

[引用格式] 杨春, 李开福, 陈炜彬, 等. 一种高精度水下武器发射内弹道计算方法 [J]. 水下无人系统学报, 2024, 32(6): 1117-1122.

一种高精度水下武器发射内弹道计算方法

杨 春¹, 李开福^{1*}, 陈炜彬¹, 李录甜², 李银龙¹

(1. 中国船舶集团有限公司 第七〇五研究所, 云南 昆明, 650101; 2. 昆明欧迈科技有限公司, 云南 昆明, 650106)

摘 要: 针对水下武器气动发射系统, 提出了一种高精度内弹道计算方法。该方法将高精度理论推导和计算流体力学滑移技术相耦合, 对发射过程中的高压气体域运用四阶 Runge-Kutta 法进行求解, 对水域部分采用滑移网格进行单自由度武器发射仿真, 从而实现对内弹道的高精度计算, 可弥补理论计算误差偏大和流体仿真成本高的缺陷。对比试验数据可知, 通过该方法得到的武器出管速度平均误差为 5.6%, 发射气瓶截止压力平均误差为 4.0%, 证明了该方法的准确性。

关键词: 水下武器; 计算流体力学; 内弹道; 气动发射系统

中图分类号: TJ630.32; U674

文献标识码: A

文章编号: 2096-3920(2024)06-1117-06

DOI: 10.11993/j.issn.2096-3920.2023-0123

A High-Precision Calculation Method for Internal Trajectory of Underwater Weapon Launch

YANG Chun¹, LI Kaifu^{1*}, CHEN Weibin¹, LI Lutian², LI Yinlong¹

(1. The 705 Research Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Kunming 650101, China; 2. Kunming Optics-Mechanics-Electricity Technology Corporation Limited, Kunming 650106, China)

Abstract: A high-precision calculation method for internal trajectory was proposed for the pneumatic launch system of underwater weapons. The method combined high-precision theoretical derivation with computational fluid mechanics slip technique and used the fourth-order Runge-Kutta method to solve the high-pressure gas domain during the launch process. The sliding grid was used to simulate the single degree of freedom weapon launch in the water area, so as to realize the high-precision calculation of internal trajectory, which could make up for the defects of large theoretical calculation error and high cost of fluid simulation. Through comparison with the test data, it can be seen that the average error of the discharge velocity of the weapon and the average error of the cutoff pressure of the posterior cavity obtained by this method are 5.6% and 4.0%, which proves the accuracy of this method.

Keywords: underwater weapon; computational fluid mechanics; internal trajectory; pneumatic launch system

0 引言

水下气动式武器发射装置是利用高压空气推动发射活塞快速向前运动, 发射活塞推动发射管内水以及武器迅速离开发射管, 脱离发射平台。

根据发射过程武器是否需要克服海水静压做功, 将气动发射分为平衡式发射和不平衡式发射。其中不平衡式发射的弹道随发射深度变化, 尤其处于大深度发射时, 海水压力增大导致发射需要的能量增大。在传统的发射弹道设计中, 通过建立

收稿日期: 2023-10-12; 修回日期: 2024-06-02; 录用日期: 2024-06-17.

作者简介: 杨 春(1996-), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为发射装置技术.

* 通信作者简介: 李开福(1987-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为发射技术.

OPEN ACCESS

发射初始和武器出管 2 个状态的能量守恒方程, 或者建立发射过程多个节点的能量守恒方程, 从而得到发射气瓶容积、初始压力与发射出管速度及加速度等关系。此方法对于研究武器发射能量转换具有一定价值, 但存在计算误差大和武器发射过程研究不充分等缺点。随着技术的不断发展, 对武器发射的全过程控制愈发严格, 通常要求武器以特定的速度规律进行发射出管, 以实现武器发射的低噪声和安全出管。以建立能量平衡方程的方式对武器发射内弹道进行计算和设计, 在实际应用过程中误差偏大且难以满足实际设计使用要求, 从而产生高昂的现场调试成本。因此, 高精度武器发射内弹道计算方法对于提高发射系统装备质量、节约调试成本和交装时间具有重大价值。

针对水下武器发射研究, Shi 等^[1]用改进延迟脱体涡模拟方法结合重叠网格对发射过程中的压力变化规律进行了仿真分析; 王树宗^[2]、李忠杰^[3]、胡柏顺^[4]等分别从串联系统分析、发射阀调节过程及发射系统原理角度对水下武器发射弹道建立数学模型; Degtiar 等^[5]通过研究水下火箭发射过程, 建立了关于热量-质量传递的数学模型; 高山^[6]、刘元清^[7]等研究了发射过程中航行器的尾涡不稳定性及航行器-发射筒间隙内的流场及压力特性。以上研究为水下武器发射提供了重要的思路和参考, 但仍存在不足。以计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)仿真分析手段为主的研究, 面对大量不同弹道仿真对比任务时, 所需时间成本太高, 难以满足实际快速设计需求。而以理论计算手段为主的研究, 指标计算精度较差, 难以满足全过程发射弹道高精度设计需要。

针对水下武器发射过程, 若运用 CFD 仿真对全发射过程进行计算, 气动部分需要考虑流体的可压缩性, 求解热力学方程, 全过程求解时间成本巨大。理论计算方法在气动部分具有较高的计算精度, 气腔压力与试验结果相符, 但水腔压力、武器出管速度与试验结果差距大。因而, 单一采用 CFD 仿真或者单一采用理论计算都具有不可避免的劣势。采用理论计算对气动部分进行求解, 水动部分单独建立滑移网格进行 CFD 仿真, 并建立气体理论计算和流体仿真计算的耦合关系, 可在保证计算精度的情况下极大程度降低计算的时间成本。

1 气动部分理论计算

气动不平衡式发射装置原理如图 1 所示。

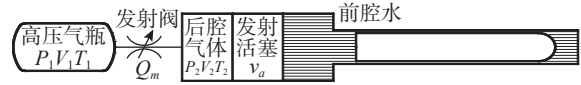


图 1 气动不平衡式发射装置原理图

Fig. 1 Schematic diagram of pneumatic unbalanced launch device

假定气体为理想气体, 气瓶放气过程中绝热, 则高压气瓶(气容)绝热放气的能量方程为

$$-\gamma RT_1 dM = \gamma P_1 dV_1 + V_1 dP_1 \quad (1)$$

式中: γ 为比热比, 对于空气 $\gamma=1.4$; R 为气体特性常数, $R=287.053 \text{ N}\cdot\text{m}/(\text{kg}\cdot\text{K})$; T_1 、 V_1 和 P_1 分别为高压气瓶的温度、体积和压力。对于定容高压气瓶, 方程两边对时间 t 取导, 可得

$$-\gamma RT_1 Q_m = V_1 \frac{dP_1}{dt} \quad (2)$$

式中: Q_m 为气瓶的质量流量; 负号为气容放气; 气容温度变化满足

$$T = T_1 \left(\frac{P}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \quad (3)$$

式中, P 为高压气瓶。实时压力将气瓶放气过程理想为一系列可压缩绝热定常流动, 则有

$$\sigma = \frac{P_2}{P_1} \quad (4)$$

$$\sigma_* = \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} = 0.528 \quad (5)$$

式中: σ 为后腔气压与气瓶压力比值; σ_* 为常量, 表征压差比值与气体流速关系的判据; P_2 为后腔气体气压。

当 $\sigma > \sigma_*$ 时, 高压气瓶出口流速为亚声速, 有

$$Q_m = SP_1 \sqrt{\frac{2\gamma}{RT_1(\lambda-1)}} [\sigma^{2/\gamma} - \sigma^{(\gamma+1)/\gamma}] \quad (6)$$

式中: S 为发射阀通流面积; 在深度确定时, 该变量为时间 t 的函数。当 $\sigma \leq \sigma_*$ 时, 高压气瓶出口流速为声速, 则有

$$Q_m = SP_1 \sqrt{\frac{2\gamma}{RT_1(\lambda-1)}} [\sigma_*^{2/\gamma} - \sigma_*^{(\gamma+1)/\gamma}] \quad (7)$$

对于后腔气体, 假定为绝热气容的充气过程, 能量方程为

$$\gamma RT_1 Q_m = \gamma P_2 \cdot \frac{dV_2}{dt} + V_2 \cdot \frac{dP_2}{dt} \quad (8)$$

式中: V_2 为后腔容积; $\frac{dV_2}{dt} = vS_a$, v 为活塞速度, S_a 为发射活塞横截面积。可得

$$\gamma RT_1 Q_m = \gamma P_2 v S_a + V_2 \cdot \frac{dP_2}{dt} \quad (9)$$

联立方程(2)、(3)、(7)和(9)可得到关于 P_1 、 P_2 的常微分方程组。可由 4 阶 Runge-Kutta 法结合初值进行求解, 其中 v 可结合水动部分 CFD 仿真进行耦合计算得出。

2 水动部分 CFD 仿真

2.1 模型及网格划分

气动不平衡式由于需要考虑海水静压力, 在弹道计算上更具挑战性。以水下气动不平衡式武器发射系统为例, 建立几何模型如图 2 所示, 图中 Wall 为发射活塞网格边界。武器运动方向为 x 轴正向, 发射活塞向前运动, 通过挤压海水推动武器发射。仿真计算中的海水域为圆柱形, 直径为 $5D$ (D 为武器直径); 长度为 $3L$ (L 为武器长度)。

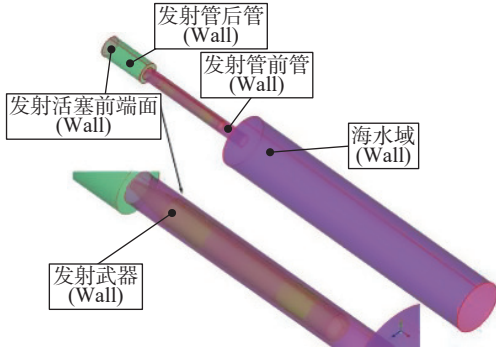


图 2 气动不平衡式发射装置模型

Fig. 2 Model of pneumatic unbalanced launch device

采用专业网格划分软件(integrated computer engineering manufacturing, ICEM)对模型进行网格划分(见图 3), 划分策略采用混合网格, 网格总数量

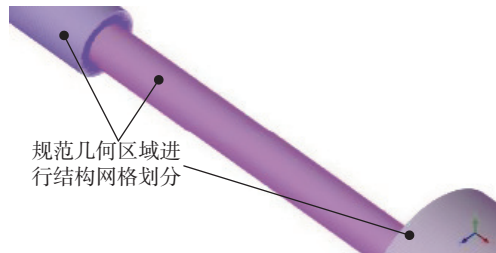


图 3 模型网格划分

Fig. 3 Model grid division

为 680 万。对武器周围部分流场采用非结构网格划分方式, 并进行网格加密, 使网格和几何结构更接近(见图 4)。其余部分采用结构网格划分, 减小网格数量, 降低计算成本。网格划分剖视图如图 5 所示。



图 4 武器非结构网格加密

Fig. 4 Unstructured mesh refinement of weapons

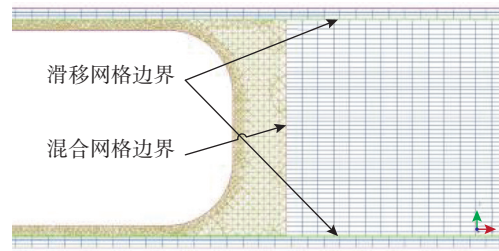


图 5 网格剖视图

Fig. 5 Sectional view of mesh

2.2 边界条件

计算过程中, 编写用户自定义函数(user defined functions, UDF)控制发射活塞运动。发射活塞运动通过发射管后腔气压、发射管前腔水压以及活塞与管壁摩擦力结合牛顿第二定律计算得出。步骤示意图如下。

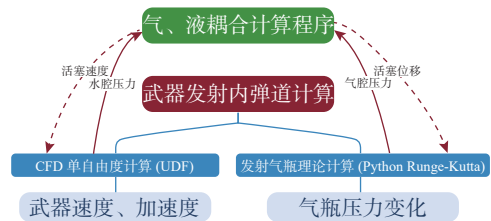


图 6 发射活塞运动计算流程

Fig. 6 Calculation process for the motion of the launch piston

武器通过 UDF 设置为单自由度运动, 由动态铺层法对网格运动进行更新, 通过计算武器在发射过程中受到的合力, 由牛顿第二定律计算武器的加速度和速度。计算中湍流模型使用 $k-\varepsilon$ 模型。

2.3 与理论计算耦合

在 CFD 计算过程中, 发射活塞的运动速度求解需要发射管后腔气压数据, 而理论计算中, 发射管后腔气压的求解需要后腔容积以及活塞运

动速度, 因而在求解过程中, 活塞速度、后腔容积和后腔气压互相耦合。在初值已知的情况下, 可通过编写气、液耦合计算程序, 迭代进行求解(见图 7), 图中, t 代表计算时间步。

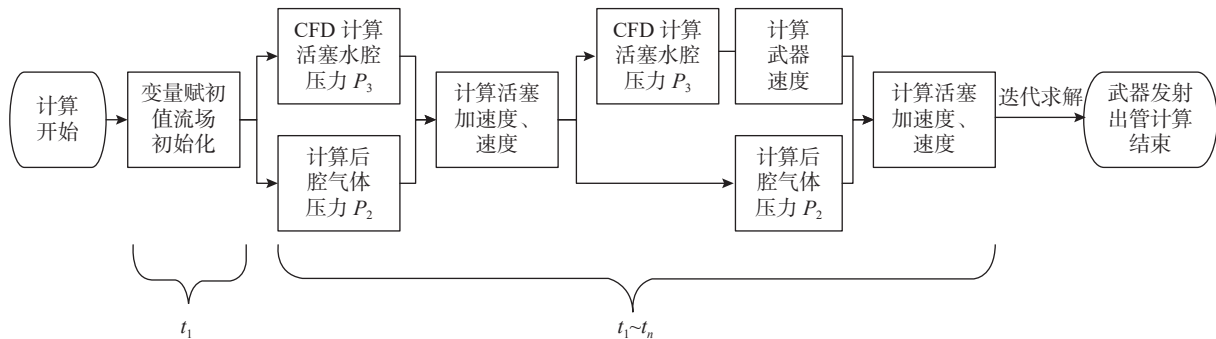


图 7 CFD 计算与理论计算耦合过程

Fig. 7 Coupling process of CFD and theoretical calculation

3 计算结果分析

3.1 气动部分计算结果

参照俄罗斯水下武器发射指标参数, 分别计算 50、75、100、125、150 m 等不同深度下武器发射压力, 其中发射气瓶初始压力为 10 MPa。发射过程中气瓶理想为绝热放气过程, 发射管后腔理想为绝热充气过程。

发射气瓶质量流量由式(6)和式(7)计算, 并与发射阀通流面积 S 相关。在发射过程中, 气瓶出口气体流速等于声速。气瓶压力 P_1 从发射开始, 压力下降, 且降速逐渐变大(见图 8), 这与发射过程中 S 随时间变大的规律相符。结合质量流量 Q_m 变化趋势(见图 9), 气瓶压力变化符合在温度一定时, 流出质量流量越大, 压力下降越快的规律。在不同发射深度下, 由于 S 的变化规律不同, 导致 Q_m 彼此不同。当深度增加时, 发射需要的能量增加, 需要更高的后腔气压(见图 10), 因而 S 的峰值更大。

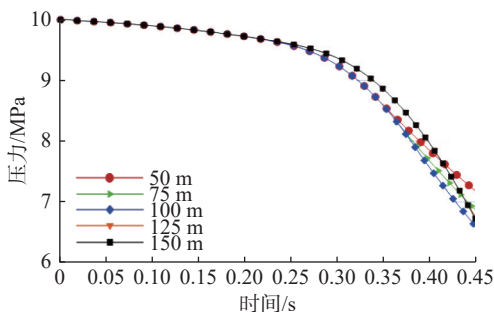


图 8 气瓶压力随时间变化曲线

Fig. 8 Curves of gas cylinder pressure versus time

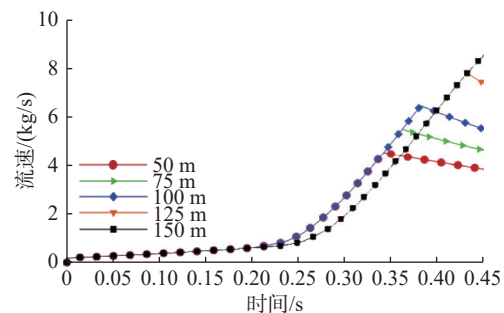


图 9 气瓶质量流量随时间变化曲线

Fig. 9 Curves of gas cylinder mass flow versus time

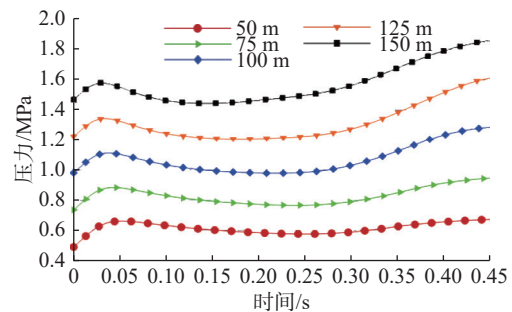


图 10 后腔气压随时间变化曲线

Fig. 10 Curves of rear chamber air pressure versus time

后腔气压 P_2 的计算由式(9)决定。在发射开始的极短时间内, 虽然 Q_m 不大(见图 9), 但此时活塞速度接近 0, 后腔容积为初始容积, 容积最小, P_2 值低, 因而所有深度下 P_2 增加较快。而在后续的发射运动过程中, 后腔气压同时受到气瓶 Q_m 、后腔容积以及活塞运动速度的影响, 后腔压力呈现先减后增的变化规律。不平衡式发射装置需要

克服海水静压力, 深度越深, 需要的能量越大, 后腔压力则越大。

3.2 网格无关性验证

通过改变网格尺度, 对流体计算过程的网格无关性进行验证, 选取发射深度 100 m 时不同数量网格的耦合仿真计算结果, 对比武器发射速度曲线见图 11。划分网格数量分别为 370 万、680 万和 1 040 万, 对流体进行计算。其中 680 万网格和 1 040 万网格计算结果接近, 370 万网格计算结果偏差较大。综合考虑计算的时间成本和准确度, 选取 680 万网格计算结果进行分析。

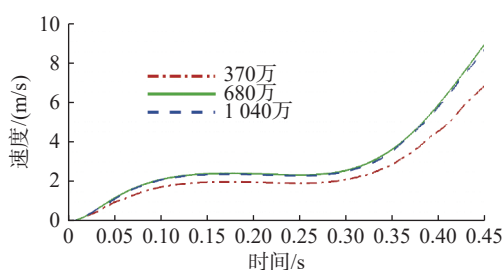


图 11 网格无关性验证

Fig. 11 Verification of grid independence

3.3 水动部分 CFD 结果

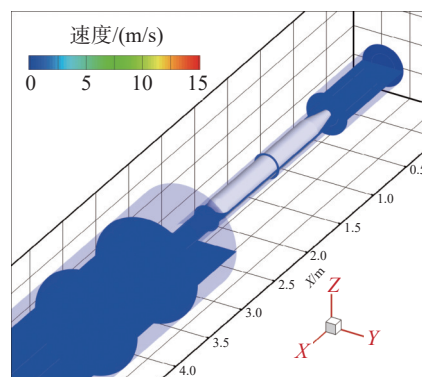
CFD 仿真过程中, 发射活塞向前运动, 推动海水及武器出管。沿发射方向建立一系列切面, 并垂直与 Z 轴方向建立发射装置中剖面, 观察不同时刻武器发射出管的情况以及流场变化(见图 12)。

武器发射出管前, 发射管内海水平均流速与武器速度基本相等, 海水泄漏量较小; 武器圆柱段离开发射管后, 发射管内流体速度明显大于武器速度, 泄漏量偏大。

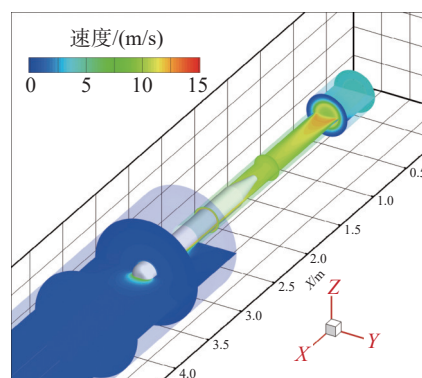
在发射过程中, 武器速度受到气瓶压力和海水压力影响。观察不同深度下发射武器速度曲线(见图 13), 在开始发射的短时间内, 气瓶质量流量偏小, 当深度增加时, 海水压力对武器运动速度的影响变大, 大深度下武器运动速度先减小, 后随质量流量增加而增加。

3.4 试验验证

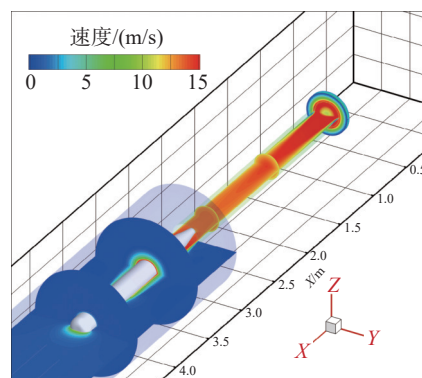
在与仿真分析相同的发射深度、发射阀通流面积 S 变化以及发射气瓶初始压力下, 进行发射试验。采集发射气瓶截止压力、后腔最大气压及特定时刻(0.45 s)武器速度等数据, 与仿真结果进行对比, 结果见表 1。



(a) 时间 0 s, 深度 50 m 流场赋初值



(b) 时间 0.24 s, 深度 50 m 发射过程



(c) 时间 0.39 s, 深度 50 m 发射出管

图 12 发射过程不同时刻速度云图

Fig. 12 Velocity contour of weapon for different moments

对比试验数据, 通过理论-流体耦合计算方法得到的武器出管速度平均误差为 5.6%, 发射气瓶截止压力平均误差为 4.0%。

3.5 误差分析

误差来源主要有以下 2 个方面:

1) 几何模型与实际发射装置误差。实际发射装置中存在武器发射导轨、水密环等, 在仿真计算时为了减小计算量, 此部分被等效简化。其中水

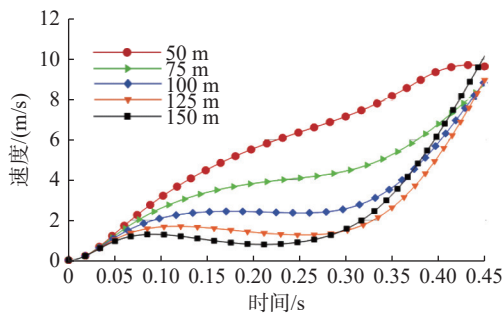


图 13 不同深度下武器速度

Fig. 13 The velocity of weapon in different deeps

表 1 计算结果与试验对比

Table 1 Comparison between calculation results and experiments

发射深度/m	发射指标	理论-流体耦合计算值	试验值	误差/%
50	截止气压/MPa	7.15	6.8	5.1
	武器速度/(m/s)	9.65	10.0	3.5
75	截止气压/MPa	6.83	6.7	1.9
	武器速度/(m/s)	8.78	8.3	5.8
100	截止气压/MPa	6.56	6.2	5.8
	武器速度/(m/s)	8.96	8.5	5.4
125	截止气压/MPa	6.70	6.5	3.1
	武器速度/(m/s)	9.04	8.6	3.5
150	截止气压/MPa	6.66	6.4	4.1
	武器速度/(m/s)	10.23	9.7	5.5

密环的简化会使计算过程中的泄漏量增加, 计算得到的武器发射出管速度降低。武器与发射导轨的摩擦力在计算中设置为常值, 实际武器在发射试验中受水压波动, 摩擦力可能变大, 该部分的简化会使计算得到的武器出管速度增加。综合分析得出, 几何模型与实际发射装置误差对于最终武器出管速度影响有限。

2) 发射气瓶在发射过程中的做功不同。在实际发射过程中, 发射气瓶在开始发射时, 需要先对武器进行解锁, 且解锁气路中有排气小孔, 会消耗部分压缩空气。因而试验测得的发射气瓶截止压力比计算值偏小。

4 结束语

针对水下气动不平衡式武器发射系统, 结合理

论计算和 CFD 仿真的各自优势, 提出了一种高精度的武器内弹道计算方法。发射过程气动部分采用理论计算, 水动部分采用 CFD 仿真。仿真结果与试验数据吻合较好, 验证了此方法对水下气动不平衡式武器发射弹道计算的准确性。该方法为不同深度及武器类型的低噪声安全发射技术提供了一定的技术支持, 后续可开展更深入的研究。

参考文献:

[1] SHI Y, REN J Y, GAO S, et al. Simulation research on the outlet cavity features in the underwater launching process[J]. *Ocean engineering*, 2023, 267(1): 1-14.

[2] 王树宗, 练永庆, 陈一雕. 气动式水下武器发射装置内弹道数学模型[J]. *弹道学报*, 2003(1): 21-26.

WANG S Z, LIAN Y Q, CHEN Y D. The mathematic model of the underwater compressed-air launcher[J]. *Journal of Ballistics*, 2003(1): 21-26.

[3] 李忠杰, 王树宗, 练永庆, 等. 气动式水下发射装置的可调节发射阀仿真研究[J]. *系统仿真学报*, 2005(12): 3074-3075, 3080.

LI Z J, WANG S Z, LIAN Y Q, et al. Simulation on adjustable discharge valve of underwater compressed-air launcher[J]. *Journal of System Simulation*, 2005(12): 3074-3075, 3080.

[4] 胡柏顺, 穆连运, 赵祚德. 潜艇水压平衡式发射装置内弹道仿真建模[J]. *舰船科学技术*, 2011, 33(7): 90-93.

HU B S, MU L Y, ZHAO Z D. Simulation and model of submarine hydraulic and balanceable launching equipment inside trajectory[J]. *Ship Science and Technology*, 2011, 33(7): 90-93.

[5] DEGTIAR V G, PEGOV V I, MOSHKIN I Y, et al. Mathematical modeling of the processes of heat and mass transfer of hot gas jets with fluid during underwater rocket launches[J]. *High Temperature*, 2019, 57(5): 707-711.

[6] 高山, 施瑶, 潘光, 等. 水下发射航行体尾涡不稳定性分析[J]. *力学学报*, 2022, 54(9): 2435-2445.

GAO S, SHI Y, PAN G, et al. Study on the wake vortex instability of the projectile launched underwater[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(9): 2435-2445.

[7] 刘元清, 张晨星, 陈香言, 等. 水下航行器-发射筒间隙流动仿真[J]. *水下无人系统学报*, 2022, 30(4): 450-456.

LIU Y Q, ZHANG C X, CHEN X Y, et al. Simulation of gap flow of an underwater vehicle-launch tube[J]. *Journal of Unmanned Undersea Systems*, 2022, 30(4): 450-456.

(责任编辑: 闫溶蔓)