



摆动喷管尾喷压力对水下航行体尾空泡及弹道特性影响研究

吴小安, 胡常莉*

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 航行体在水下垂直运动过程中极易受到海洋环境的影响而导致其运动姿态不稳定, 无控和无动力发射已经难以适应大水深、强干扰的海洋环境。为此, 综合运用 PID 控制、动态流体相互作用、动态嵌套/滑移网格技术等方法, 构建了流体、运动、控制耦合的一体化数值计算方法, 对水下有控助推航行体的运动过程进行数值模拟, 分析了不同尾喷压力下 (6 MPa、10 MPa、12 MPa) 摆动喷管控制航行体的尾空泡演化规律及其弹道特性。结果表明: 在超音速射流与尾空泡的融合过程中, 受界面不稳定性以及喷管摆动的影响, 尾部气团发生断裂, 随着喷管压力的上升, 断裂的时间有所提前。尾喷空泡内存在复杂的波系结构, 喷管压力较大时, 射流的欠膨胀程度大, 燃气泡内存在多处膨胀压缩形成的高低压交错分布区域, 随着时间的发展, 喷管出口附近出现垂直于轴线的马赫盘。此外, 喷管压力越大, 由尾喷流引起的干扰力矩也越大。喷管压力从 6 MPa 增大到 12 MPa 时, 航行体运动过程中的最大偏转角度减小了 18.5%, 超调量从 32% 减小到 22%, 航行体姿态波动小, 弹道稳定性好。

关键词: 水下航行体; 推力矢量控制; 喷管压力; 尾空泡; 弹道特性

中图分类号: TJ385 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2025)02-0011-10

The Influence of Swing Nozzle Tail Jet Pressure on the Trailing Cavity and Trajectory Characteristics of Underwater Vehicles

WU Xiaolan, HU Changli*

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: During the vertical movement underwater, vehicles are highly susceptible to the marine environment, leading to unstable motion postures. Uncontrolled and unpowered launching has become inadequate in deep water and strong disturbance conditions. PID control, dynamic fluid body interaction, and dynamic nesting/sliding mesh techniques were employed to construct an integrated numerical calculation method that couples fluid dynamics, motion, and control in this paper. The motion process of underwater controlled-propulsion vehicles, analyzing the evolution of tail cavitation and ballistic characteristics under different tail jet pressures (6 MPa, 10 MPa, 12 MPa) were numerically simulated. The results show that during the merging process of supersonic jets and tail cavitation, the tail gas mass breaks due to interface instability and nozzle swaying, with the break occurring earlier as nozzle pressure increases. Inside the tail spray cavitation, a complex wave system structure exists. At higher nozzle pressures, the jet is under-expanded, resulting in multiple high and low-pressure areas formed by expansion and compression within the gas bubble. Over time, a Mach disk perpendicular to the axis appears near the nozzle exit. Additionally, the larger the nozzle pressure, the greater the disturbance torque

caused by the tail spray flow. Increasing the nozzle pressure from 6 MPa to 12 MPa reduces the maximum deviation angle during motion by 18.5%, decreases the overshoot from 32% to 22%, resulting in less attitude fluctuation and better ballistic stability.

Key words: submarine vehicle; thrust vector control; nozzle pressure; trailing cavity; trajectory characteristics

水下垂直发射航行体的运动稳定性极易受到随季节变化的海洋横流、海浪和平台运动等不确定环境因素的影响,无控运动方式很难满足工程实际需求。而水下推力矢量控制技术可以在外界干扰条件较大的情况下对航行体姿态进行有效的控制,从而实现大水深、变航速、抗横流和全天候稳定运行的目标^[1]。

推力矢量控制的方法从结构形式上可以分为固定喷管和摆动喷管,其原理都是通过机械结构改变尾喷流方向,以获得侧向力控制航行体姿态。与固定喷管相比,摆动喷管具有控制效率高、推力损失小的优势^[2]。早期关于推力矢量控制流场特性的研究多集中在静态条件下^[3-6],近年来有学者开展考虑航行体运动和流场双向耦合的动态控制的相关研究,但大都采用单一的发动机参数^[7-8]。而喷管压力作为发动机最重要的参数之一,会显著影响发动机的推力特性。唐云龙等^[9]采用二维轴对称模型对不同压力下的发动机进行了数值模拟,发现随着喷管压力的上升,发动机推力振荡峰值对应的频率减小、振幅增大。此外,水下点火时将有大量高压燃气喷入水中,形成瞬态燃气泡,燃气与水之间存在激烈的流体动力干扰^[10-12]。另有研究表明,喷管压力会显著影响尾喷流内的激波结构演化,同时燃气泡的变化又对喷管内气流场和外部水流场产生反作用,对航行体的受力特性造成影响^[13]。因此,需要对流体与航行体运动进行耦合求解,充分考虑喷管流动、燃气泡内流场以及外部水流场之间的相互作用及其对航行体水动力的影响,探讨喷管压力对喷管内射流的建立过程、燃气泡的生长规律以及航行体的弹道特性的影响,为水下推力矢量发动机的设计提供有效的理论参考。

本文在前人研究的基础上,通过建立带有摆动喷管的推力矢量控制航行体水下运动的数值计算方法,重点研究航行体在不同喷管压力水下发射时,尾喷两相流场演化规律以及航行体的运动特性。

1 数值方法及验证

1.1 航行体动力学方程

将航行体当作刚体计算其俯仰运动,通过下式计算航行体质心的位置:

$$\mathbf{x}_{cg}^{n+1} = \mathbf{x}_{cg}^n + \mathbf{v}_{cg} \Delta t \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}_{cg}$ 和 $\mathbf{v}_{cg}$ 分别为质心位置和线速度矢量, n 为时间步数, Δt 为时间步长。质心的线速度通过质心加速度积分得到,质心加速度可由牛顿第三定律求得:

$$\dot{\mathbf{v}}_{cg} = \frac{1}{m} \mathbf{f}_{cg} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{f}_{cg}$ 为刚体所承受的外力合力, m 为航行体质量。

刚体转动角度由下式求得:

$$\boldsymbol{\theta}_{cg}^{n+1} = \boldsymbol{\theta}_{cg}^n + \mathbf{G} \boldsymbol{\Omega}_{cg} \Delta t \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\theta}_{cg}$ 为欧拉角, $\boldsymbol{\Omega}_{cg}$ 为角速度, $\mathbf{G}$ 为从角速度到欧拉角导数的转换矩阵。

刚体角加速度与力矩之间的关系如下:

$$\boldsymbol{\omega}_B = \mathbf{J}^{-1} (\mathbf{M}_B - \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_B) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{J}$ 为刚体转动惯量, $\mathbf{M}_B$ 为刚体所受合力矩向量, $\boldsymbol{\omega}_B$ 为角加速度向量。

求出的角加速度再通过对时间积分得到角速度,通过公式的转换得到该时刻下刚体运动角度。由六自由度求解器计算得到的速度与角速度,可以进一步求得刚体运动的位置与姿态,从而得到水下航行体每一时刻的运动特征。

1.2 多相流模型和湍流模型

水下点火推进过程涉及复杂多相流动,需要对计算模型进行一定的简化:弹射气体介质和燃气介质均设置为常温空气,采用理想气体模型;液相采用不可压缩流体模型。

气液两相流动的求解采用VOF多相流模型,该模型假设多相流体之间没有相互穿插,可实现用单相流体方法求解多相流问题,在处理气液交界面剧烈变化、各相存在明显交界面的问题时较为出色。

连续性方程为

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m v_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (5)$$

动量方程为

$$\frac{\partial (\rho_m v_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m v_i v_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_m + \mu_i) \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (6)$$

式中: $\rho_m = \sum_{k=1}^{k_n} \alpha_k \rho_k$, $\mu_m = \sum_{k=1}^{k_n} \alpha_k \mu_k$ 分别为按体积分数确定的混合物密度和动力黏性系数, α 为体积分数, ρ 为密度, μ_i 为动力黏性系数。

根据文献[14]中对湍流模型的对比结果,选取 SST $k-\omega$ 模型对雷诺应力项进行封闭,该模型对于激波位置的捕捉更为精准。

1.3 PID 控制律设计

PID 控制是目前模拟控制系统中技术最成熟、应用最广泛的一种控制方式,具有结构简单、参数调整方便等优势,被广泛应用于水下航行体姿态控制^[15]。

本文中控制器的功能通过 CFD 软件的用户自定义函数来实现,该函数能够实时调用航行体的位置、速度等流场信息,并根据设计的姿态控制律计算航行体尾部矢量喷管的摆角并传输给执行结构,实现矢量喷管随时间的摆动。CFD 与 PID 的耦合计算流程如图 1 所示。本文中的姿态控制律形式如下:

$$\delta_e = k_p(\theta - \theta_0) + k_d(\dot{\theta} - \dot{\theta}_0) + k_i \int_{t_1}^{t_2} (\theta - \theta_0) dt \quad (7)$$

式中: δ_e 为喷管摆角指令, k_p 、 k_d 、 k_i 分别为比例、积分和微分环节的参数, θ 、 $\dot{\theta}$ 分别为某控制通道的姿态角和姿态角速度反馈量, θ_0 、 $\dot{\theta}_0$ 分别为期望姿态角和角速度。

1.4 计算域和边界条件设置

计算域和边界条件如图 2 所示,航行体直径为 D ,长径比 $L/D=8$,其中 L 为航行体轴向长度,发射筒与航行体壁面紧密接触,航行体直径与发射筒直径相等,以防止筒内高压燃气泄漏。背景计算域整体尺寸为 $100D \times 70D \times 17.5D$,自由界面距离发射筒口 $82.5D$,发射筒长度 $9D$,发射筒直径 $1D$ 。为了考虑横流影响,定义横流速度沿 X 轴正方向,将计算域左侧设置为速度入口,速度为 1 m/s ,重力方向沿 Z 轴负方向。计算域底部和发射筒为壁面,喷管顶端为滞止入口,其余边界条件均为压力出口。为了提高计算效率,考虑到航行体几何和运动的对称性,计算域取三维半域模型,对称平面为 $X-Z$ 平面。

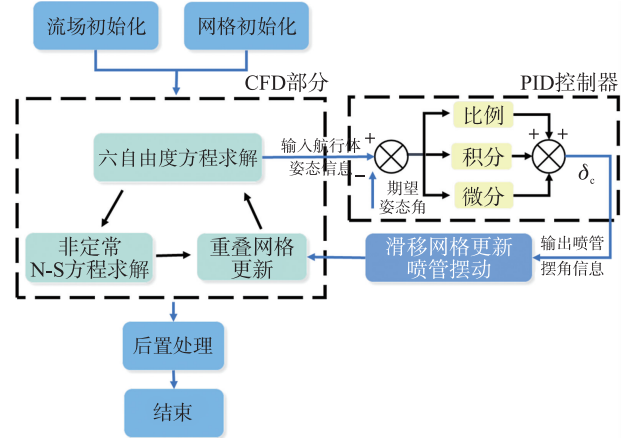


图 1 CFD 耦合 PID 的计算流程

Fig. 1 Calculation process of CFD coupled PID

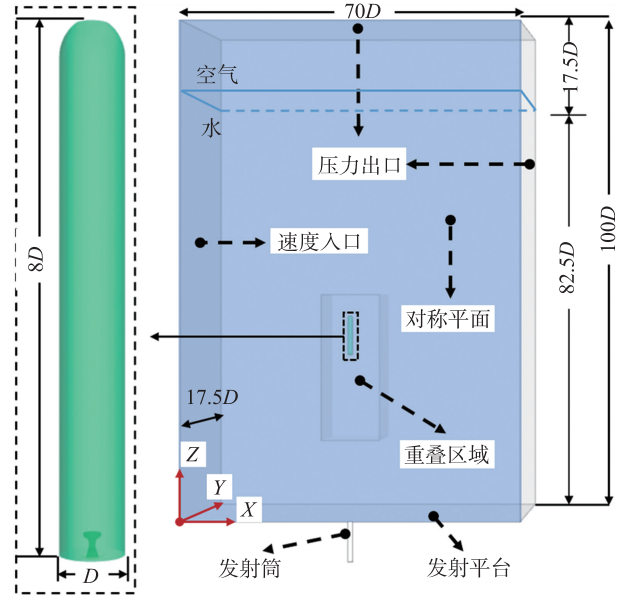


图 2 计算域和边界条件示意图

Fig. 2 Schematic diagram of calculation domain and boundary conditions

图 3 为装配后网格的划分情况,为了捕捉航行体尾空泡的演化过程以及发射筒口附近复杂的流场情况,对航行体尾流区和发射筒筒口位置的网格进行了局部加密。喷管出口首个加密区尺寸为基础尺寸的 5%,以便能较好地捕捉喷管出口处的激波形状,网格密度沿下游均匀缓慢过渡。由于背景计算域较大,为了减小网格数量,在远场边界设置较大的网格尺度,在航行体可能经过的位置以及自由液面的位置进行了加密,尺寸为远场网

格尺寸的 1/2,重叠计算域网格的基础尺寸与该加密区相同,航行体壁面附近设置 10 层均匀拉伸的棱柱层网格。

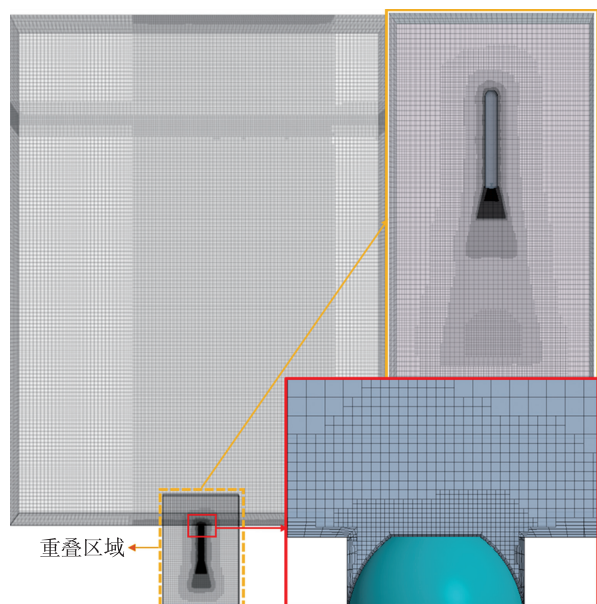


图 3 网格划分细节

Fig. 3 Grid division details

计算过程中喷管相对于航行体做单自由度摆动,航行体相对基准坐标系做三自由度运动。基准坐标系以惯性系为参考,在整个计算过程中保持不变,弹体坐标系与重叠区域一起运动,位置由六自由度求解器决定,喷管坐标系中 X_2 与 Y_2 轴的位置与方向和弹体坐标系保持一致, Z_2 轴位置由航行体的几何形状决定,为喷管摆动中心与航行体质心位置之差,方向与弹体坐标系保持一致,计算过程中弹体绕 OY_1 轴转动,喷管绕 OY_2 轴转动,喷管相对航行体的转动角度为喷管摆角,三者关系如图 4 所示。喷管内外流场由一对球形曲面断开,出口与航行体尾部通过交界面边界连接,实现摆动喷管相对航行体的单自由度摆动。

为了验证网格无关性,以喷管摆角为 0 为例进行分析,选取了 136 万、360 万和 500 万 3 套网格进行求解,得到航行体尾部平均压强 P_b 的监测曲线如图 5 所示。可以看出,网格数量较低时对振荡幅度和相位的特征捕捉相对粗糙,而另外两种工况的压力变化特征基本一致,综合考虑准确性和经济性,选用网格数量为 360 万的网格进行后续计算。

1.5 数值方法验证

根据文献[16]的实验结果对水下火箭发动机推力预测方法进行了验证,分别对摆角为 2° 、 4° 、 6° 、

8° 的工况进行了仿真,记录稳定后的推力、侧向力和推力矢量角数据,并与文献[16]中实验结果进行了比对,结果如图 6 所示。图中,推力为 F_1 ,侧向力为 F_2 ,推力矢量角为 δ ,喷管摆角为 δ_c 。可以发现,数值计算得到的结果与实验值反映了较一致的变化规律,尤其是推力在数值上也表现出很好的一致性。而推力矢量角和侧向力在数值上略低于实验值,分析可能的原因有:实验数据存在一定的拟合误差;数值计算中对发动机结构和测试台架进行了简化。喷管开启后由于存在一定的摆角,会加剧测试台架两侧流场的不对称性而产生一部分侧向力,仿真过程中并未对测试台架进行建模,从而会低估侧向力。综上分析误差在合理范围内,验证了数值方法的有效性。

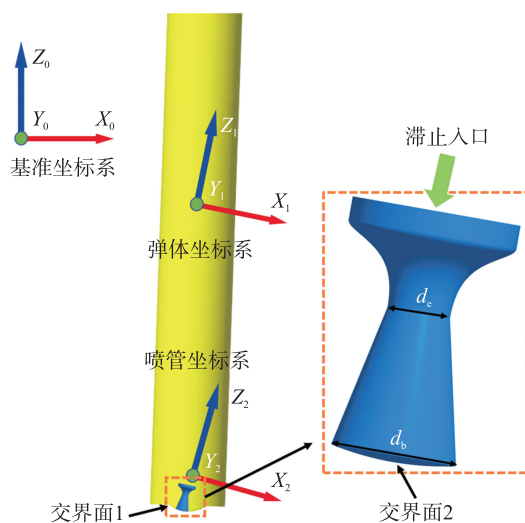


图 4 参考坐标系示意图

Fig. 4 Schematic diagram of reference coordinate system

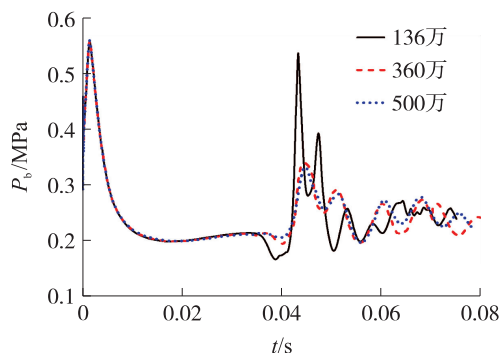


图 5 不同网格数量下航行体尾部压力对比

Fig. 5 Comparison of tail pressure of vehicle under different grid quantities

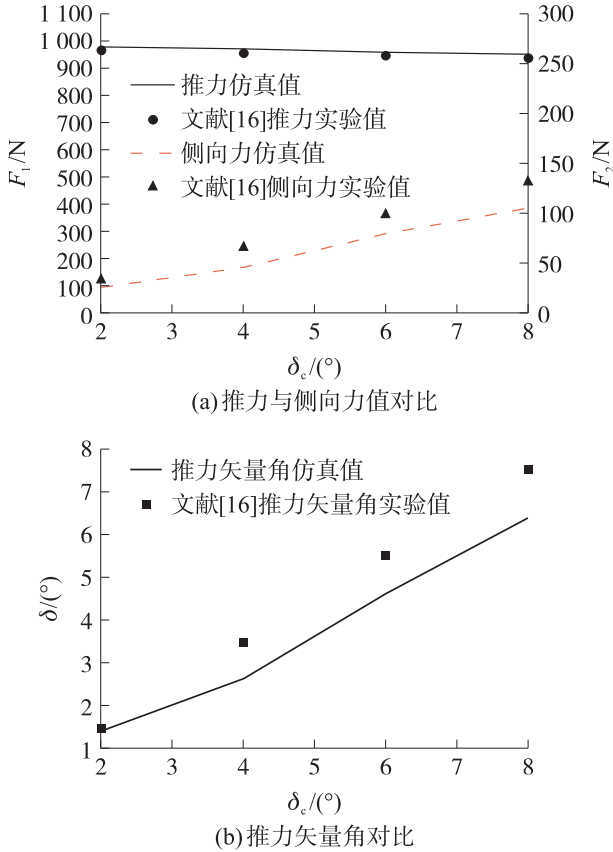


图6 数值结果与实验的对比

Fig. 6 Comparison between numerical results and experiments

2 结果与讨论

航行体在利用燃气弹射出筒时,筒内的高压燃气会随着航行体的出筒在水中扩散,经历膨胀、拉伸、颈缩和拉断的过程^[17],并在航行体尾部形成附体尾空泡。为实现航行体水下及出水过程的有控运动,采用固体火箭发动机在尾空泡内点火作为动力源,研究不同喷管压力对发动机尾喷流与空泡的耦合作用过程以及航行体水动力特性的影响,选取3种喷管压力下($P_j = 6$ MPa、10 MPa、12 MPa)的筒口点火过程进行仿真。

仿真从航行体的筒内运动开始,筒内的高压燃气将航行体弹射出筒,航行体尾部出筒时刻为 $t = 0.285$ s,航行体在水中无控运行 0.1 s 后 ($t = 0.385$ s),尾部发动机点火对航行体姿态进行控制。图7为不同喷管压力下点火后航行体尾部燃气相的体积分数图。由图可见,点火初期附体尾空泡为燃

气提供了初始的容纳空间,高压燃气膨胀加速后进入尾空泡内,由于水介质的阻滞效果,燃气沿轴线方向受限,燃气在航行体尾部积聚。在 $t = 0.395$ s 后,由于射流的强大推力,燃气冲破气团开始延下游轴向方向发展,受开尔文-亥姆霍兹不稳定性(K-H不稳定性)影响,喷管出口的射流边缘出现波浪状,同时受到射流剪切力的卷吸作用,尾部开始收缩。在 $t = 0.43$ s 后,背流面空泡出现明显脱落,迎流面由于燃气的补充基本保持完整。同时由于喷管摆角的影响,空泡尾部出现明显的偏置现象,不再沿喷管轴向发展。

不同喷管压力下航行体尾部空泡的发展有所差异,随着喷管压力的增大,尾部空泡的轴向和径向发展速度都有所增加,如图7中 $t = 0.3875 \sim 0.405$ s 所示。此外,由于空泡尾部缺少射流动量的补充,燃气与水的密度差诱发的瑞利-泰勒不稳定性(R-T不稳定性)越发强烈。同时受喷管摆动的影响,尾部气泡开始逐渐分裂,随着喷管压力的上升,气泡断裂的时间有所提前。喷管压力为 6 MPa、10 MPa 和 12 MPa 时,分别在 $t = 0.45$ s、 $t = 0.44$ s 和 $t = 0.43$ s 彻底断裂。受气液两相流的剪切力作用与射流的不稳定性影响,射流通道逐渐变窄,引发颈缩、胀鼓等现象。

图8为不同喷管压力下航行体尾部压力云图。可以看出,尾部发动机点火后,发动机产生的高压气体迅速向下游传播,与水环境发生冲击,在气泡顶端产生滞止高压区。随着时间的发展,气泡顶端向下游移动,高压区也随之远离航行体尾部。最终当燃气空泡发展到一定长度时,射流流程损失的影响变得显著,射流动量被消耗,气泡顶端射流速度降低,高压区域消失。 $P_j = 6$ MPa 时,滞止高压区仅出现在 $t = 0.395$ s 之前; $P_j = 10$ MPa 工况的滞止高压区域最大,原因在于 $P_j = 10$ MPa 时,射流充分发展;而 $P_j = 12$ MPa 时由于欠膨胀程度高,射流末端并未完全膨胀,燃气的压力能没有完全转换为动能,射流末端滞止压强略小于 $P_j = 10$ MPa 的工况。在射流充分发展后,随着喷管压力的增加,射流动量有所增大,气泡顶端向下游移动。 $P_j = 12$ MPa 的工况下,在 $t = 0.405$ s 时顶端仍有较高的滞止压力。

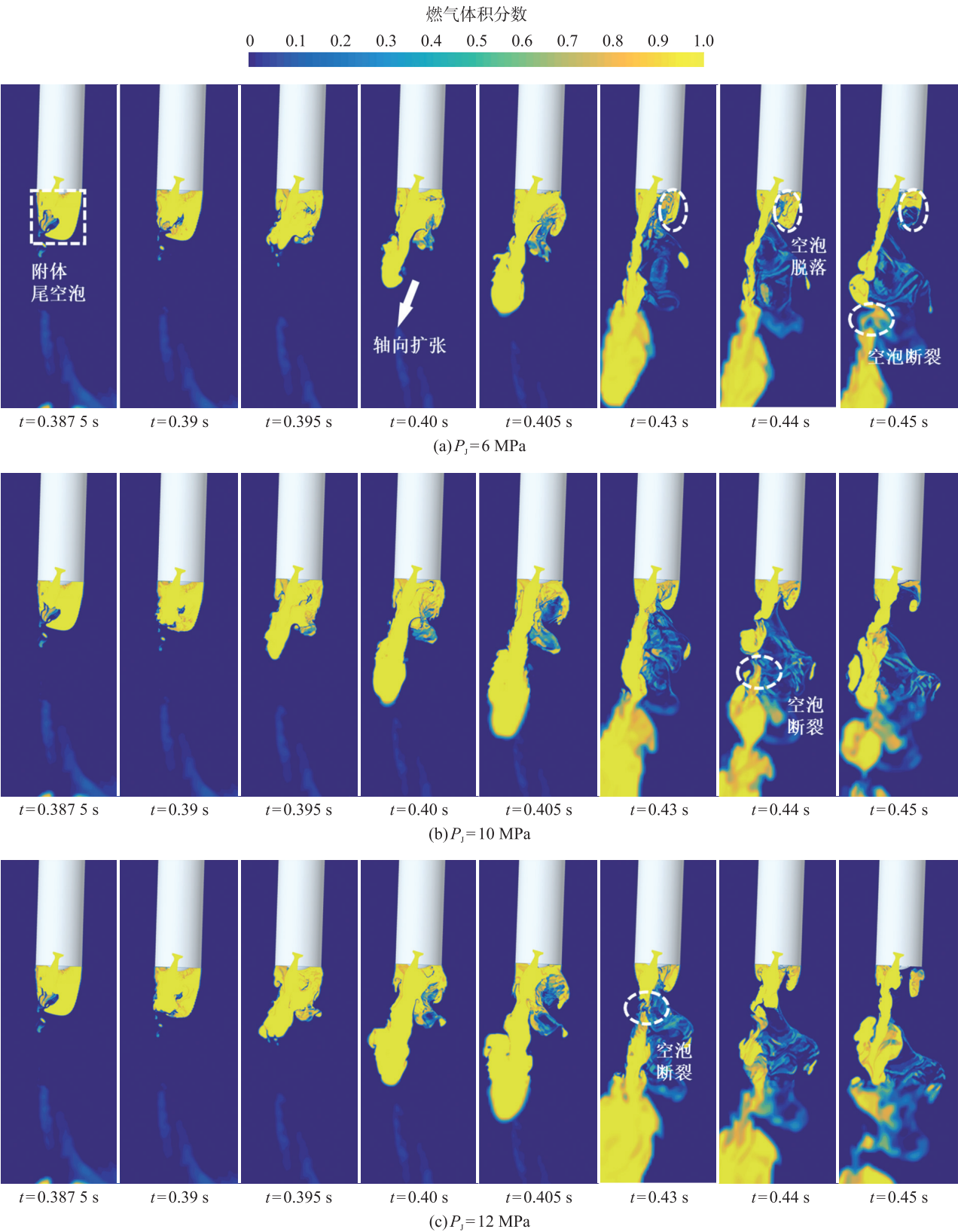


图 7 不同喷管压力下流场燃气体积分数图

Fig. 7 Gas phase volume fraction diagram of flow field under different nozzle pressures

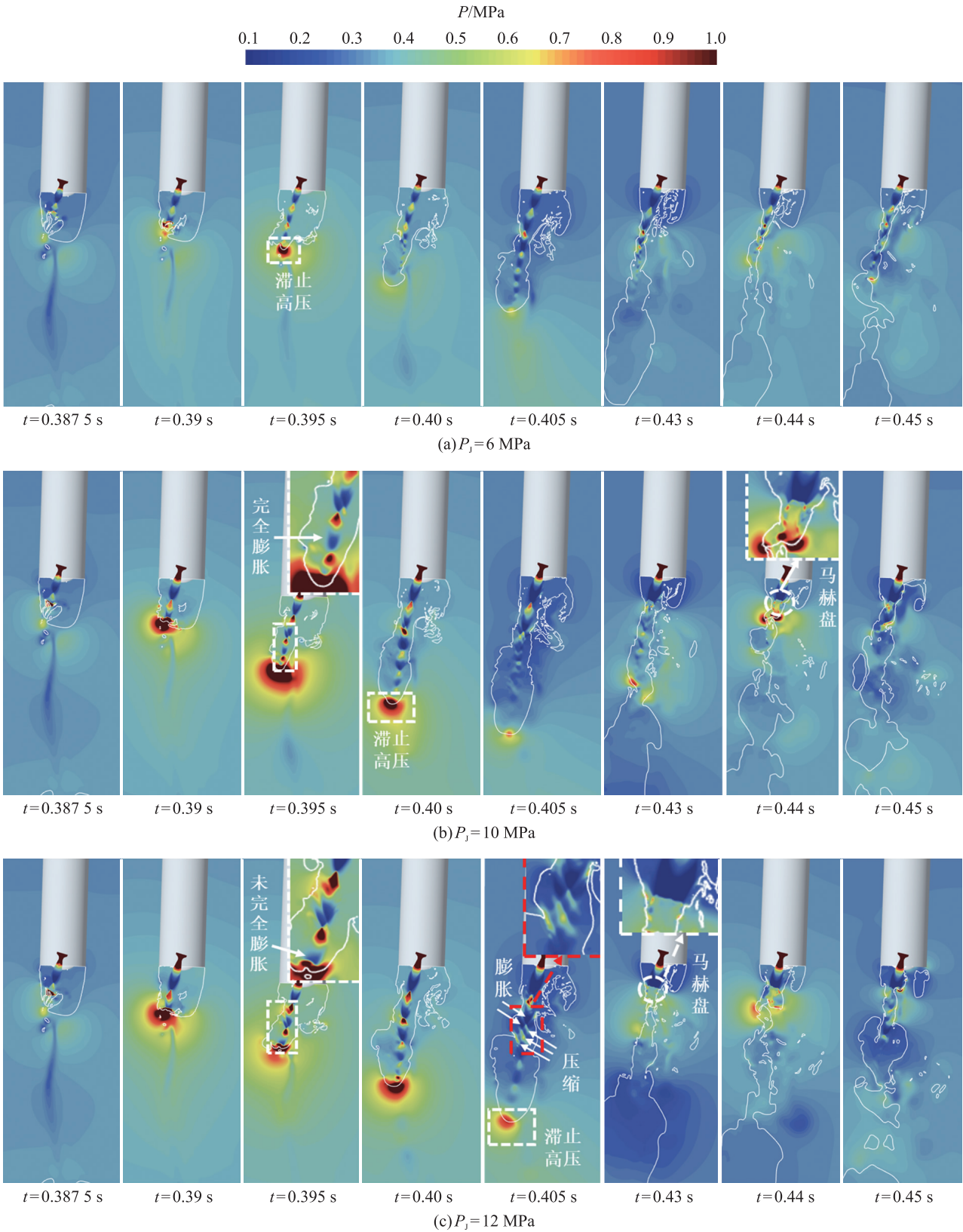


图 8 不同喷管压力下航行体尾部压力云图

Fig. 8 Pressure cloud map of the tail of the vehicle under different nozzle pressures

此外,超音速气流在喷管出口处形成高压和低压交替分布的波系结构,原理是超声速气流在喷管出口处的压力高于外界环境压力,自管口喷出后在出口处形成膨胀波系。由于射流区域外为常压水流场,气流受到周围水介质的压缩,膨胀波系在边界处反射为压缩波,射流气体压力增加,速度减小。随着射流气体的不断涌入,上述过程不断重复,从而形成了一系列的波系结构。可以看出 $P_j = 6 \text{ MPa}$ 时,燃气的压缩与膨胀几乎只沿喷管轴线方向;而当喷管压力增加到 12 MPa 时,除轴线以外,燃气泡内还存在多处膨胀压缩形成的高低压交错分布区域,泡内压力分布更加复杂。

空泡受到界面不稳定性以及航行体姿态变化的影响会产生明显的摆动和偏折,进而导致波系结构的扭曲,并伴随着压力的剧烈振荡。可以明显看出,随着喷管压力的增加,射流欠膨胀程度越大,斜激波无法使射流核心区压力达到环境压力。因此,在喷管出口附近出现垂直于轴线的激波使相交激波分离,该结构称为马赫盘。燃气在马赫盘前后压力剧烈变化,这可能会引起航行体受力的振荡。

图9为不同喷管压力下航行体所受力矩特性。航行体的力矩系数 $C_m = M / (0.5\rho V^2 SL)$, 其中, M 为偏转力矩, ρ 为水的密度, V 为航行体的瞬时速度, S 为航行体的横截面积。由图可知,航行体出筒后,由于燃气泡的不对称性、泡内旋涡运动以及航行体的偏转,航行体所受力矩不断振荡,随着航行体远离筒口,力矩振荡程度逐渐减小。点火后航行体所受力矩出现明显的瞬时振荡,尤其在点火初期更为明显,且随着喷管压力的增大,振荡的幅值有明显增加。随着时间的发展,力矩出现高频小幅振荡。

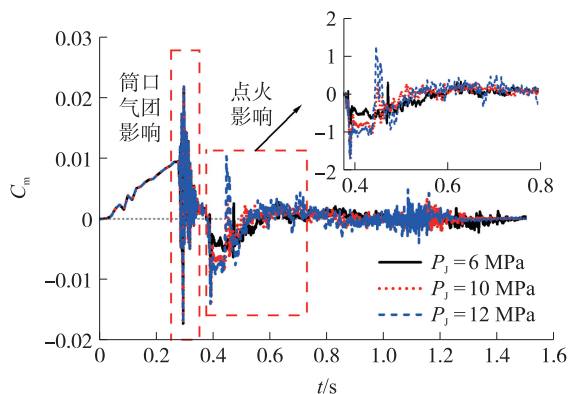


图9 不同喷管压力下航行体力矩系数时变曲线

Fig. 9 Time-varying curves of navigation force moment under different nozzle pressures

迎背水面出现压差是航行体出现偏转的主要原因,为了探究不同点火压力对于点火初期航行体受力的影响,提取3种喷管压力下航行体迎背水面压差分布 ΔP , 结果如图10所示。

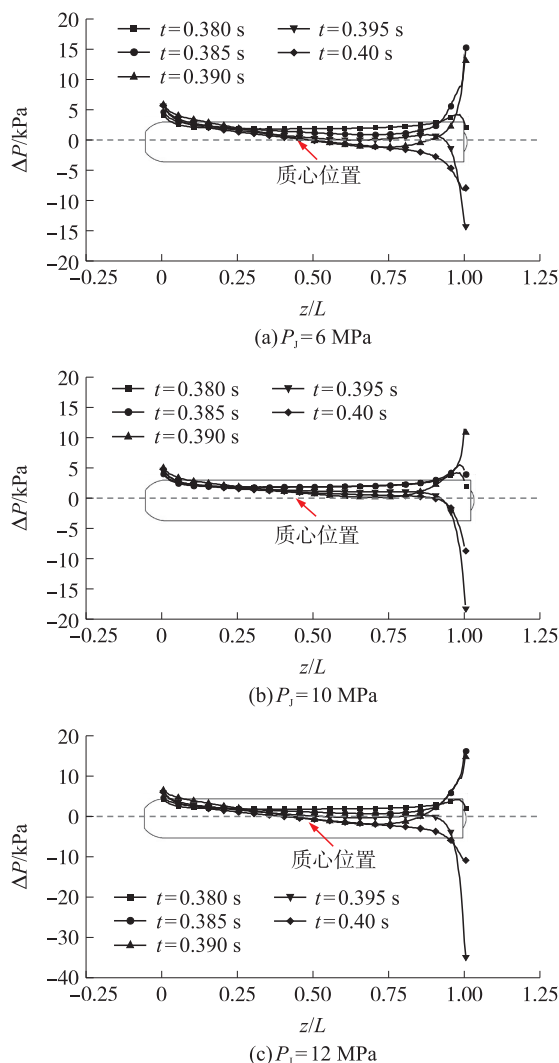


图10 不同喷管压力下航行体迎背流面压力差

Fig. 10 Pressure difference on the upstream and downstream surfaces of a vehicle under different nozzle pressures

发动机点火之前,航行体表面压力分布规律为迎水面压力略大于背水面,压差主要集中在航行体头部和尾部。发动机点火后,迎背水面压差出现明显变化。从图中可以看出,点火后的某些时刻下 ($t = 0.395 \text{ s}$ 、 $t = 0.40 \text{ s}$),航行体尾部迎背水面压差出现负值。从几何关系可以看出,这会导致航行体尾部产生使航行体逆时针偏转的干扰力矩,且由于尾部压差处于正负交替的状态,此干扰力矩存在振荡性。随着喷管压力的上升,迎背水面压差出现的负

值越低,导致干扰力矩越大,航行体所受力矩振荡越明显。

图 11 为不同喷管压力下航行体的弹道特性曲线。图中, V_x 为水平速度, V_z 为垂直速度, V_0 为出筒速度, x 为水平位移, z 为垂直位移。从图 11(a) 可以看出,喷管压力为 6 MPa 时,航行体的水平速度最大,约为 $0.085V_0$ 。当喷管压力增加到 10 MPa 和 12 MPa 时,最大水平速度较为接近。从图 11(b) 可以看出,在点火之后,航行体的垂直速度随着喷管压力的上升而增大,喷管压力从 6 MPa 提升到 12 MPa 时,航行体的垂直出水速度提高了 30%。原因在于提高喷管压力,发动机推力随之增大,提高喷管压力对于提高航行体的垂直速度效果比较显著。

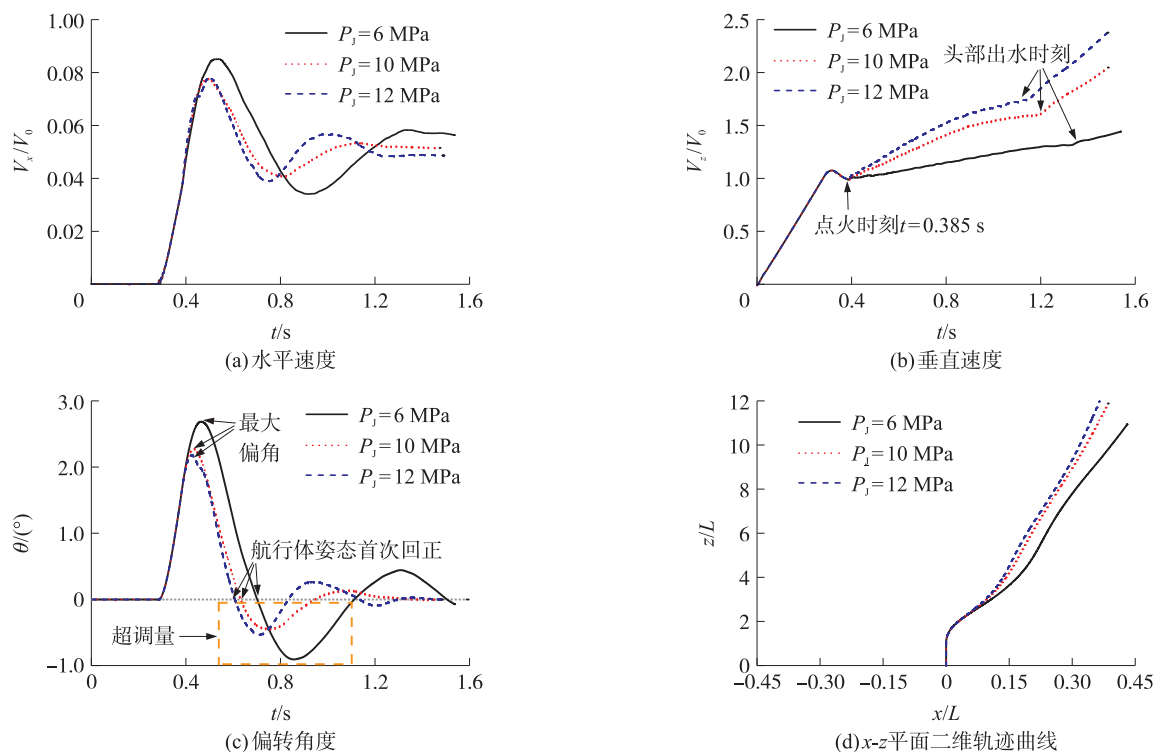


图 11 不同喷管压力下航行体弹道特性

Fig. 11 Ballistic characteristics of the vehicle under different nozzle pressures

3 结论

基于 CFD 方法,建立了计算流体力学、刚体动力学方程和姿态控制一体化的耦合模拟方法,研究了推力矢量控制过程中航行体的尾喷流流场的演化规律,并对不同喷管压力下的航行体的弹道特性和水动力特性进行了分析,得到结论如下:

①在超音速射流与尾空泡耦合作用初期,燃气在离开喷管后与航行体附体尾空泡融合并向下游扩

展,受界面不稳定性以及喷管摆动的影响,尾部气团会分离出射流,发生断裂,随着喷管压力的上升,断裂的时间有所提前。

②航行体尾部空泡内存在复杂的波系结构,喷管压力较大时,除轴线以后,燃气泡内还存在多处膨胀压缩形成的高低压交错分布区域。随着时间的发展,在喷管出口附近出现垂直于轴线的马赫盘使相交激波分离,燃气在马赫盘前后压力剧烈变化。

③点火后航行体所受力矩出现高频率振荡,振

展,受界面不稳定性以及喷管摆动的影响,尾部气团会分离出射流,发生断裂,随着喷管压力的上升,断裂的时间有所提前。

②航行体尾部空泡内存在复杂的波系结构,喷管压力较大时,除轴线以后,燃气泡内还存在多处膨胀压缩形成的高低压交错分布区域。随着时间的发展,在喷管出口附近出现垂直于轴线的马赫盘使相交激波分离,燃气在马赫盘前后压力剧烈变化。

③点火后航行体所受力矩出现高频率振荡,振

荡主要来源于受到尾喷流影响航行体两侧压力分布波动带来的干扰力矩,随着喷管压力的上升,力矩的振荡幅度也越大。此外,当喷管压力从 6 MPa 增大到 12 MPa 时,航行体的出水速度明显提高,最大偏转角度减小了 15%,超调量也有明显的减小,航行体姿态波动小,弹道稳定性好。

参考文献

- [1] 唐一华. 水下垂直发射航行体空泡流动研究[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(1): 12-20.
TANG Yihua. Research on cavitating flow round an underwater vertical launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(1): 12-20. (in Chinese)
- [2] 杨敬贤. 小型固体火箭发动机摆动喷管设计技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2015.
YANG Jingxian. Study on the design technology of small solid motor swing nozzle [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2015. (in Chinese)
- [3] 黄振宇, 徐文灿, 毛鸿羽. 喷管流场及其推力矢量的数值计算[J]. 兵工学报, 2000, 21(1): 31-34.
HUANG Zhenyu, XU Wencan, MAO Hongyu. Calculation of nozzle flows and their thrust vectors [J]. Acta Armamentarii, 2000, 21(1): 31-34. (in Chinese)
- [4] 杨玉新, 胡春波, 甘晓松, 等. 喷管摆动对固体火箭发动机内两相流动的影响[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 104-107.
YANG Yuxin, HU Chunbo, GAN Xiaosong, et al. The research on the swing of the nozzle affecting the two-phase flow in the solid rocket motor [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(1): 104-107. (in Chinese)
- [5] 刘华伟, 叶正寅, 叶坤. 火箭发动机喷管摆动对侧向载荷的影响[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(5): 619-624.
LIU Huawei, YE Zhengyin, YE Kun. Research on the influence of swing on side-load in rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(5): 619-624. (in Chinese)
- [6] 田北辰, 吴钦, 刘涛涛, 等. 水下固体火箭发动机喷管摆动高速射流数值研究[C]//中国力学大会 2021+1 论文集(第二册). 北京: 中国力学学会. 2022: 501-514.
TIAN Beichen, WU Qin, LIU Taotao, et al. Numerical study on kinematic characteristics of water-skipping of aircraft [C]// Proceeding of China Mechanics Congress-2021+1 (Volume 2). Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics. 2022: 501-514. (in Chinese)
- [7] 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): 84-93.
LIU Wenjie, 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): 84-93. (in Chinese)
- [8] 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.
QUAN Xiaobo, CHENG Shaohua, QIN Jiliang. Multiphase flow field simulation of underwater thrust vector control based on gimbaled nozzle [J]. Journal of Ship Mechanics, 2020, 24(8): 1006-1013. (in Chinese)
- [9] 唐云龙, 李世鹏, 刘筑, 等. 水下固体火箭发动机的推力特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 477-485.
TANG Yunlong, LI Shipeng, LIU Zhu, et al. Underwater thrust characteristic of solid rocket motor [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 477-485. (in Chinese)
- [10] 黄建春, 叶取源, 朱世权. 不同发射深度下导弹水下点火气水流体力学计算[J]. 应用力学学报, 1994, 1(3): 19-24.
HUANG Jianchun, YE Quyu, ZHU Shiquan. Calculation of gas-water hybrid fluid dynamics for underwater ignition of missiles at different launch depths [J]. Chineses Journal of Applied Mechanics, 1994, 1(3): 19-24. (in Chinese)
- [11] 张京辉, 余永刚. 机枪水下发射膛口燃气射流场分布特性的数值模拟[J]. 弹道学报, 2019, 31(2): 7-13.
ZHANG Jinghui, YU Yonggang. Numerical simulation of distribution characteristics of muzzle gas jet field of machine gun underwater launching [J]. Journal of Ballistics, 2019, 31(2): 7-13. (in Chinese)
- [12] 张旋, 余永刚, 张欣慰. 枪口压力对水下发射膛口流场特性的影响[J]. 弹道学报, 2021, 33(3): 37-43.
ZHANG Xuan, YU Yonggang, ZHANG Xinwei. Influence of muzzle pressure on muzzle flow field characteristics of underwater launching [J]. Journal of Ballistics, 2021, 33(3): 37-43. (in Chinese)
- [13] HE M, QIN L, LIU Y. Oscillation flow induced by underwater supersonic gas jets from a rectangular Laval nozzle [J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 1531-1542.
- [14] LIU T, HU Y, XU H, et al. Investigation of the vectored thruster AUVs based on 3SPS-S parallel manipulator [J]. Applied Ocean Research, 2019, 85: 151-161.
- [15] SARHADI P, NOEI A R, KHOSRAVI A. Model reference adaptive autopilot with anti-windup compensator for an autonomous underwater vehicle [J]. Applied Ocean Research, 2017, 62: 27-36.
- [16] 王宝寿, 许晨, 易淑群, 等. 水下推力矢量特性试验研究[J]. 船舶力学, 2000, 4(5): 9-15.
WANG Baoshou, XU Sheng, YI Shuqun, et al. Test studies of underwater thrust vector control performance [J]. Journal of Ship Mechanics, 2000, 4(5): 9-15. (in Chinese)
- [17] 权晓波, 尤天庆, 张晨星, 等. 水下垂直发射航行体尾空泡振荡演化特性[J]. 兵工学报, 2021, 42(8): 1728-1734.
QUAN Xiaobo, YOU Tianqing, ZHANG Chenxing, et al. Evolution properties of tail cavity oscillation of underwater launched vehicle [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(8): 1728-1734. (in Chinese)