

摆动喷管水下工作过程流场及控制特性仿真研究^{*}

柳文杰, 李冬, 蔡强, 张正, 袁亚, 刘佳

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 水下航行体垂直发射是一个非定常、高动态的过程, 对基于摆动喷管控制的水下航行体, 喷管摆角与动态摆动过程对流场演化、流体动力特性的影响不可忽略。本文采用流体体积多相流模型、动网格技术、叠加运动模型与动态流体相互作用模型, 建立了流场与弹道耦合计算的三维仿真计算模型, 研究航行体系留状态与航行状态两种工况下喷管摆动工作过程流场及流体动力非定常演化规律。仿真结果显示, 在不发生流动分离的前提下, 水下工作的发动机可以提供稳定、无延迟的控制力矩, 但超声速射流方向的改变会引起流场的非对称脉动, 即使航行体处于系留状态时, 航行体仍然会受到流体干扰力矩的影响, 导致水下推力矢量控制效率降低, 当处于航行状态时, 来流会产生诱导干扰力矩, 航行体姿态的改变也会产生流体动力干扰力矩, 在上述干扰力矩的影响下, 控制效率进一步降低。

关键词: 水下点火; 摆动喷管; 推力矢量控制; 干扰力矩; 振荡

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 12-210701-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210701

Simulation Study on Flow Field and Control Characteristics of Swing Nozzle During Underwater Operation

LIU Wen-jie, LI Dong, CAI Qiang, ZHANG Zheng, YUAN Ya, LIU Jia

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The vertical launch process of underwater vehicle is unsteady and highly dynamic. For the underwater vehicle based on swing nozzle control, the effects of swing angle and dynamic swing process on the evolution of flow field and hydrodynamic characteristics can not be ignored. A three-dimensional simulation model for the coupling calculation of flow field and trajectory was established based on volume of fluid (VOF) model, dynamic grid technology, superimposed motion model and dynamic fluid body interaction (DFBI) model. As a result, the unsteady evolution process of flow field and hydrodynamic force during nozzle swing under mooring and navigation conditions were studied. The simulation results show that the engine can provide stable and delay-free control force and moment if there is no flow separation on nozzle, and the change of the supersonic jet direction can cause asymmetrical pulsation of the flow field. Even if the vehicle is in mooring state, the vehicle will still be affected by the fluid disturbance moment, causing the reduction of the efficiency of underwater thrust vector control. When the vehicle is in navigation state, the incoming flow and the attitude change of vehicle will produce induced disturbance moment, which further reduces the control efficiency.

Key words: Underwater ignition; Swing nozzle; Thrust vector control; Disturbance moment; Oscillation

* 收稿日期: 2021-10-02; 修订日期: 2022-04-19。

作者简介: 柳文杰, 硕士生, 研究领域为固体火箭发动机总体设计。

通讯作者: 蔡强, 博士, 高级工程师, 研究领域为固体火箭发动机总体设计。

引用格式: 柳文杰, 李冬, 蔡强, 等. 摆动喷管水下工作过程流场及控制特性仿真研究[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210701. (LIU Wen-jie, LI Dong, CAI Qiang, et al. Simulation Study on Flow Field and Control Characteristics of Swing Nozzle During Underwater Operation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210701.)

1 引言

潜基武器凭借其载体优良的隐蔽性和机动性,具有较强的生存能力,同时增加了打击的突然性,因此得到了各国的重视。通过采用近筒口点火的方式可实现水下低速有控发射,是实现大水深水下发射的重要途径^[1],发射深度的增加有效地保障了载体的安全性;发动机水下点火时,在超声速射流的作用下形成非定常演化的燃气泡,燃气泡内压力、射流流动结构、两相流界面之间相互耦合^[2],各流体动力参数脉动特征显著,对航行体的运动状态、结构等具有较大影响,目前对其规律仍缺乏深入的认识,因此,研究水下推力矢量动态控制流场特性及流体动力变化规律具有重要的工程应用和理论研究价值。

国内外学者对水下点火^[3-8]进行了较多研究,但对考虑真实耦合效应的水下推力矢量流场特性及动态控制特性的综合研究尚未开展。

目前对于动态控制特性的研究均以小扰动线性化假设的弹道模型为基础,研究简化系统下的控制方法。王元吉^[9]针对潜射导弹水下垂直发射过程中干扰较大的特点,提出了一种基于有限时间收敛的自抗扰控制器;Zhang等^[10]提出了一种高压水射流推进系统与推力矢量控制系统相结合的方案,该方案采用模糊PID控制策略;杨献文等^[11]针对水下高速射弹提出了采用空化器和推力矢量控制的控制方法,利用鲁棒极点配置算法和最优控制算法设计了系统的控制器;丁彦超等^[12]采用最优控制原理对垂直发射弹道建立了推力矢量控制模型,获得了具有良好动态品质的弹道。将复杂气水流场环境下的推力矢量控制简化为解耦的线性化矢量控制,忽略了射流与水介质环境的相互作用,引入了建模误差。

还有部分学者对静态推力矢量控制的流场特性进行研究,单雪雄等^[13]采用燃气泡物理模型,通过水流场和气流场耦合计算模拟喷管摆动角为 10° 情况下流场演化与导弹受力情况;王宝寿等^[14]通过采用压力水筒装置研究了扰流片式、摆动喷管两种推力矢量方式的水下推力矢量特性,系统地获取了推力、侧力、推力矢量角等随喷管偏角及水深的变化规律;Brevig^[15]详细讨论了导弹助推级发动机扰流片机构设计,指出扰流片通过激波产生内部高压区提供侧向力及控制力矩。由于建模难度较大,关于水下推力矢量特性的研究仅停留于静态工况研究^[16],无法对动态过程的非定常特性进行求解。

本文通过建立基于摆动喷管控制的水下航行体

非定常仿真模型,分别对系留状态和航行状态下喷管固定偏置摆角及动态摆动过程的流场进行系统求解,获得了水下推力矢量控制的流场参数及流体动力演化特征。

2 计算方法

2.1 数值仿真模型

2.1.1 控制方程

水下点火过程属于复杂气液两相流动问题,本文采用SST $k-\omega$ 湍流模型^[17]对RANS方程进行封闭, $k-\omega$ 湍流模型对湍动能和单位耗散率的传输方程进行求解,适用于射流问题的求解。气液两相流动的求解采用VOF模型^[18],采用高分辨率交界面捕捉(HRIC)格式追踪气液分界面。

2.1.2 计算域设置

为了对航行状态下的喷管摆动流场进行仿真,需要处理复杂的边界运动,计算域的划分主要遵循以下原则:

(1)航行体外形为轴对称外形,计算中仅考虑其俯仰方向的运动与喷管摆动,建立半三维模型以简化计算,航行体可以三自由度(DOF, Degree of Freedom)方式运动,即轴向(X)、侧向(Y)平移和对称面内绕 Z 轴的旋转运动。

(2)为了求解航行状态时流场变化规律,本文采用DFBI(Dynamic Fluid Body Interaction, 动态流体相互作用)模型实现航行体运动与流场参数耦合求解。

(3)动网格技术采用嵌套网格方法,在航行体运动过程中,网格拓扑保持不变,通过插值运算实现计算区域的拼接,具有良好的收敛性。

(4)摆动喷管的处理是仿真中的重点,喷管相对于航行体做单自由度摆动,而航行体相对于外流域做三自由度运动。为了方便、精确地描述复杂运动,通常采用的方法为选取合适的参考坐标系,并建立对应计算域即惯性参考域以惯性系为参考,仿真中保持位置不变,弹体计算域与弹体系保持固联,其原点位移与坐标转换欧拉角由DFBI模块求得,摆动参考系与弹体系保持相对静止,不随喷管摆动而转动,摆动喷管计算域绕摆动参考系 OZ 轴转动,转动角度即为摆角。参考系与计算域参考如图1(a)与图1(b)所示,其中 d_e 表示喷管出口直径。

2.1.3 网格划分及无关性验证

网格划分采用多面体网格,其具有复杂边界适应能力强、网格质量高、数量少、网格依赖性小的优点。三个计算域具有独立的网格拓扑结构,通过动态

嵌套网格方法实现弹体计算域运动过程的网格装配,摆动喷管计算域的转动由滑移网格设置实现。为提高计算效率与求解精度,需要在流场参数变化剧烈、捕捉气水界面的位置处加密,如摆动喷管计算域、航行体附近及尾流场附近,远场则要适当降低密度,在壁面处划分边界层网格,并选择合适的近壁面网格高度。

为了验证网格无关性,以摆动喷管 8° 定摆角工况为例进行分析,选取了如图1(c)所示的三种网格量进行求解,得到航行体尾部平均压强系数 P^* 监测曲线。从图中可知,网格密度较低的工况对振荡幅值、相位的基本特征捕捉相对粗糙,而另外两种工况的振荡特征一致,因此,综合求解效率的因素,选取总数为150万的网格进行求解,划分结果如图1(d)所示。

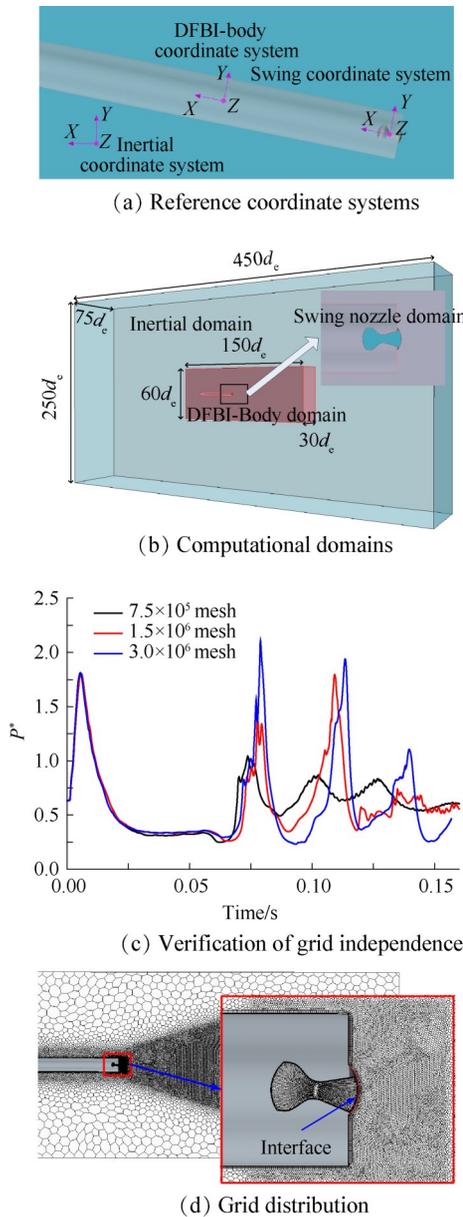


Fig. 1 Numerical simulation model

2.1.4 初边界条件设置

仿真中设置水为不可压缩相,同时考虑重力的影响。弹体计算域中航行体表面为壁面边界,外边界为重叠网格边界。摆动参考系中喷管入口设置为滞止入口条件,燃气相简化为可压缩的理想气体。喷管出口边界与弹体计算域边界重合,通过创建内部交界面实现两个计算域之间的数据传递。摆动喷管的摆心设置于喉部处,仿真中假设喷管最大摆角为 8° ,喷管入口总压、总温及摆角控制曲线如图2(a)所示,各边界设置如图2(b)所示。

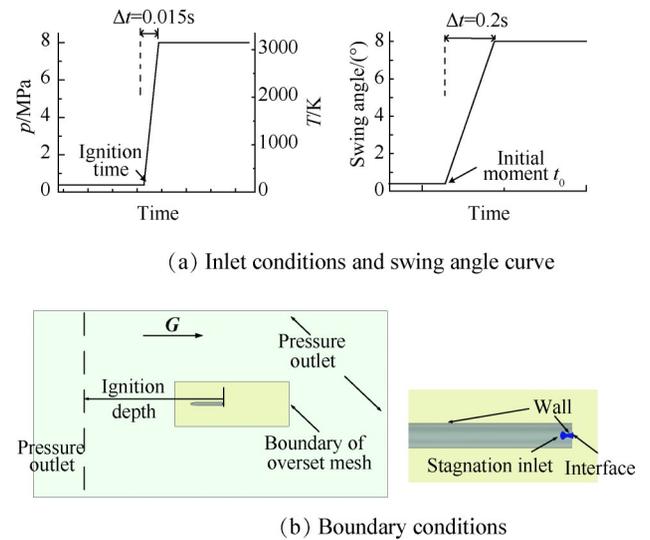


Fig. 2 Simulation conditions

2.1.5 非定常数值计算方法

为了提高非定常数值求解的稳定性,采用隐式格式,同时采用自适应时间步长求解,在保证求解收敛性的同时最大程度放大时间步长,提高了求解效率。另外,隐式格式降低了求解过程对 CFL 数的要求,本文中设置平均 $CFL < 3$ 。

2.2 数值模型验证

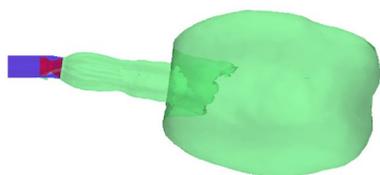
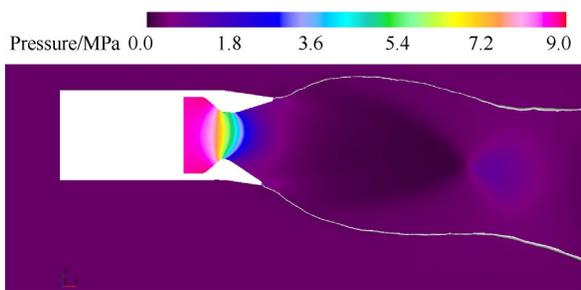
文献[14]利用压力水筒推力矢量试车台测量了带有摆动喷管的固体火箭发动机在不同摆角情况下的推力、侧向力、推力矢量角随喷管偏角的变化规律,本文对上述试验工况进行模拟,以验证模型的准确性。实验中喷管尺寸参数及入口条件如表1所示,其中 d_e 表示喷管喉部直径, h 为水深。

推力稳定后,以 8° 摆角为例,对称面内的压强场云图及燃气泡形态如图3(a)所示,由仿真结果可以发

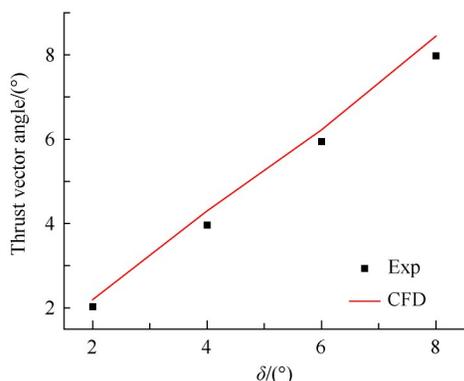
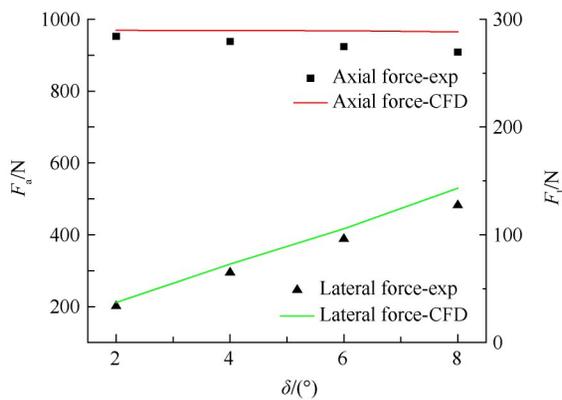
Table 1 Parameters of nozzle

d_e/mm	d_l/mm	p_0/MPa	T_0/K	γ	h/m
19.19	11.0	9.0	2200	1.29	20

现,喷管的偏置会引起内部压强场的不对称,从而产生侧向力,同时射流方向发生偏转,燃气泡沿射流方向发展形成“气囊”。本文分别对四种摆角(2°,4°,6°,8°)工况下的水下点火过程进行仿真分析,推力稳定后记录仿真得到的轴向力、侧向力和推力矢量角,与试验结果对比如图3(b)所示,随喷管摆角的增大,推力有所降低,侧力和推力矢量角则按线性规律增大,仿真结果与试验结果数值大小、规律一致,表明仿真模型可以对发动机推力和侧向力进行定量的精确求解。



(a) Numerical simulation results



(b) Comparison of simulation and test results

Fig. 3 Simulation results and test results

3 结果与讨论

3.1 航行体系留状态非定常仿真结果

当喷管出口设计压强小于环境压强时,发动机工作处于过膨胀状态,此时燃气泡演化过程中会出现颈缩与断裂现象,从而引起喷管推力及弹体尾部压力产生峰值^[19],对航行体结构产生冲击。为了防止上述现象的发生,发动机需避免在中度或高度过膨胀条件下工作。因此仿真中喷管参数及工作条件如表2所示。

Table 2 Working condition parameters

Parameter	Value
Total pressure/MPa	8
Total temperature/K	3200
Expansion ramp	4
Depth/m	35

系留状态(即航行体处于静止状态)仿真中共分为两种工况,分别为固定喷管摆角8°和 $t_0=0.05s$ 时刻开始线性摆动工况。为获取流场中关键位置的压强数据,本文在航行体两侧对称位置设置了8个监测点,主要布置在航行体尾部,各监测点位置如图4所示。

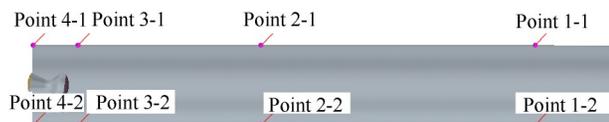


Fig. 4 Distribution of monitoring points

3.1.1 尾流场演化过程分析

当发动机喷管摆角固定时,尾流场非定常演化特征基本等同于无喷管偏转工况下的水下点火仿真结果。喷管轴线与航行体体轴方向具有一定夹角,射流沿喷管轴线方向建立,射流与燃气泡呈现明显的偏置现象。如图5(a)与5(b)所示,仿真中取水下点火时刻为零时刻。在 $t=0.04s$ 之前,燃气泡形态呈椭球形,在射流作用下均匀生长,轴向贯穿距离迅速增大, $t=0.06s$ 时燃气泡在航行体尾部发生颈缩,主体脱离航行体,有拉断的趋势,于是在 $t=0.08s$ 时出现了一次较大程度的振荡,初次振荡之后射流结构逐渐稳定,贯穿距离大约为 $5d_e$,燃气泡尾部气流逐渐聚集,并出现翻卷,燃气泡整体分为射流核心区外边界($0\sim 5d_e$)与气流聚集区($>5d_e$)两部分,其中核心区外边界与射流外边界重合,形态比较稳定、光滑,仅存在小幅振荡,受航行体尾部边界影响,燃气泡形态关

于喷管轴线并不具有对称特征。

由图5(c)压强云图所示,受固定偏转射流的影响,航行体尾部压强场关于航行体并不对称,导致航行体受到偏置射流诱发的侧向扰动力与俯仰干扰力矩。

从图6中可以发现,喷管开始摆动之前,射流与尾空泡演化呈轴对称规律。喷管摆动过程中,喷管

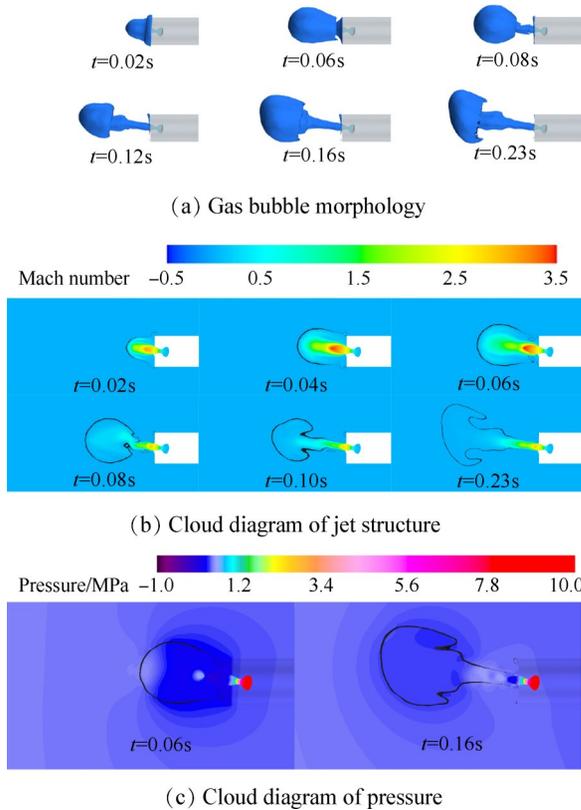


Fig. 5 Evolution process (case of fixed angle)

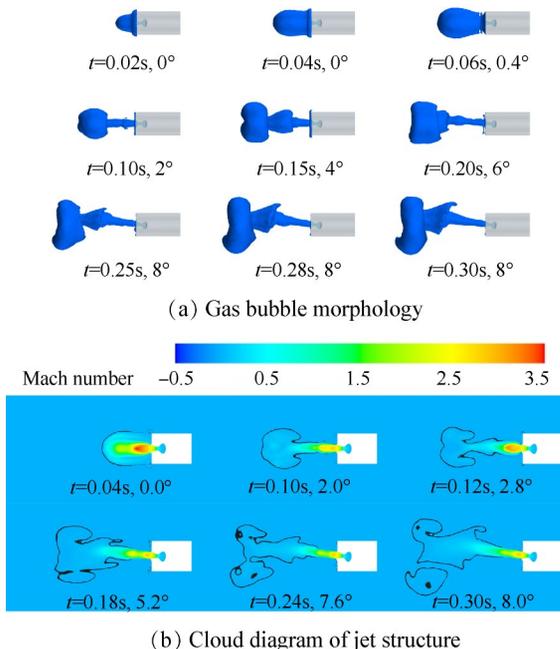


Fig. 6 Evolution process (case of dynamic angle)

轴线、射流方向与射流外气水边界三者始终保持在同一方向。但相比于喷管固定摆角工况,燃气泡形状、气水界面更为复杂,这是由燃气射流方向改变对流场的扰动以及自由射流剪切层自身的不稳定性(Kelvin-Helmholtz不稳定性)导致。在燃气射流方向改变的激励下,更容易触发气水界面剪切层的发散现象。

3.1.2 航行体流体动力变化规律

图7为两种工况仿真中不同压力监测点记录的数据。从曲线中可以发现:水下点火时存在明显的振荡现象,两侧压力监测值变化趋势一致,具有较强的同步性。随监测点与喷管距离的减小,压力振荡幅值逐渐增大,且对称分布的压力监测值在峰值处产生明显压强差,表明航行体尾部在振荡峰值处会有侧向干扰力与干扰力矩的产生,此干扰力/力矩也具有振荡特性。

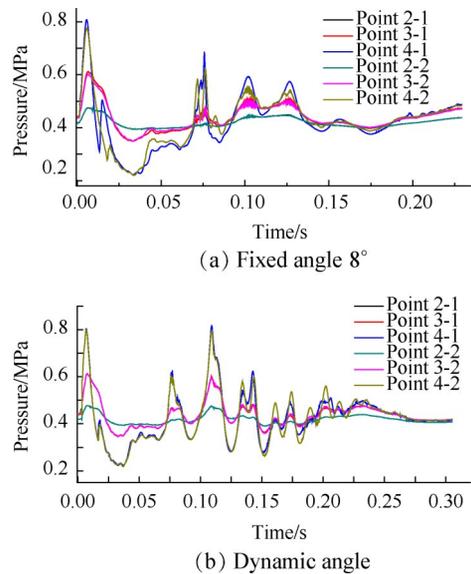


Fig. 7 Monitor data of pressure (mooring state)

图8为不同仿真工况下航行体所受俯仰力矩系数 C_M 监测数值,从图中可以发现:

(1)由于喷管扩张段气流处于超声速状态,因此在喷管扩张段未发生流动分离的前提下,发动机可以提供稳定、无延迟的推力、侧向力和俯仰力矩而不受流场脉动的影响。推力矢量角为 7.95° ,接近喷管摆角,可以认为推力矢量角等于喷管摆角。

(2)干扰力矩具有振荡特性,振荡幅值较大,与控制力矩大小在同一量级,导致航行体所受合力矩出现较大幅值振荡,以低频振荡为主,振荡频率为 $80\sim 150\text{Hz}$ 。干扰力矩在零值附近波动,平均值接近于零,不具有偏置性质。

(3)对比两种工况仿真结果,喷管摆动工况下振

荡的幅值大、频率高,但干扰力矩相对小,而固定喷管摆角工况下干扰力矩的振荡幅值较大,说明喷管的动态摆动过程会加剧尾部流场的振荡而航行体所受干扰力、干扰力矩主要受摆角幅值的影响。

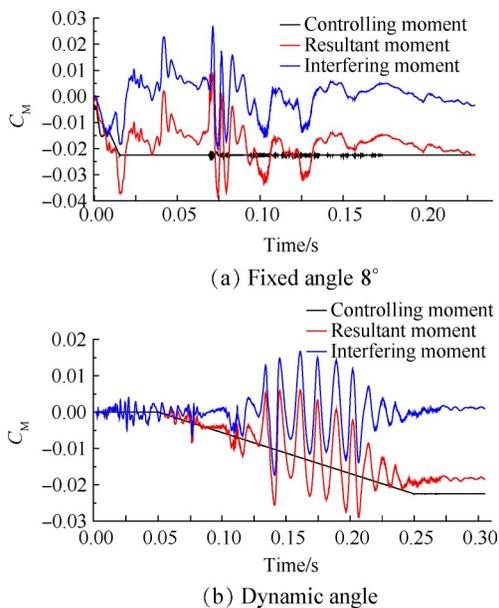


Fig. 8 Change of moment with time (mooring state)

摆动喷管在航行时除提供推力克服阻力外,还提供俯仰控制力矩用以姿态稳定或姿态机动,但从图 8 中可以发现干扰力矩的存在使得控制力矩并不等于航行体所受合力矩,合力矩往往小于喷管所提供的控制力矩,为了方便地表征姿态控制效果,本文定义如下“控制效率”(η_c)的概念。

$$\eta_c = \frac{M_a}{M_c} \times 100\% \quad (1)$$

式中 M_a 表示航行体所受合力矩, M_c 表示摆动喷管所能提供的控制力矩。当 η_c > 1 时,干扰力矩与控制力矩方向相同,反之 η_c ≤ 1,当反向干扰力矩大于控制力矩时,出现“反效”的现象,此时 η_c < 0,理想的控制系统应有 η_c = 1。

图 9 为两种工况下推力矢量控制效率随时间变化的曲线,从图中可知,虽然经过短暂时间(0.1~0.3s)后,η_c 可以接近 100%,但喷管的动态摆动会对控制特性造成较大影响,由喷管摆动产生的干扰效应不可忽视。

3.2 航行体航行状态非定常仿真结果

航行体垂直发射过程处于运动状态且航速对水下点火非定常演化过程具有重要影响^[20]。本节对航行体单自由度(1DOF)和三自由度(3DOF)航行状态下水下推力矢量工况进行仿真研究,两种工况中喷管

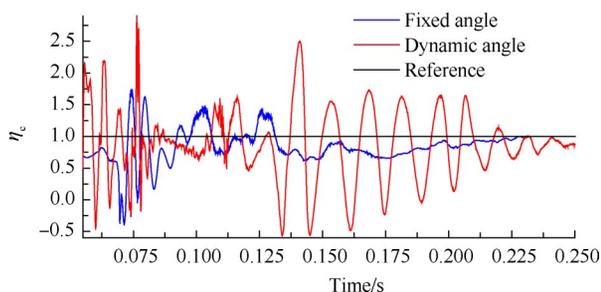


Fig. 9 Curve of η_c (mooring state)

初始摆动时刻均为 t₀=0.08s,航行初速度均为 20m/s,其余喷管参数及工作条件设置同系留状态。

3.2.1 尾流场演化规律

图 10 为航行体单自由度航行与三自由度航行工况下尾部燃气泡的非定常演化过程,两种工况下燃气泡形态演化规律相似,但与系留状态仿真结果相差较大。航行体以一定速度航行时,燃气泡径向发展受限,最大径向尺寸基本等于航行体直径,主要沿航行体轴向扩展而不是射流方向,轴向尺寸略大于航行体航行距离,同时不存在射流核心区外边界与气流聚集区的划分结构,射流形态整体呈波节状分布,直径大小相间,除最初由于泡内气体动能较大而脱落的燃气泡外,燃气泡基本保持贯通。

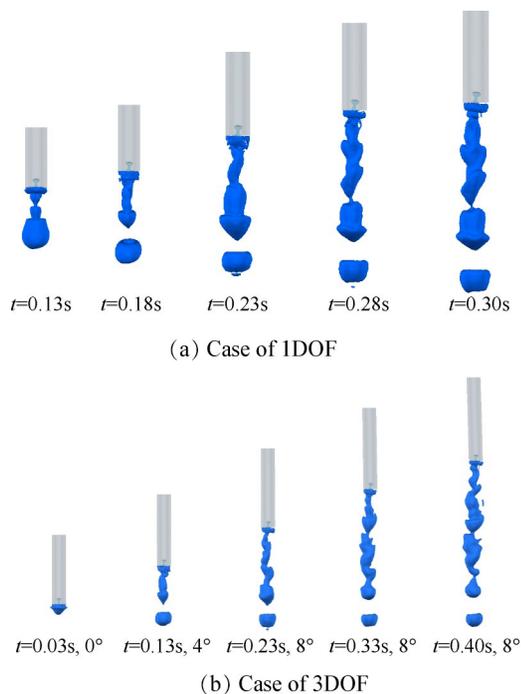


Fig. 10 Simulation results of gas bubble

图 11 为航行体三自由度仿真工况 t=0.45s 时刻射流结构与气水界面云图,在喷管出口外约 3d_e 距离内,气水界面沿喷管轴线分布,但在来流作用下,气

水界面有沿航行体体轴方向“偏转”的趋势,因此,在能量较低的射流末端会受其影响而偏向于体轴方向,造成射流结构的“弯曲”。在射流气体惯性与航行来流的综合作用下,射流共经过多次“折转”,在喷管出口外形成较规则的界面分布。

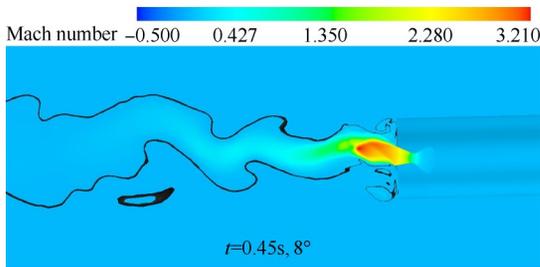


Fig. 11 Contours of jet structure

3.2.2 航行体流体动力变化规律

图 12, 13 分别为仿真过程中压强监测数据与航行体所受力矩的时变曲线。通过与系留状态仿真结果对比可以发现,流场中的压强振荡仍然存在,但在来流的影响下,航行体两侧的压强监测数据不再具有同步性,且无序性增加,距离航行体尾部越近的监测点规律越明显,从力矩变化曲线中可以发现航行体所受干扰力矩在原有低频振荡的基础上出现了高频的振荡,并且平均干扰力矩不再为零,偏向于控制力矩的反方向(本文称为反向干扰力矩,是航行体由于运动而附加的干扰力矩),在三自由度的仿真中,由于存在航行体运动姿态的变化,高频振荡更为明显,平均干扰力矩幅值增大。

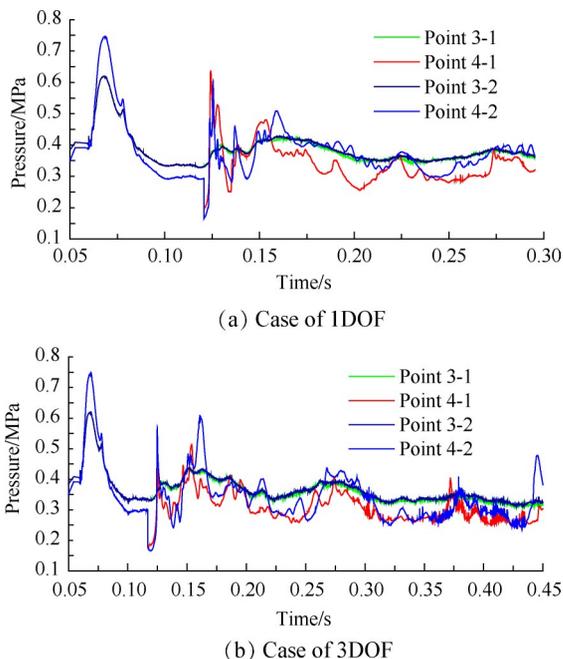


Fig. 12 Monitor data of pressure (navigation state)

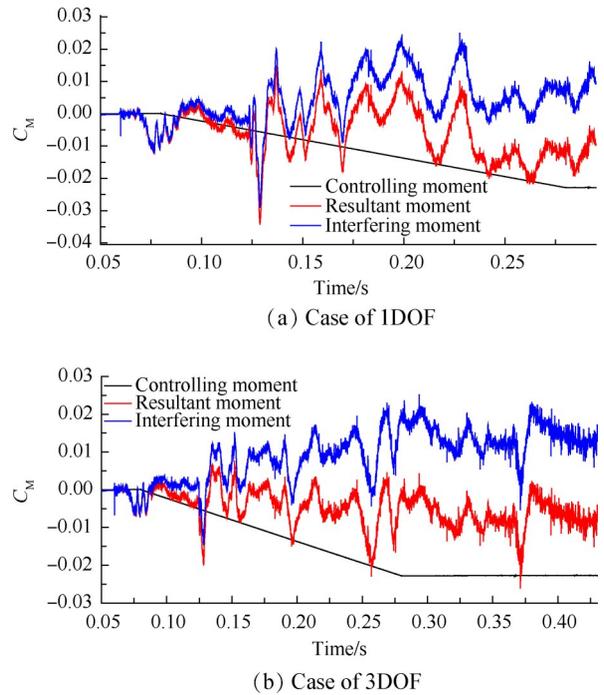


Fig. 13 Change of moment with time (navigation state)

根据图 14 中 η_c 的变化曲线可知,反向干扰力矩的存在使得控制效率低于 1,且在喷管摆动扰动后干扰力矩并不消失, η_c 的平均值在 50% 左右变动,远低于系留状态平均值,且三自由度工况平均值低于单自由度工况。

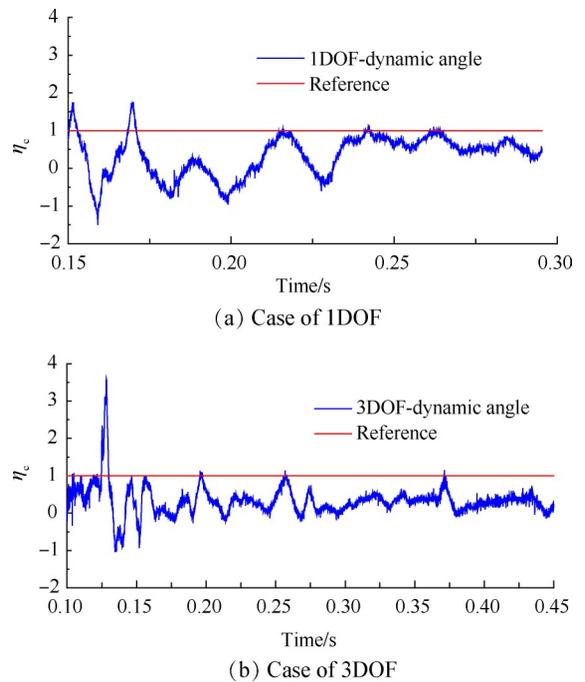


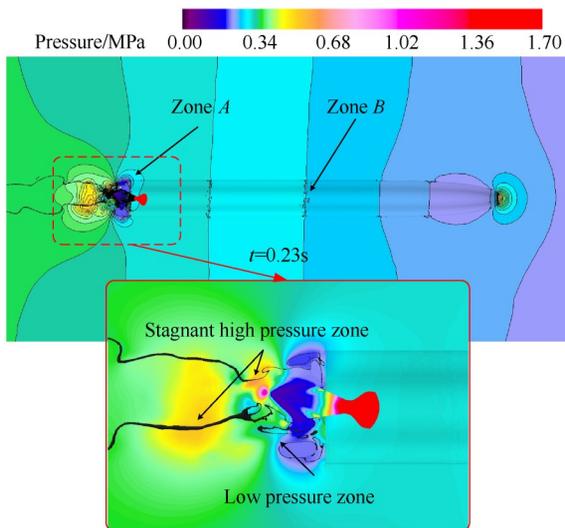
Fig. 14 Curve of η_c (navigation state)

3.2.3 航行状态下反向干扰力产生机理分析

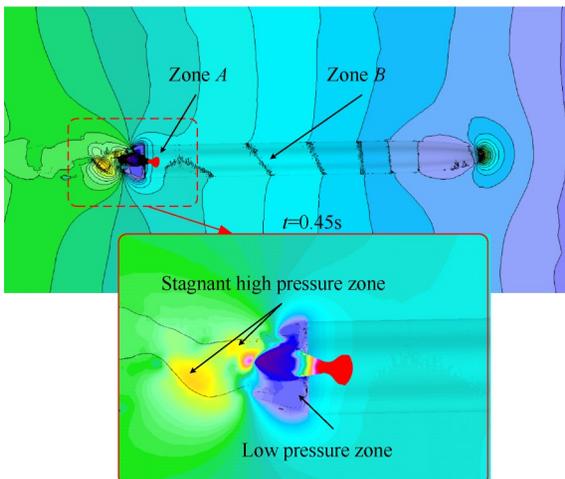
系留状态仿真中并不存在反向干扰力矩,说明其是受航行速度的影响而产生的,根据图 12 中压力

监测点数据变化曲线可以发现,航行体尾部两侧压强场的不对称性导致尾部出现侧向干扰力,进而产生干扰力矩。根据单自由度与三自由度仿真工况对比结果,航行体的姿态(如攻角、角速度、角加速度等)变化也会产生反向干扰力矩。综上分析可知,反向干扰力矩主要由两种因素产生:航速与航行姿态变化。现根据仿真结果对其机理进行分析。

图 15 为两种工况下某时刻压强的云图,其中区域 A 为尾部扰流形成的低压区,区域 B 为航行体表面等压线分布,射流方向发生变化的位置还存在两个滞止高压区,两个高压区在流场中始终存在且位置相对固定,分布于航行体轴线两侧,其中距离航行体尾部较近的高压区处于喷管偏置一侧,受此高压区的影响,区域 A 的低压区在喷管偏置一侧向上游发展(从等值线的变化可以清晰地观察到),从而引起航行体尾部受力与喷管推力相反,产生反向干扰力矩。由于此干扰力矩是由航速与射流相互作用产生的,



(a) Case of 1DOF



(b) Case of 3DOF

Fig. 15 Contours of pressure

本文将此称为诱导干扰力矩。图 13(a)中干扰力矩振荡的平均值即为诱导干扰力矩。

由图 13 所示,三自由度航行工况下,反向干扰力矩平均值大于单自由度工况,表明诱导干扰力矩仅为反向干扰力矩的一部分。根据图 15(a)与图 15(b)中区域 B 的对比可以发现,三自由度工况中航行体(中后段)表面的等压线显著偏移,这是因为仿真中考虑了航行体的姿态变化,进而产生另一种反向干扰力矩。本文结合水下理想流体作用力分解模型进行简要分析。当忽略尾部燃气泡影响时,航行体其余表面均与水介质接触,近似为全湿流状态。在工程中,全湿流状态流体动力根据线性化假设,以不同的运动形式对流体动力进行分解,得到流体位置力、阻尼力和惯性力,分别由航行体速度矢量 v ,角速度矢量 ω 和其变化率 $\dot{v}, \dot{\omega}$ 决定,流体动力力矩的分解模型相同。结合本文三自由度仿真工况,以流体动力力矩 M_z 为例,分解模型为

$$M_z = M_z(v, \omega, \dot{v}, \dot{\omega}) \approx M_z(v, \alpha, \omega_z, \dot{\omega}_z) \approx qm_z^\alpha \alpha + qm_z^{\dot{\omega}_z} \dot{\omega}_z - \lambda_{66} \dot{\omega}_z \quad (2)$$

式中 v, q 分别为速度、动压; $\dot{\omega}_z$ 为 ω_z 的无量纲量。

根据仿真求解与势流理论分析,对于仿真中的航行体,其俯仰力矩系数对攻角的导数 $m_z^\alpha > 0$ 、对 $\dot{\omega}_z$ 的导数 $m_z^{\dot{\omega}_z} < 0$ 、附加质量系数 $\lambda_{66} > 0$,攻角 α 、俯仰角速度 ω_z 与俯仰角加速度 $\dot{\omega}_z$ 的变化曲线如图 16 所示。

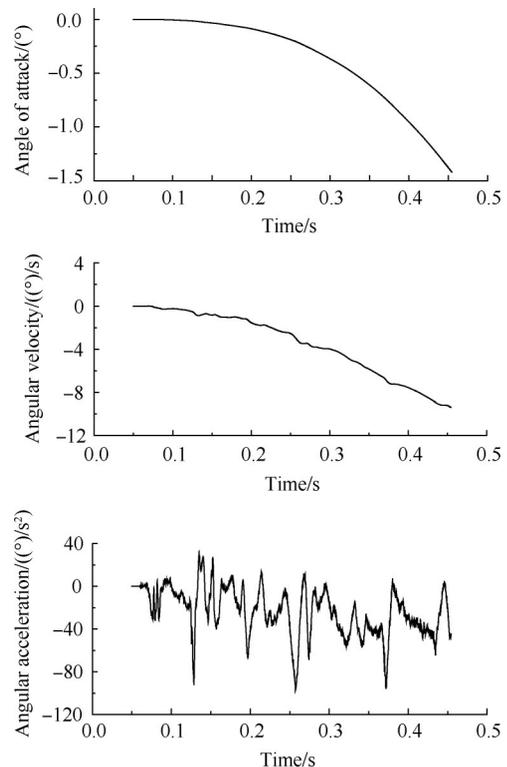


Fig. 16 Curve of motion parameters

流体位置力矩方向与控制力矩相同,旋转阻尼力矩、附加惯性力矩相反。以上三种流体动力力矩共同组成了反向干扰力矩的一部分,并且其中部分高频振荡成分来自于附加惯性力矩。

综上所述,本文结合数值仿真与分析结果,以俯仰干扰力矩的产生机理为核心,对基于摆动喷管的水下推力矢量控制过程中各变量间的耦合关系进行总结归纳,如图17所示。

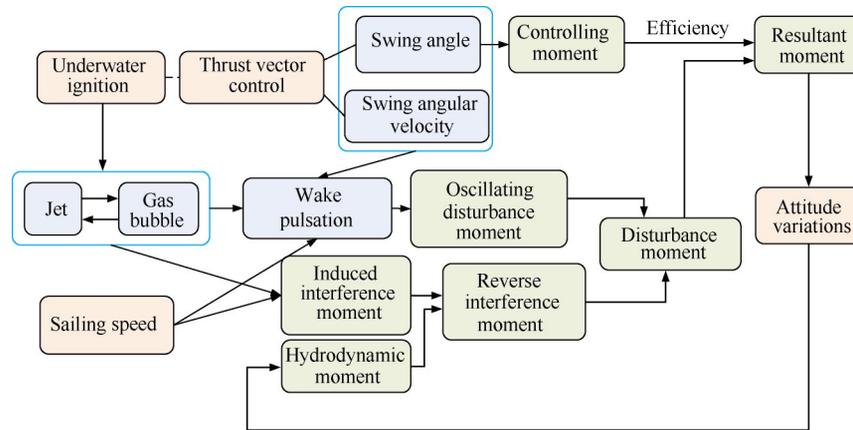


Fig. 17 Coupling relationship between variables

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)通过DFBI模型+嵌套网格技术可以进行摆动喷管作用下水下航行体垂直发射流场与弹道的耦合求解,为水下推力矢量控制提供论证研究方法。当根据航行体运动状态和姿态控制律给定喷管摆角变化规律时,可以通过CFD方法进一步实现航行体水下主动控制过程仿真研究。

(2)摆动喷管在水下工作时,在不发生流动分离的前提下,发动机推力矢量角等于喷管摆角,且推力大小基本保持不变,验证了水弹道仿真中将推力矢量简化为单一力矢量假设的合理性。同时摆动喷管水下工作过程中会产生相应的干扰力及干扰力矩,振荡特性明显,幅值较大,在进行水弹道仿真时需要重点考虑。

(3)通过系留状态仿真结果可知,干扰力矩大小主要受喷管摆角影响,而航行体压力场的振荡幅值与频率受喷管摆动角速度影响更大。

(4)在存在航速时,来流与燃气射流相互作用会产生尾部滞止高压区,进而产生与控制力矩方向相反的诱导干扰力矩,此干扰力矩会降低喷管控制效率;航行体运动姿态的变化也是反向干扰力矩的组成部分。反向干扰力矩的存在会显著降低水下推力矢量控制的效率。

(5)水下摆动喷管控制仿真在水下点火的基础上耦合了射流入口的旋转、航行体姿态运动问题,影

响因素多且相互之间存在复杂的耦合关系,因此针对基于摆动喷管的水下推力矢量控制特性研究还需要更多的仿真分析与试验验证。

致谢:感谢中国运载火箭技术研究院黄慧慧、常浩、李月洁、罗进元对研究方法和仿真计算调试的指导与帮助。

参考文献

- [1] 杨继锋,刘丙杰,陈捷,等. 潜射弹道导弹水下大深度发射技术途径分析[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(6): 32-36.
- [2] 王晓辉,张珂,褚学森,等. 水下点火推进尾空泡振荡的研究[J]. 船舶力学, 2020, 24(2): 136-144.
- [3] Subramaniam K, Parthasarathy R N, Chiang K M. Three-Dimensional Temporal Instability of Compressible Gas Jets Injected in Liquids[J]. *AIAA Journal*, 1999, 37(2): 202-207.
- [4] 朱卫兵,陈宏,黄舜. 水下高速射流气泡变化过程数值研究[J]. 推进技术, 2010, 31(4): 497-502. (ZHU Wei-bing, CHEN Hong, HUANG Shun. Numerical Study of the Process of the Evolution of Bubble of High-Speed Jet Underwater [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(4): 497-502.)
- [5] 唐云龙. 深水条件下固体火箭发动机燃气射流与推力特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [6] 黄楠,陈志华,王争论. 水下超声速气体射流线性稳定性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 550-559. (HUANG Nan, CHEN Zhi-hua, WANG Zheng-lun. Linear Stability of Underwater Supersonic Gas Jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3):

- 550-559.)
- [7] 许海雨, 罗凯, 刘富强, 等. 水下超声速射流对上浮水雷受力特性影响研究[J]. 推进技术, 2020, 41(11): 2623-2629. (XU Hai-yu, LUO Kai, LIU Fu-qiang, et al. Effects of Underwater Supersonic Jet on Force Characteristics of Floating Mine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(11): 2623-2629.)
- [8] 张小圆, 李世鹏, 杨保雨, 等. 水下固体火箭发动机垂直气体射流结构和推力影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 961-969. (ZHANG Xiao-yuan, LI Shi-peng, YANG Bao-yu, et al. Flow Structures of Vertical Gaseous Jets and Effects of Thrust of Underwater Solid Rocket Motor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(5): 961-969.)
- [9] 王元吉. 潜射导弹发射出水过程姿态控制及出水弹道优化设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- [10] Zhang Z, Cao S, Shi W, et al. High Pressure Waterjet Propulsion with Thrust Vector Control System Applied on Underwater Vehicles [J]. *Ocean Engineering*, 2018, 156: 456-467.
- [11] 杨献文, 孟浩. 基于推力矢量的水下高速射弹控制研究[J]. 应用科技, 2009, 36(9): 62-65.
- [12] 丁彦超, 王宝寿. 垂直潜射导弹推力矢量控制弹道仿真研究[J]. 船舶力学, 2011, 15(1): 87-94.
- [13] 单雪雄, 杨荣国, 叶取源. 具有推力矢量控制系统的导弹流体动力[J]. 上海交通大学学报, 2001, 35(4): 625-629.
- [14] 王宝寿, 许晟. 水下推力矢量特性试验研究[J]. 船舶力学, 2000, 4(5): 9-15.
- [15] Brevig O. Underwater Test Qualification of the Tomahawk Booster and Jet Tab TVC System [J]. *AIAA Journal*, 1979, 16(5): 156-172.
- [16] 权晓波, 程少华, 秦吉良, 等. 基于摆动喷管的水下航行体推力矢量控制流场特性仿真研究[J]. 船舶力学, 2020, 24(8): 1006-1013.
- [17] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Modeling for Engineering Applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [18] Hirt C W, Nichols B D. Volume of Fluid (VOF) Method for Dynamics of Free Boundaries [J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 39: 201-225.
- [19] 张有为, 王晓宏. 导弹水下点火推力峰值问题的数值研究[J]. 应用力学学报, 2001, 24(2): 298-301.
- [20] 许海雨, 罗凯, 刘日晨. 水下超声速气流流场非定常特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2618-2625. (XU Hai-yu, LUO Kai, LIU Ri-chen. Research on Unsteady Characteristics of Underwater Supersonic Gas Jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11): 2618-2625.)

(编辑:白鹭)