

【引用格式】 郭明, 张焰宇, 孙善春. 高温燃气推进水下航行器出筒发射数值模拟研究[J]. 数字海洋与水下攻防, 2024, 7(3): 326-333.

高温燃气推进水下航行器出筒发射数值模拟研究

郭明^{1,2}, 张焰宇³, 孙善春^{1,2}

- (1. 中国船舶集团有限公司第七一〇研究所, 湖北 宜昌 443003;
2. 清江创新中心, 湖北 武汉 430200;
3. 大连海事大学船舶与海洋工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘要 水下航行器出筒过程往往伴随着高温高速的水气多相混合流动, 物理过程复杂多变, 对航行器的发射动力、载荷以及出筒后的运动姿态等有着重要影响。以某水下航行器出筒发射为例, 采用 CFD 方法开展高温燃气推进水下航行器出筒发射数值模拟研究, 通过不同网格密度下的水平方向位移和竖直方向位移比较, 论证了数值模拟的收敛性。进一步利用所建立的数值模型模拟了不同初始发射倾角、不同横向来流作用下高温燃气推进水下航行器出筒过程, 得到了航行器出筒后的偏转角度和速度, 明确了发射过程中的速度场与温度场的典型特征等, 为水下热发射系统的设计提供指导。

关键词 水下发射; 高温燃气射流; 计算流体力学

中图分类号 U674

文献标识码 A

文章编号 2096-5753(2024)03-0326-08

DOI 10.19838/j.issn.2096-5753.2024.03.011

Numerical Simulation Study on Launch of Underwater Vehicle with High Temperature Gas Propulsion

WU Ming^{1,2}, ZHANG Yanyu³, SUN Shanchun^{1,2}

- (1. No.710 R&D Institute, CSSC, Yichang 443003, China;
2. Qingjiang Innovation Center, CSSC, Wuhan 430200, China;
3. School of Naval Architecture and Marine Engineering, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract The process of underwater vehicles exiting the barrel is often accompanied by complex flow of high-temperature and high-speed gas inside the barrel and multiphase mixed flow of water and gas at the barrel mouth, presenting complex flow states and changing patterns, which have important impacts on the launch power, load, and motion attitude of the vehicle after exiting the barrel. This article takes the launch of a certain underwater vehicle as an example and uses CFD method to conduct numerical simulation research on the launch of a high-temperature gas propulsion underwater vehicle. By comparing the horizontal and vertical displacement under different grid densities, the convergence of the numerical simulation in this article is demonstrated. Using a validated numerical model, the process of high-temperature gas propulsion for underwater vehicles exiting the barrel is simulated under different initial launch angles and lateral inflow effects. The deflection angle and velocity of the vehicle after exiting the barrel are obtained, and the typical characteristics of the velocity and temperature fields during the launch process are clarified, providing theoretical guidance for design of underwater thermal launch system.

收稿日期: 2024-02-02

作者简介: 郭明 (1985-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事水下无人系统仿真研究。

基金项目: 科工局基础科研项目“虚实结合的***多学科敏捷设计技术”(JCKY2021206B005)。

Key words underwater launch; high temperature gas jet; computational fluid dynamics

0 引言

水下发射是指由潜艇、驻留平台等水下运载体将内部预先装载的航行器发射出筒的一种发射方式。20世纪80年代,LOTH^[1]等人作了水下无凝气体射流的二位和轴对称射流实验,研究注重于流场的观测和反映掺混的空隙率分布测量。实验表明,发展后的水下气体射流,在喷管出口附近的一些流动特征与纯气相的气体射流相似。HASSAN^[2]通过实验研究了不同设计水深下发动机水下点燃燃气泡的发展情况,并给出了各种实验测量曲线。SIEGFIED^[3]采用单流体模型模拟了水下燃气泡的发展。我国对该问题的研究较少,于鹏垚等^[4]对楔形体入水冲击的壁面效应进行了研究。刘乐华等^[5-7]研究了不同深度下导弹水下点燃燃气射流流场。邓佳等^[8-9]研究了同心筒水下发射筒口的气泡变化过程进行了仿真。仲峰泉等人^[10-13]针对水下发射过程的复杂流动特性进行了研究。徐小强等^[14]模拟了水下燃气射流形成的物理过程,获取了不同喷管结构及边界下的燃气泡射流的变化过程。郝宗睿^[15]等采用CFD法模拟了燃气在水下喷射过程的流场组成。

综上所述,多数水下航行器发射问题是研究航行器尾部喷管燃气射流的流场及燃气泡形成过程,而对于高温燃气推进下水下航行器出筒后的运动姿态研究较少。本文以某水下航行器出筒发射为例,采用计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法开展高温燃气推进下水下航行器出筒发射数值模拟研究,为水下热发射系统的设计提供指导。

1 控制方程和数值参数

1.1 控制方程和数值设置

采用STAR-CCM+软件中分析高温燃气推进下水下航行器出筒发射。假定流体是不可压缩的,流体的连续方程和N-S方程可以表达为

$$\nabla \cdot u = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + (u \cdot \nabla)u = -\frac{1}{\rho} \nabla^2 u + F \quad (2)$$

式中: ρ 是流体的密度; u 是流体的速度向量; p 是流场的压力; ν 是动力粘性系数; F 是作用于流

体的体积力。

1.2 计算模型和边界条件

本文选取的是环肋筒1/2模型,模型相应的计算域由航行器、发射筒、外部水域组成。航行器发动机的喉部半径为23.8 mm;出口半径为31 mm;航行器质量500 kg;质心位于距弹底2.03 m处,总长度4.4 m;弹尾收缩段底部半径90 mm,并由4个尾翼平板与其连接;翼板厚20 mm,高度640 mm,斜边高605 mm,宽130 mm。水下航行器模型如图1所示。发射筒的筒长为6 m,筒外半径为0.27 m,筒壁厚7 mm,环肋为圆环镶嵌在筒内壁上,环肋厚度10 mm宽度18 mm,每个环肋间相距80 mm,共有58个环肋。



图1 水下航行器几何模型

Fig. 1 Geometric model of underwater vehicles

外流域长36 m,宽36 m,高54 m,图2展示了竖直发射流场示意图。

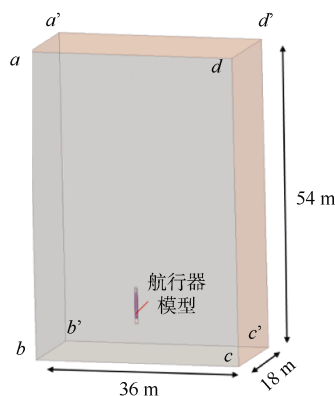


图2 竖直发射流场示意图

Fig. 2 Schematic diagram of vertical emission flow field

选取燃烧室的末端作为燃气的质量流率入口边界,航行器底部、内外筒筒壁均作为壁面,运动采用重叠网格技术更新网格,沿着轴线方向运动,在筒内运动时,限制单自由度运动,航行器运动到筒外是释放自由度,航行器自由运动,如图3为边

界条件示意图。

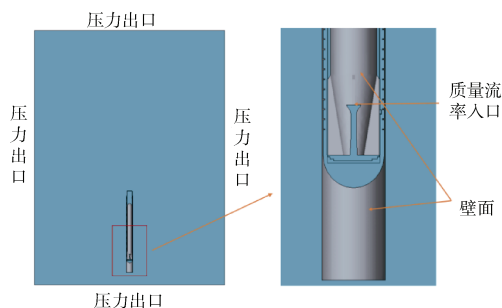


图 3 边界条件

Fig. 3 Boundary conditions

当航行器发动机开始工作的时候, 整个流场的计算开始。由于是 1/2 模型, 发动机以 6.85 kg/s 质量流率喷射高温高压可压缩理想气体, 气体温度 3109 K 。发射筒内初始时刻充满空气, 初始温度为 300 K 。发射水深 250 m , 压强随水深变化而变化, 筒内部 260 m 水深压强, 处于均压状态。水域温度 300 K 。

网格采用切割体网格进行划分, 对弹道进行局部加密。网格总数 650 万。网格划分如图 4 所示。

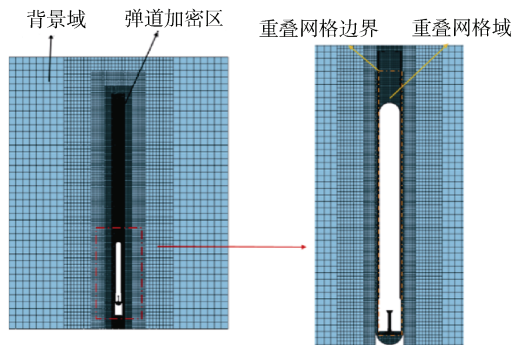


图 4 0° 倾角工况网格划分示意图

Fig. 4 Schematic diagram of grid division for 0 degree inclination working condition

2 收敛性分析与数值模型验证

2.1 网格收敛性分析

水下发射内弹道数值模拟按要求采用气液两相流 VOF 模型^[16]和湍流 $k-\varepsilon$ 模型进行三维流场的 CFD 模拟, 发动机喷出高温可压缩理想气体以质量流率为边界条件。弹体运动采用六自由度模型与流场进行双向耦合。

网格尺寸大小的选取, 对计算精度有一定的影响, 在确定网格生成器的前提下, 对网格大小的选取进行试验验证非常有必要。利用 CFD 仿真软件 STAR-

CCM+ 的网格划分功能对武器运动的计算域进行三维网格划分^[17], 对弹道区域的网格进行了加密处理。

不同工况下流场变化规律相似, 这里以 10° 倾角发射为例在相同的条件下, 分别使用 520 万、650 万、810 万网格数目进行计算, 得到如下结果, 如图 5、图 6 可以看到 3 套网格数目下的计算结果相近, 在以后计算中选用 650 万网格数目。

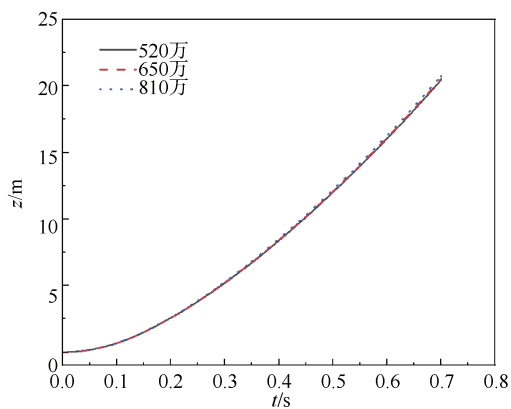


图 5 不同网格数下的垂直方向位移曲线

Fig. 5 Vertical displacement curves under different grid numbers

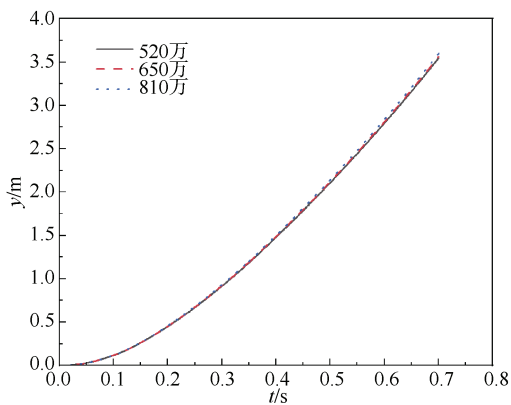


图 6 不同网格数下的水平方向位移曲线

Fig. 6 Horizontal displacement curves under different grid numbers

2.2 数值模型验证

本文基于 LIU^[18], 通过 CFD 数值仿真方法, 验证本文所采用的数值方法的可信度, 复现了水下航行器筒内运动、出筒及水中运动实验, 为后续水下航行器在高温燃气推进条件下发射出筒奠定了基础。

水下航行器的计算域和边界条件如图 7 所示, 航行器直径 $L=0.325 \text{ m}$, 纵横比为 10。其质量为 150 kg , 相应的惯性矩为 ($I_x=126 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$; $I_y=$

$1.44 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$, $I_z=126 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$)。根据航行器的运动过程和横向流动的影响,采用长方体计算域,计算域在垂直方向上的高度为 $6L$ 。此外,计算域的长度选择为 $5L$,宽度选择为 $4L$ 。采用 VOF 模型捕捉自由液面,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型。计算域左侧的速度入口边界和边界上的压力参数,计算域的顶部、前部和右侧是压力出口的边界条件,发射筒的底部是质量流入口边界,管内的压力随时间变化。当航行器离开发射筒时,发射管的底部变为无滑动壁边界。网格数 280 万。

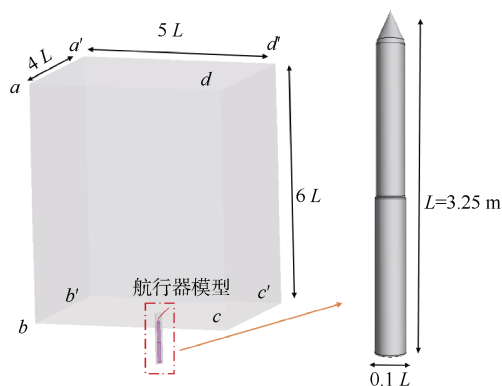


图7 几何模型及计算域大小

Fig. 7 Geometric model and computational domain size

图8给出了从模拟模型计算和实验测量中获得的航行器在到达最大位置之前的运动曲线的比较。为了便于与类似模型进行比较,时间 t 和位移 s 是无量纲的。从图中可以看出,计算得到的航行器位移与 LIU^[9] 的实验吻合良好,表明耦合模型能够有效地处理发射筒内发射动力提供的压力变化以及水环境的运动阻尼。

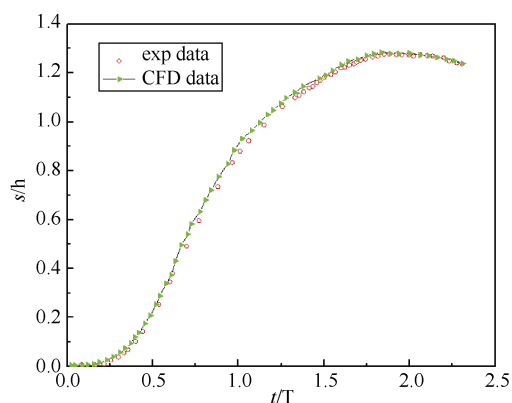


图8 航行器发射位移验证

Fig. 8 Verification of launch displacement of a spacecraft

3 结果与讨论

3.1 不同工况下的流场变化规律

1) 发射过程中气泡形态。

不同工况下的流场变化规律是相似的,这里以 10° 倾角工况为例进行分析。图9为 10° 倾角航行器从筒内运动至筒外的气泡发展过程。在发动机点火前,筒内处于均压状态;在发射初期,随着筒内压强增加,燃气开始逐渐从筒内排出,形成“蘑菇”伞状形式的气泡包裹在弹体头部;随着排出燃气的增加,发射筒口的伞状气泡逐渐沿轴向和径向扩展。从图9(b)中可以看出,由于燃气流在筒口具有较大的轴向动量,其轴向上的膨胀程度要大于径向的膨胀程度。

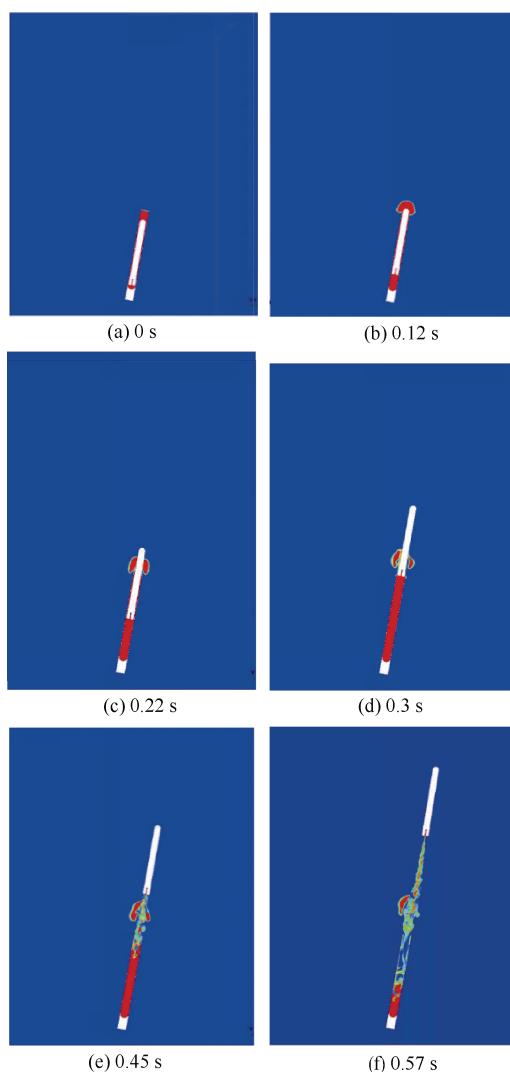


图9 不同时刻气体体积分数云图

Fig. 9 Cloud maps of gas volume fraction at different time points

在 $t=0.22\text{ s}$ 时刻, 伞状筒口燃气泡边缘在环境作用下逐渐向弹体表面靠近, 并逐渐发展出形如“纺锤”的另一种形态。

随着航行器不断上升, 筒内气体不断向筒外扩散, 航行器尾部不断喷出高温高压可压缩燃气, 将筒外部水推入筒内。

2) 流场内压强场与速度场。

图 10 (b) 与图 11 (b) 给出了助推发动机工作 0.12 s 时的射流冲击状态, 可以看出经发动机喷管流出的燃气射流冲击至发射筒底部时, 形成明显的滞止区, 该区域内燃气流动速度很低, 压强远高于发射筒内的其它区域。

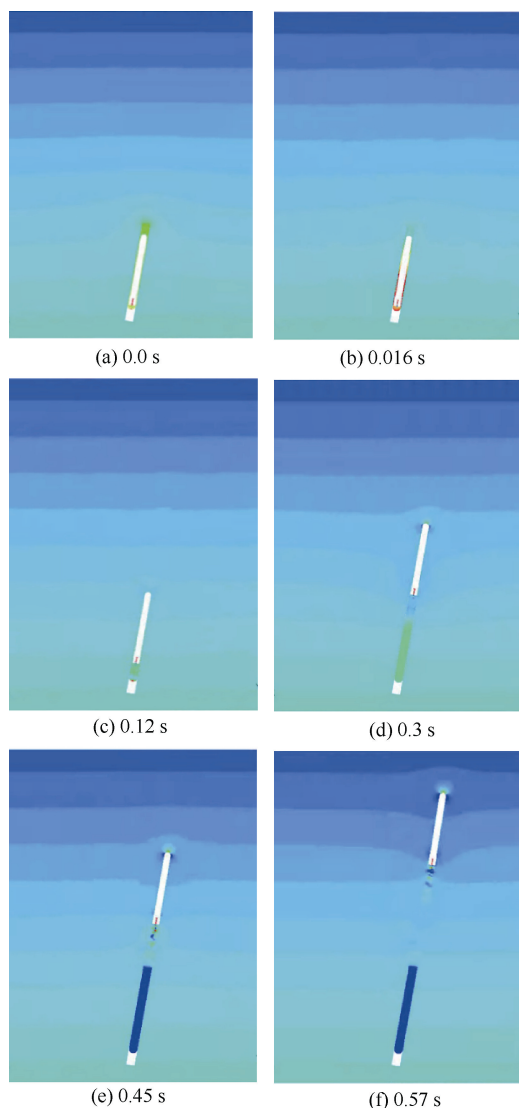


图 10 不同时刻压力场分布云图

Fig. 10 Cloud maps of pressure field distribution at different time points

随着弹体运动, 射流冲击的高度持续增加, 射流冲击逐渐由上述近场冲击状态转换为远场冲击状态, 如图 10 (c) 与图 11 (c) 所示。在远场冲击状态下, 射流冲击至发射筒底部时的速度已显著降低, 尽管还具有滞止区和贴壁射流, 但冲击压强已显著降低, 贴壁射流与筒底燃气流速的差异已不明显。

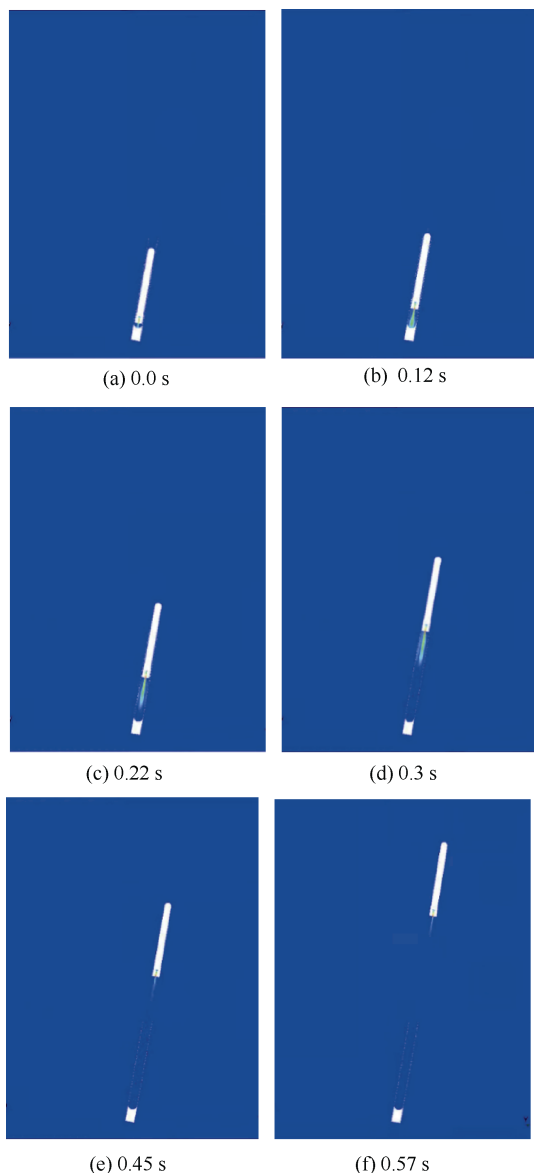


图 11 不同时刻速度场分布云图

Fig. 11 Cloud maps of velocity field distribution at different time points

弹体出筒后, 环肋筒内压强明显小于外界压强, 发动机持续喷出燃气, 产生激波, 在速度场中, 只有弹体尾部持续喷出燃气产生速度变化。

3) 流场内温度分布。

在水下发射时,高温燃气对发射筒产生显著的热学载荷,图12给出了 $t=0.12\text{ s}$ 和 0.22 s 时的流场温度分布,可以看出气流总温不变,在发射筒底部,燃气温度较高。弹体发射出筒后,燃气与水发生大面积的能量交换,筒内温度急剧下降。

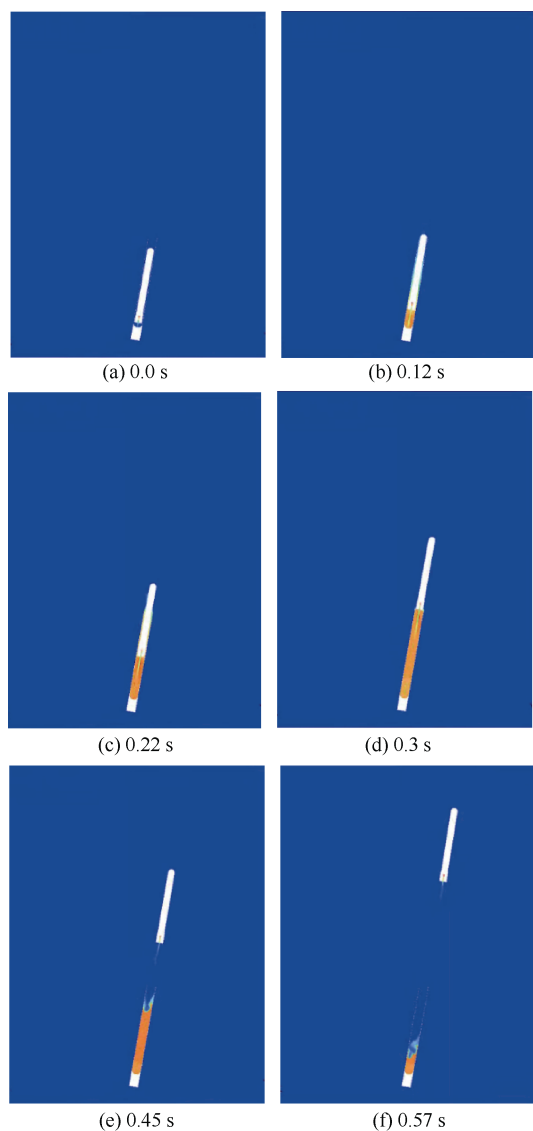


图12 不同时刻温度场分布云图

Fig. 12 Cloud maps of temperature field distribution at different time points

3.2 不同工况下的航行器运动姿态和速度

$t=0\text{ s}$ 至 $t=0.3\text{ s}$ 时弹体在筒内运动时,以单自由度沿筒轴向方向运动。当 $t=0.3\text{ s}$ 时,弹体完全离开环肋筒,撤去对航行器姿态的控制,使其自由运动,观察其姿态变化曲线。伴随着航行器出筒,

速度不断增加,但加速度不断减小。图13与图14为航行器在大地坐标系下分别在不同横向来流作用下的竖直方向和水平方向的速度分量。可以看到,水下航行器竖直方向运动速度受横向来流影响不大,运行 0.7 s 后,速度均达到 42 m/s 左右。而水平方向运动速度受横向来流影响,发生明显变化,随着横向来流流速增加,水平方向速度增大。

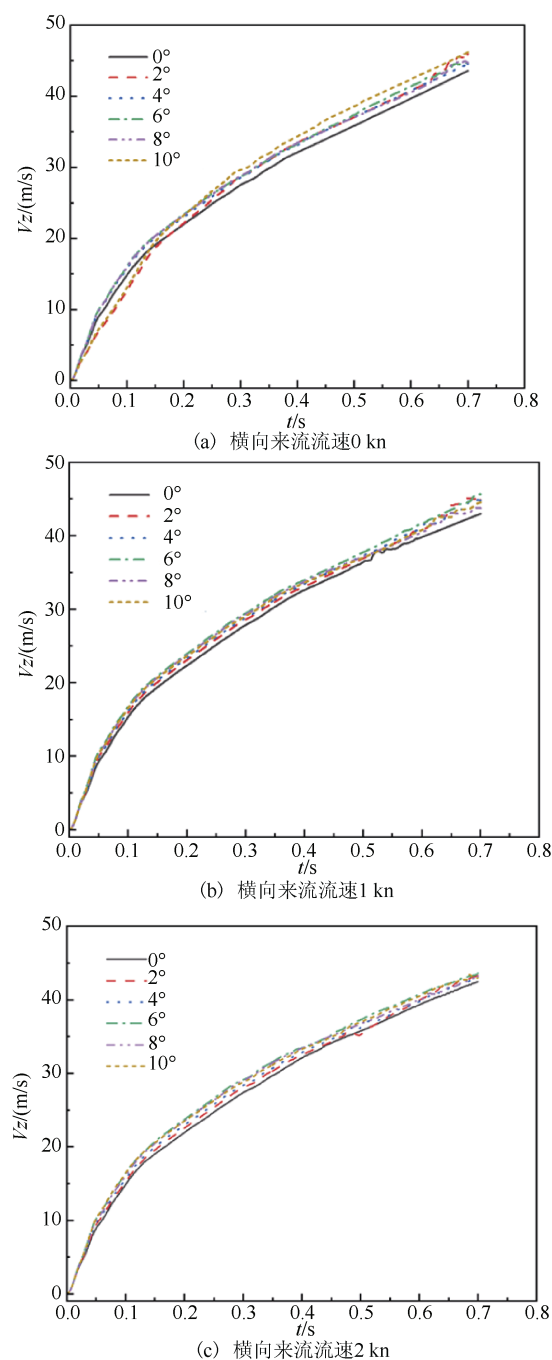
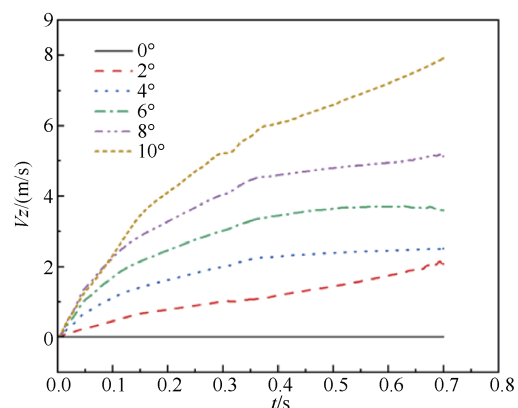
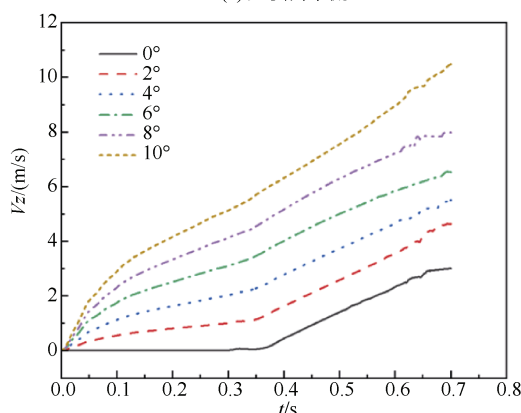


图13 竖直方向速度变化曲线

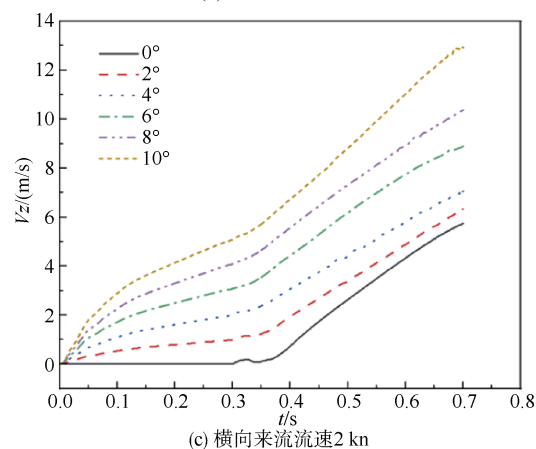
Fig. 13 Vertical velocity variation curves



(a) 无横向来流



(b) 横向来流流速1 kn

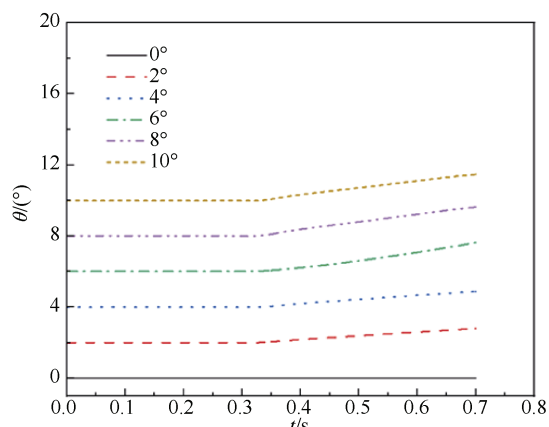


(c) 横向来流流速2 kn

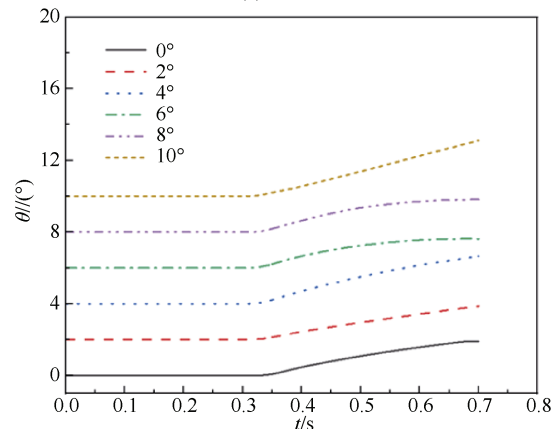
图 14 水平方向速度变化曲线

Fig. 14 Horizontal velocity variation curves

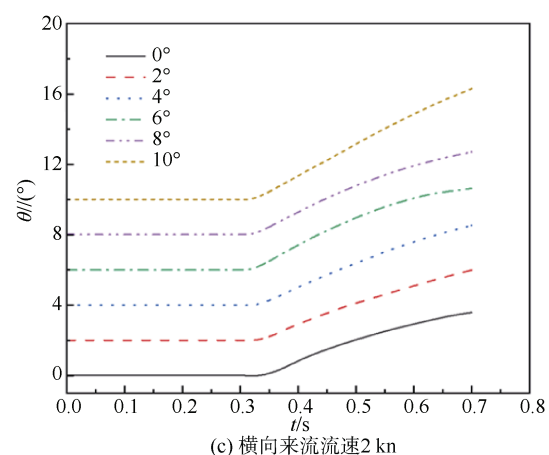
图 15 为航行器与竖直方向夹角。 $t=0$ s 至 $t=0.3$ s 时航行器筒内运动, 保持原有倾斜角度不变。在 $t=0.3$ s 之后航行器发射出筒, 航行器倾角逐渐增大。在横向来流流速 $U=0$ 时, 航行器出筒后有由于发射平台有初始倾角, 航行器会沿着初始倾角方向继续发生偏斜。可以看到, 在有横向来流影响下, 航行器受到水平方向流场力作用, 更易向水平方向倾斜, 流速越大, 倾斜角度越大。



(a) 无横向来流



(b) 横向来流流速1 kn



(c) 横向来流流速2 kn

图 15 航行器倾角曲线

Fig. 15 Vehicle inclination curves

4 结束语

本文以航行器筒内发射问题为例, 采用 CFD 方法分析了不同初始倾角, 不同横向来流速度下的航行器运动姿态问题, 可以得到以下结论:

1) 水下发射时筒口气泡受到弹体表面粘性力、气流附壁效应以及两相互相作用过程影响, 具有复杂的形态变化和流动参数分布。

2) 发射过程中, 燃气在流动过程中具有压强损失, 大量燃气来不及排出发射筒内, 使弹体底部压强显著增加, 高于出口压强。

3) 不同倾角初始发射姿态, 会对航行器出筒后的偏转角度有影响, 倾角越大, 航行器出筒后偏转角度越大。

4) 横向来流对航行器侧壁有冲击力, 横向来流速度越大, 航行器水平方向位移越大, 但对竖直方向位移影响较小。

CFD 方法是研究水下航行器出筒发射过程的有效手段, 具有较好的准确性。在确定收敛性的情况下, 可开展不同初始发射倾角、不同横向来流作用下高温燃气推进水下航行器出筒过程的研究, 为航行器结构设计提供参考, 为航行器的发射试验研究提供基础, 具有指导工程实践的意义。未来的研究中变推力、大背压会被重点考虑。

参考文献

- [1] LOTH E, FAETH G M. Underexpanded noncondensing turbulent gas jets in liquids, AD-A197939[R]. Ann Arbor: The University of Michigan, 1988.
- [2] ZIRAKSAZ M H. Nozzle analyze of under water missiles[C]// 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City: AIAA, 2001.
- [3] MÜLLER S, HELLUY P, BALLMANN J. Numerical simulation of a single bubble by compressible two-phase fluids[J]. Numerical Methods in Fluids, 2009, 62 (6): 591-631.
- [4] 于鹏垚, 张博然, 赵勇, 等. 楔形体入水冲击的壁面效应分析[J]. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2019, 47 (6): 73-78.
- [5] 刘乐华, 张宇文, 袁绪龙. 水下大深度垂直发射内流场的数值研究[J]. 水动力学研究与进展, 2005, 20 (1): 90-94.
- [6] 许佳伟. 不同深度导弹水下点火燃气射流流场数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- [7] 黄建春, 叶取源, 朱世权. 不同发射深度下的导弹水下点火气水流体动力计算[J]. 应用力学学报, 1994, 11 (3): 9-14.
- [8] 王亚东, 袁绪龙, 覃东升. 导弹水下发射筒口气泡特性研究[J]. 兵工学报, 2011, 32 (8): 991-995.
- [9] 邓佳, 毕世华, 李景须. 同心筒水下发射筒口气泡变化的数值模拟[J]. 四川兵工学报, 2015, 36 (11): 26-28.
- [10] 仲峰泉, 陆夕云, 庄礼贤. 火箭水下发射复杂流场的近似数值模拟[J]. 宇航学报, 2000, 21 (2): 12-30.
- [11] 鲁传敬, 陈方, 樊泓, 等. 导弹水下点火的流体动力研究[J]. 航空学报, 1992, 13 (4): 124-130.
- [12] 胡志军. 复杂环境下某型固体火箭发动机喷管流场的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011: 1-60.
- [13] 曹嘉怡, 鲁传敬, 李杰, 等. 水下超声速燃气射流动力学特性研究[J]. 水动力学研究与进展 A 辑, 2009, 24 (5): 575-582.
- [14] 徐小强. 水下燃气喷管高速射流问题研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2004.
- [15] 郝宗睿, 王乐勤, 吴大转. 水下喷气推进高速射流场数值研究[J]. 浙江大学学报: 工学版, 2010, 44 (2): 408-412.
- [16] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [17] 郝继光, 姜毅, 韩书永. 一种新的动网格更新方法及其应用研究[J]. 弹道学报, 2007, 19 (2): 88-92.
- [18] LIU H T, LI S M, FU D B, et al. Underwater ejection multifield coupling model and response characteristics[J]. Ocean Engineering, 2023, 274 (15): 114021.

(责任编辑: 张曼莉)