of Solid Rocket Technology,2011,34(3):281-284. (in Chinese)

[10] KUNZ R,LINDAU J,GIBELING H,et al. Unsteady, three-dimensional multi-phase CFD analysis of maneuvering high speed

- supercavitating vehicles [C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2003.
- [11] YAGLA J J. Launch dynamics environment of a water piercing missile launcher[C]//24th International Symposium on Ballistics. New Orlands, Louisiana: International Symposium on Ballistics, 2008.
- [12] 杨晓光,陈焕龙,刘华坪,等. 导弹水下运动及出水过程的三维流场仿真[J]. 弹道学报, 2010, 22(1): 107-110.
- YANG Xiaoguang, CHEN Huanlong, LIU Huaping, et al. Simulation about 3D flow field of missile underwater motion and water-exit process[J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(1): 107-110. (in Chinese)
- [13] 杨晓光. 潜射导弹水下发射及出水过程三维数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- YANG Xiaoguang. 3D numerical simulation on the process of the missile underwater launching and exiting from water[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [14] 卢佳兴. 水下连续发射航行体流体动力与运动干扰特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023.
- LU Jiaxing. Research on the hydrodynamic and motion interference characteristics of successively underwater launched vehicles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2023. (in Chinese)
- [15] 祁晓斌,刘喜燕,施瑶. 潜射航行体连续发射筒口气泡及载荷特性研究[J]. 工程力学, 2023, 41: 1-11.
- QI Xiaobin, LIU Xiyan, SHI Yao. Study on outlet bubble and loading characteristics of submarine launched vehicle during successive launch[J]. Engineering Mechanics, 2023, 41: 1-11. (in Chinese)
- [16] 马如相,洪亮,刘新月,等. 不同海况等级对某水下航行体发射影响的仿真分析[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(7): 203-208.
- MA Ruxiang, HONG Liang, LIU Xinyue, et al. Simulation analysis of impact of different sea conditions on launch of a submarine-launched vehicle [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2022, 43(7): 203-208. (in Chinese)
- [17] REN Z, WANG Z, STERN F, et al. Vertical water entry of a flexible wedge into calm water: A fluid-structure interaction experiment[J]. Journal of Ship Research, 2019, 63(1): 41-55.
- ~~~~~
- (上接第 69 页)
- [12] 朱建生,武天宇. 火炮发射载荷下负泊松比蜂窝结构抗冲击性能研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(10): 97-102.
- ZHU Jiansheng, WU Tianyu. Research on anti-shock property of negative Poisson's ratio honeycomb structure during launching[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(10): 97-102. (in Chinese)
- [13] DING C J, LIU N, ZHANG X Y. A mesh generation method for worn gun barrel and its application in projectile-barrel interaction analysis[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2017, 124: 22-32.
- [14] 程申申,陶如意,王浩,等. 弹丸不同结构尼龙弹带挤进过程的阻力特性[J]. 兵工学报, 2021, 42(9): 1847-1857.
- CHENG Shenshen, TAO Ruyi, WANG Hao, et al. Damppling characteristics of projectile in engraving process of nylon sealing band [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(9): 1847-1857. (in Chinese)
- [15] 殷军辉,郑坚,倪新华,等. 弹丸膛内运动过程中弹带塑性变形的宏观与微观机理研究[J]. 兵工学报. 2012, 33(6): 676-681.
- YIN Junhui, ZHENG Jian, NI Xinhua, et al. Research on macroscopic and microscopic mechanism of plastic deformation of bearing band [J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(6): 676-681. (in Chinese)
- [16] 邹利波,于存贵,冯广斌,等. 基于温度修正的弹丸挤进身管过程摩擦模型[J]. 兵工学报, 2021, 42(6): 1148-1157.
- ZOU Libo, YU Cungui, FENG Guangbin, et al. Friction model based on temperature modified during the engraving process[J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(6): 1148-1157. (in Chinese)
- [17] 冯可华,杨莹,章若晨,等. 新型复合结构滑动式弹带设计与仿真研究[J]. 弹道学报, 2022, 34(1): 77-82.
- FENG Kehua, YANG Ying, ZHANG Ruochen, et al. Design and simulation of a new composite sliding rotating band[J]. Journal of Ballistics, 2022, 34(1): 77-82. (in Chinese)
- [18] 王舜. 铜合金弹带材料的摩擦磨损性能及数值模拟研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2021.
- WANG Shun. Research on friction and wear properties and numerical simulation of copper alloy elastic rotating band materials[D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2021. (in Chinese)
- [19] 严龙. 铜-软铁复合弹带热丝 PAW 工艺及组织性能研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2021.
- YAN Long. Study on PAW technology and microstructure properties of hot wire of copper-soft iron composite elastic rotating band[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2021. (in Chinese)