

水下燃气-蒸汽弹射气-液两相流场 数值研究

胡晓磊, 乐贵高, 马大为, 李仁凤
(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 基于计算流体力学方法和均质多相流理论, 采用汽化模型模拟燃气与冷却水的汽化过程, 使用动态网格分层技术模拟导弹的运动, 对燃气-蒸汽弹射气-液两相流场进行三维非定常数值研究. 通过与固体火箭发动机尾焰喷水效应实验对比, 验证了数值方法的有效性. 研究了弹射过程中流场结构、二次流现象和变深度弹射载荷和内弹道变化规律. 结果表明: 导弹弹射过程中汽化现象发生在弯管壁面处, 汽化后的燃气-蒸汽高温区随着发射筒体积的增加发生偏移; 燃气-蒸汽在发射筒和弯管截面上存在隔离区和二次流动现象, 并且形成不同结构形式的漩涡; 弯管受到的最大冲击力出现在 0.16 s 附近和 30°~60° 弯曲角范围内; 弹射深度每增加 10 m, 观测点压力增加 0.25 MPa, 弹动时间延迟 0.01 s.

关 键 词: 水下燃气-蒸汽弹射; 气-液两相流; 动态网格分层技术; 汽化模型; 载荷; 内弹道

中图分类号: V435; TJ768

文献标志码: A

Numerical study of gas-steam ejection gas-liquid two-phase flow field under water

HU Xiao-lei, LE Gui-gao, MA Da-wei, LI Ren-feng

(School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Based on computational fluid dynamic method and homogeneous multiphase theory, vaporization model was adopted to simulate vaporization between gas and cooling water, and missile's motion was simulated by dynamic zone mesh motion method. Three-dimensional unsteady gas-steam ejection gas-liquid two-phase flow field was studied. Compared with the experiment of solid rocket flow field injection with water, this proved that the numerical method was reliable. The flow field structure, secondary flow, load characteristic and internal trajectory in variable depth ejection during ejection were studied. The results show that the evaporation occurs on the wall of the pipe. The gas-steam high temperature region migrates with the increase of tube volume during ejection. Isolation region and secondary flow exist at cross section of the tube and pipe, and form different eddy structures. The maximum impact force occurs on the wall of the pipe between 30° and 60° bend angle at 0.16 s. With the ejection depth increasing 10 m, the pressure of monitor is added by 0.25 MPa and time of missile motion is delayed 0.01 s.

Key words: gas-steam ejection under water; gas-liquid two-phase flow;
dynamic zone mesh motion method;
vaporization model; load; internal trajectory

燃气-蒸汽弹射作为一种跨介质作战武器,具有高隐蔽性、强机动性和作战威力大等优势,广泛应用于水下发射装置中.影响燃气-蒸汽弹射内弹道指标的一个重要因素就是燃气与横向冷却水之间强烈的汽化过程^[1].在变深度弹射工况下,筒口背压的变化对导弹的出筒参数也会产生影响.因此,开展燃气-蒸汽弹射气-液两相流场和变深度弹射研究对于掌握导弹发射流场、载荷和内弹道特性具有理论意义和实际应用前景.

燃气-蒸汽弹射研究主要有实验研究和数值模拟两种方法. Edquist 等^[2-3]以乙醇和水作为工质,建立弹射过程发射筒内弹道的数学模型,分析了发射筒内气体的热力学过程和导弹运动规律,但文献中没有考虑燃气与水的汽化过程. 芮守祯等^[4]采用欧拉-拉格朗日方法对燃气-蒸汽弹射动力装置内气-液两相流进行数值模拟,分析了不同喷水孔和喷水压力对能量输出的影响. 肖虎斌等^[5]采用横向二次雾化理论建立了弹射动力系统气-液两相流场数值模型,研究了流场结构,但没有考虑导弹运动过程对流场的影响. 文献^[6-8]分别从内弹道方程出发建立了燃气-蒸汽弹射内弹道解析模型,得到了导弹弹射过程内弹道变化规律,但是没有研究燃气与冷却水作用下的流场结构. 因而有必要建立包含导弹运动和汽化过程的数值模型对弹射流场进行研究.

多相流计算模型中,均质多相流理论和汽化模型经济性高、计算稳定,广泛应用于高温高压条件下燃气射流与冷却水相互作用的研究中^[9]. 曹嘉怡等^[10-11]采用该数值方法研究水下燃气射流与水的掺混效应和能量交换. JIANG 等^[12-13]运用均质多相流理论和汽化模型研究了喷水对固体火箭发动机自由射流冲击平板的影响,获得的数值结果和流场分布与实验值吻合较好. 侯金瑛等^[14]使用均质多相流理论研究了同心筒水下弹射过程中燃气射流与水的汽化过程. 王亚东等^[15]利用该数值方法研究了气泡弹性对同心筒弹射过程的影响. 以上研究表明采用均质多相流理论和汽化机理可以模拟燃气与水两相之间的汽化过程.

本文针对某型号燃气-蒸汽弹射系统结构,采用均质多相流理论、汽化模型和动态网格分层技术,建立了包含导弹运动和冷却水汽化过程的气-液两相弹射数值流动模型,分析了弹射过程中流场结构、管道截面二次流动现象和变深度弹射载荷以及内弹道变化规律,为燃气-蒸汽弹射内弹道研究提供理论基础.

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

燃气-蒸汽弹射系统包括燃气发生器、二级喷管、喷水孔、弯管和发射筒等,如图1所示(图中忽略了燃气发生器). 文中计算从二级喷管入口开始计算,其中 P 点为弯管 45° 转角外壁面处观测点. 燃气-蒸汽弹射系统工作原理是:从燃气发生器喷出的燃气射流在二级喷管内与横向冷却水混合形成燃气和蒸汽混合流体,经过弯管进入发射筒底部,形成燃气-蒸汽推力,推动导弹弹射出发射筒. 其中二级喷管上喷水孔有7排,每排有30个,共计210个.

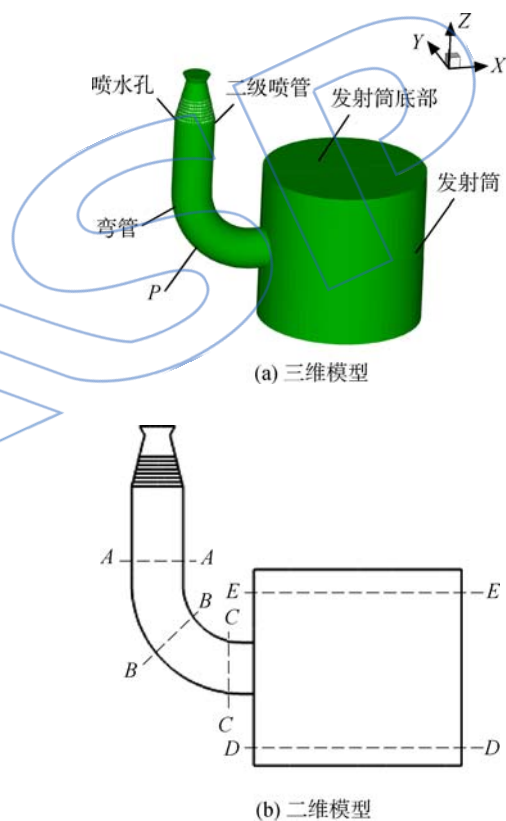


图1 燃气-蒸汽弹射系统物理模型

Fig. 1 Physical model of gas-steam ejection system

1.2 数值计算方法

本文研究的燃气-蒸汽弹射气-液两相流场,涉及到气-液两相混合传质流动,是一个瞬态多相流动问题.采用均质多相流理论,将冷却水和燃气组成的两相混合物作为变密度单一流体进行分析,用体积分数 φ ($0 \leq \varphi \leq 1$) 表示控制体中某一项的占有率.控制方程如下.

1) 连续性方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho_m + \nabla \cdot (\varphi_1 \rho_1 \mathbf{v}_m + \varphi_2 \rho_2 \mathbf{v}_m) = 0 \quad (1)$$

其中 φ_1 为冷却水的体积分数, φ_2 为燃气的体积分数, $\varphi_1 + \varphi_2 = 1$; $\rho_m = \varphi_1 \rho_1 + \varphi_2 \rho_2$ 为混合物密度, ρ_1 为冷却水密度, ρ_2 为燃气密度; t 为燃气弹射时间; $\mathbf{v}_m$ 为混合物速度, 它是通过质量加权平均计算得到, 如下式所示:

$$\mathbf{v}_m = \frac{1}{\rho_m} (\varphi_1 \rho_1 \mathbf{v}_1 + \varphi_2 \rho_2 \mathbf{v}_2) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{v}_1$ 是冷却水的速度; $\mathbf{v}_2$ 是燃气的速度。

2) 动量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m \mathbf{v}_m) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m \mathbf{v}_m) = \\ - \nabla \cdot [\mu_m (\nabla \mathbf{v}_m + \nabla \mathbf{v}_m^T)] + \nabla \cdot \left(\sum_{i=1}^N \varphi_i \rho_i \mathbf{v}_{dr,i} \mathbf{v}_{dr,i} \right) \end{aligned} \quad (3)$$

式中 μ_m 为混合物的黏度; $\mathbf{v}_{dr,i}$ 为冷却水的迁移速度。

3) 能量方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \sum_{i=1}^2 (\varphi_i \rho_i E_i) + \nabla \cdot \sum_{i=1}^2 [\varphi_i \rho_i (\rho_i E_i + p)] = \\ S + \nabla \cdot (\kappa_{eff} \nabla T) \end{aligned} \quad (4)$$

其中 φ 为体积分数, 下标 $i=1$ 表示冷却水, $i=2$ 表示燃气; ρ_i 表示密度; $E_i = h_i - p/\rho_i + v_i^2/2$, $h_i = \sum_{j=1}^2 \omega_j h_j$, ω_j 为质量分数, $h_i = \int_{T_{ref}}^T c_{p,i} dT$, $c_{p,i}$ 为比定压热容; $T_{ref} = 298.15 \text{ K}$, $\kappa_{eff} = (\kappa + c_p \mu_t Pr)$, κ 是导热系数, c_p 是混合物的比定压热容, Pr 是普朗特常数, μ_t 为湍流黏度; S 为汽化源项, 代表冷却水的汽化过程产生的能量源项。

冷却水汽化吸收热量, S 为

$$S = - \dot{m}_1 h_v \quad (6)$$

燃气凝结过程释放热量, S 为

$$S = \dot{m}_2 h_v \quad (7)$$

式中 h_v 为汽化潜热; $\dot{m}_1$ 是冷却水的汽化率, $\dot{m}_2$ 是燃气的凝结率。

冷却水的汽化方程为

$$\begin{aligned} \dot{m}_1 = \\ \begin{cases} -\lambda \times (1 - \varphi_2) \times \rho_1 \times |T - T_{sat}| / T_{sat}, & T > T_{sat} \\ \lambda \times (1 - \varphi_1) \times \rho_2 \times |T - T_{sat}| / T_{sat}, & T < T_{sat} \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

式中 λ 是松弛系数; T 为混合物的温度; T_{sat} 为冷却水的饱和温度。

燃气的凝结方程为

$$\dot{m}_2 =$$

$$\begin{cases} \lambda \times (1 - \varphi_2) \times \rho_1 \times |T - T_{sat}| / T_{sat}, & T > T_{sat} \\ -\lambda \times (1 - \varphi_1) \times \rho_2 \times |T - T_{sat}| / T_{sat}, & T < T_{sat} \end{cases} \quad (9)$$

1.3 弹体运动规律

弹射过程中导弹是沿着发射筒轴线向上运动. 轴线方向上受到燃气-蒸汽推力、弹射深度压差阻力、重力和摩擦力等 4 个力. 导弹加速度根据牛顿第二定律由导弹受力进行计算, 合外力公式采用

$$F = F_{\text{gas-steam}} - F_p - Mg - F_f \quad (10)$$

其中 $F_{\text{gas-steam}}$ 为燃气-蒸汽推力; F_p 为弹射深度压差阻力; M 为导弹的质量; F_f 为摩擦力。

导弹沿轴线方向的速度 v_t 和位移 l_t 分别由下式求得, 其中 Δt 为时间步长。

$$v_t = v_{t-\Delta t} + (F/M) \Delta t \quad (11)$$

$$l_t = l_{t-\Delta t} + v_t \times \Delta t \quad (12)$$

式(11)和式(12)给出导弹在任一时刻的运动速度, 采用动态网格分层技术^[14]对网格进行更新. 在导弹弹射过程中, 导弹底部为运动边界, 其他为静止边界. 导弹底部网格节点之间满足胡克定律, 当网格节点应力增加或减小时, 网格节点位移也随之增加或减小. 在网格节点位移增加或减小超过指定高度时, 网格之间产生分裂或缩并, 从而实现弹射过程到导弹底部网格的动态更新。

1.4 湍流模型

由于高温燃气与低温冷却水温差较大, 在混合中有着明显的汽化掺混现象, 文中采用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型^[16], 这种湍流模型适合完全湍流流动, 是一种针对高 Re 的湍流计算模型。

湍流动能方程(k 方程)为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho_m k v_i) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho_m \epsilon \end{aligned} \quad (13)$$

湍流能量耗散率方程(ϵ 方程)为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho_m \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho_m \epsilon v_i) = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} (G_k + G_b) - C_{\epsilon 2} \rho_m \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (14)$$

式中 k 和 ϵ 分别为湍动能和湍流能量耗散率; $\mu_{eff} = \mu_m + \mu_t$, G_k 为由于平均速度梯度引起的湍动能 k 的产生项, G_b 为由浮力引起的湍动能 k 的产

生项, C_{e1} , C_{e2} 为经验系数, 其值分别为 1.44, 1.92.

采用有限体积法离散控制方程, 压力梯度项采用 Standard 格式离散, 动量方程的差分格式选用 2 阶迎风格式, 湍流输运方程的差分格式采用 1 阶迎风格式, 压力-速度耦合采用 PISO (pressure implicit with split operators) 算法, 近壁区域采用壁面函数进行处理.

1.5 网格模型和边界条件

由于弹射动力系统为圆台结构, 故采用分层分块六面体结构网格进行划分, 并在喷水孔区域网格加密处理, 二级喷管处网格划分情况如图 2 所示.

边界条件: 二级喷管燃气进口采用压力进口边界条件, 其值随时间变化曲线如图 3(a) 所示, 总温为 3200 K; 喷水孔采用质量流量入口, 其随时间变化曲线如图 3(b) 所示, 喷水动压比 (定义为 $\rho_a u^2 / \rho_g v_g^2$) 为 5, 温度为 300 K. 初始流场为标准大气状态, 其中图 3(a) 中的 p/p_0 为无量纲压力, 图 3(b) 中 $q_m/q_{m,0}$ 为无量纲质量流量.

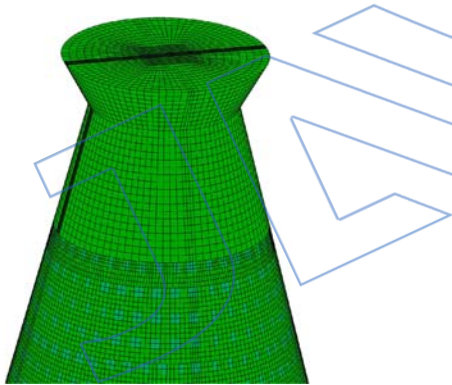


图2 二级喷管网格

Fig. 2 Mesh of secondary nozzle

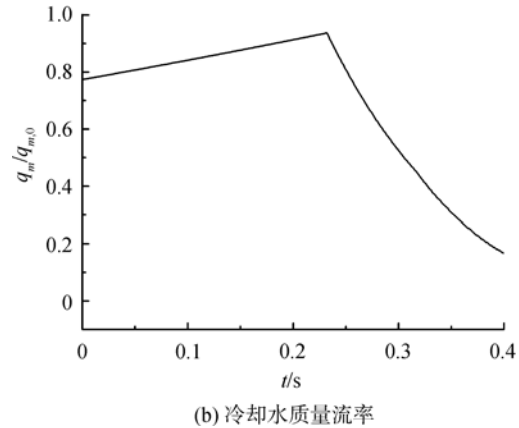
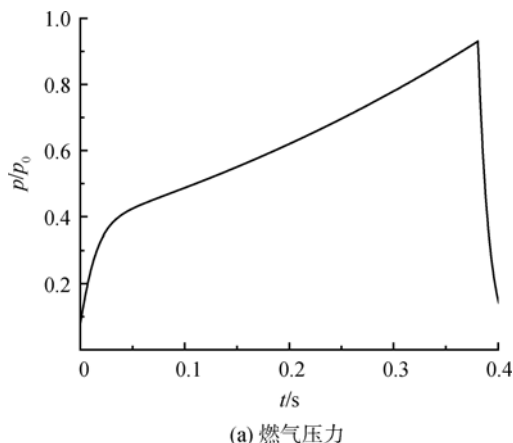


图3 进口边界条件

Fig. 3 Inlet boundary conditions

2 计算方法的验证

2.1 网格无关性验证

网格无关性是考核数值计算结果有效性的一个重要方面^[17]. 本文为研究网格单元数对计算结果的影响, 对两种网格的燃气-蒸汽弹射系统弯管 P 点处的压力进行研究, 结果如图 4 所示. 其中, 网格 A 是网格单元为 40 万时 P 点压力随时间变化; 网格 B 是网格单元为 80 万时 P 点压力随时间变化. 通过对比可见网格数相差 1 倍时, 其计算结果并无太大差异, 从而验证了网格无关性. 为缩减计算时间, 网格模型单元数控制在 40 万左右.

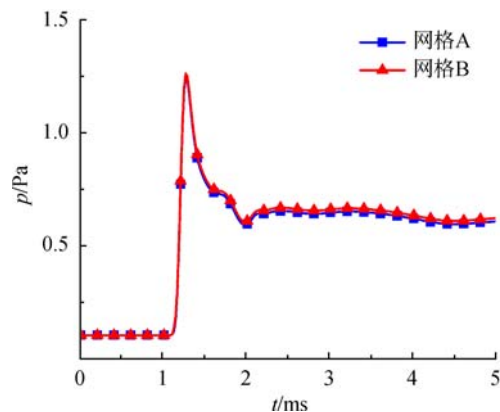


图4 两种网格数下 P 点压力对比

Fig. 4 Comparison of pressure on point P of two mesh number

2.2 数值方法的验证

为了验证数值方法的可靠性, 采用上节建立的数值方法对文献[12]中的固体火箭发动机尾焰喷水效应实验进行数值验证对比, 计算中采用 1/4 圆柱模型. 具体实验参数参见文献[12]. 表 1 为实

验中4个观测点温度值与数值计算结果的对比. 其中 P_1, P_2, P_3, P_4 四个点分别距离平板中心 0.2, 0.3, 0.4, 0.5 m. 从观测点实验数据和数值计算结果来看, 误差均在 5% 以内, 表明文中建立的数值方法是有效的, 可以应用在燃气-蒸汽弹射气-液两相流场计算中.

表1 数值结果与实验值对比

Table 1 Comparison of numerical and experimental results

比较对象	观测点			
	P_1	P_2	P_3	P_4
温度计算值/K	435	428	430	418
温度实验值 ^[12] /K	422	415	410	402
误差/%	3.08	3.13	4.88	4.00

3 结果与讨论

3.1 流场分析

为研究燃气-蒸汽弹射过程中流场结构, 取弹射深度为 40 m 工况进行仿真分析. 图 5 和图 6 分别为不同时刻冷却水体积分数分布云图和温度场分布云图以及速度流线图.

从图 5(a)~图 5(f) 冷却水分布云图可见, 弹射过程中, 横向冷却水在燃气射流冲击作用下沿着弯管壁面边流入发射筒壁面发生汽化效应. 在 0.1 s 时刻, 由于流入弯管中的横向冷却水动量小, 与主流的燃气射流相撞后, 冷却水跟随燃气射流进入发射筒. 在此过程中, 由于弯管外侧壁面(远离发射筒侧)受到燃气射流的垂直冲击, 使得弯管外侧壁面形成一个隔离区, 弯管外侧壁面的冷却水被燃气射流包围并发生强烈的汽化作用. 所以弯管与发射筒连接处弯管内侧壁面冷却水分布体积分数为 5.5%, 而弯管外侧壁面为 1% 左右. 随着导弹开始运动, 弯管中的燃气与蒸汽在发射筒内体积增加的影响下, 尚未完全汽化的冷却水被“吸引”进入发射筒内, 使得弯管出口处冷却水体积分数为 9% 左右. 从 0.15 s 开始, 随着发射筒底部空间继续增加和冷却水质量流量下降, 发射筒内冷却水的体积分数为 5% 左右, 在 0.4 s 时刻, 发射筒底部冷却水几乎完全汽化.

从图 6(a)~图 6(f) 温度场分布云图可见, 在弹射过程中弯管内温度为 2500 K 左右, 而发射筒内温度为 1000 K 左右. 发射筒内温度下降主要是由两个原因造成的: 一是由于高温燃气在喷水区

与冷却水混合时, 冷却水由液态转变为气态发生汽化吸热现象, 使得进入发射筒内的燃气-蒸汽温度降低. 另外, 弯管中形成的燃气-蒸汽混合气体是超声速的, 该气体进入发射筒时, 截面面积增加, 燃气-蒸汽混合气体形成膨胀波, 使得发射筒内燃气-蒸汽混合气体流速增加, 从而使发射筒内温度降低^[18].

同时从温度场云图可见, 在弹射过程中, 弯管中温度流场存在明显的不稳定现象. 在 0~0.15 s 时间内, 弯管内低温区域主要分布在管壁附近. 这是由于在该段时间内, 导弹尚未运动, 喷水量较少, 燃气与横向冷却水的汽化吸热现象主要发生在喷水孔入口处和喷水口下游管壁附近. 在 0.2~0.4 s 时间内, 弯管中高温区域明显偏向发射筒方向. 这是由于在这段时间内, 导弹已经开始运动, 发射筒内体积增加, 对弯管中的燃气-蒸汽混合气体起到了“吸引”作用, 导致弯管内高温区域向发射筒内偏转.

从导弹弹射过程中流线图可见, 燃气-蒸汽气体进入发射筒后在弯管出口两侧形成漩涡. 这是由于超声速燃气-蒸汽气体流过逐渐扩张管道时, 由于管道截面扩大和燃气-蒸汽气体黏性的影响, 在靠近壁面处, 流速小, 以至于动量不足以克服逆压的倒推作用, 因而在靠近壁面处出现倒流现象从而引起漩涡^[18]. 同时, 在 0.3~0.4 s 时间内, 入口压力减小, 喷水量减小, 导弹尾部涡流存在分离现象, 即由一个漩涡形成两个漩涡. 由以上分析可见, 燃气-蒸汽弹射流场结构变化由入口压力和喷水流量综合影响.

3.2 截面二次流动分析

在一定来流条件下, 在管壁附近形成分离区, 管道截面上产生二次流动现象^[19]. 针对燃气-蒸汽弹射过程弯管和发射筒截面上的二次流动现象, 文中选取了 0.1 s 时刻不同截面速度流线图进行研究, 如图 7(a)~图 7(e) 所示. 其中图 7(a)~图 7(c) 为弯管入口段、弯曲段和出口段截面速度流线图, 图 7(d) 和图 7(e) 为发射筒底部和导弹尾部不同位置速度流线图. 从图中可见, 在同一时刻弹射装置管道截面上存在二次流动. 在弯管 A-A 截面上(即弯管入口截面)存在一个同心圆, 同心圆内燃气-蒸汽向内流动, 同心圆外燃气-蒸汽向外流动. 这是由于横向冷却水由四周向中心喷射过程中与主流方向上的燃气相遇, 发生碰撞, 形成隔离区, 即图 7(a) 中高温区域低温区中的隔离区. 在此位置受管道曲率的影响很小, 因此在该截

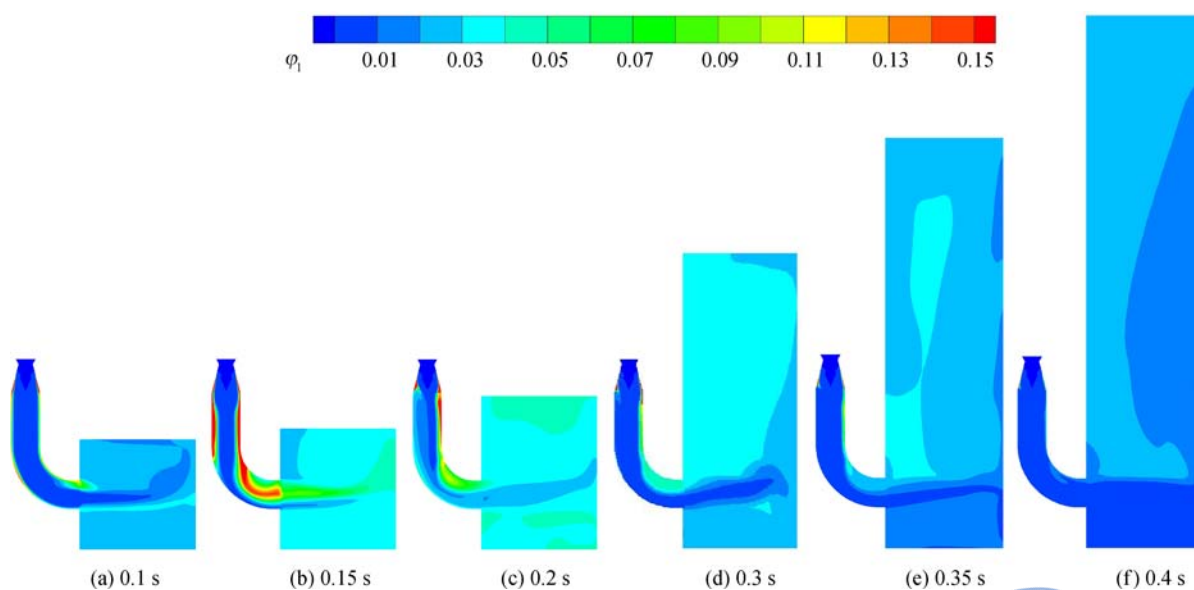


图 5 不同时刻冷却水体积分数云图

Fig. 5 Contours of cooling water volume fraction at different times

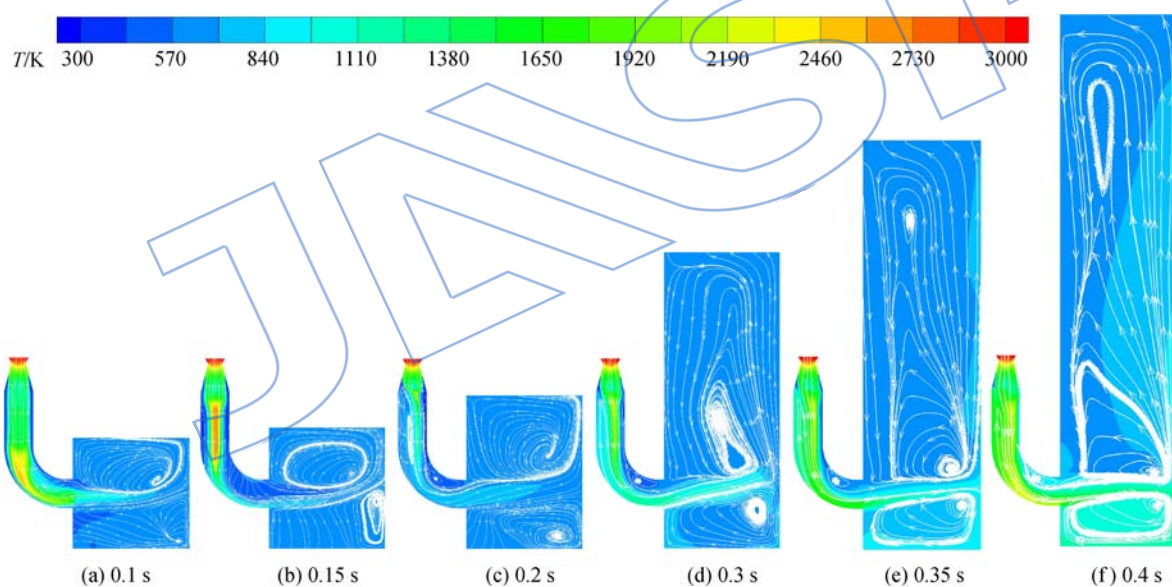


图 6 不同时刻冷却水温度云图和速度流线图

Fig. 6 Contours of cooling water temperature and velocity streamlines at different time

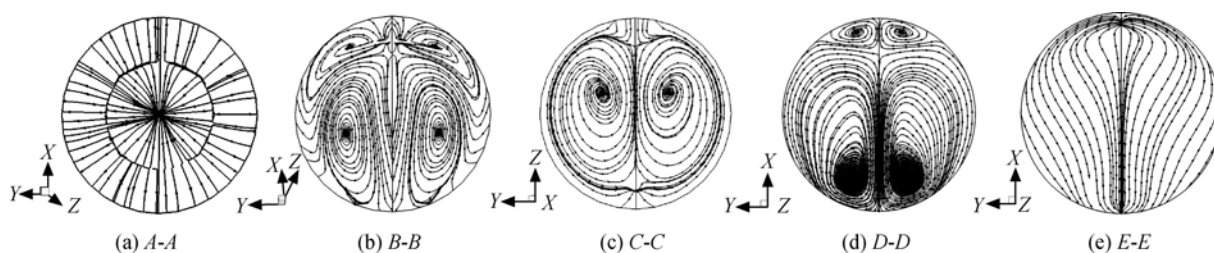


图 7 0.1 s 时刻不同截面速度流线图

Fig. 7 Velocity streamlines on different cross section at 0.1 s

面上没有明显的回流区域. 这与其他弯管截面二次流动不同.

图 7(b)为弯管 B-B 截面上(即弯管弯曲段)速度流线图. 由于受到燃气-蒸汽流体的惯性和离心力作用, 经过弯管时内、外壁面的压力分布不同, 形成漩涡分离. 在弯管外侧(即图下方)形成两个较大漩涡; 在弯管内侧(即图上方)形成两个小的漩涡.

图 7(c)为弯管出口截面上速度流线图. 由于受到弯管曲率与流场压力梯度的影响, 截面上的流体从外侧壁面(图下方)附近逐渐流向内侧壁面处, 从而在横截面上出现一对大涡. 这与文献[20]中的计算结果是一致的. 这也说明文中数值方法是有效的.

图 7(d)为发射筒底部横截面上速度流线图, 其中上部为远离弯管壁面. 由于受到燃气-蒸汽的混合气体的冲击, 在底部发射筒区域形成回流区域. 气体在近弯管处聚集, 形成一对大涡. 在发射筒外壁面处, 受强气流冲击和发射筒壁的阻挡, 形成一对小涡.

图 7(e)为发射筒上部横截面速度流线图. 由于该处距离弯管较远, 所以在 E-E 截面上没有漩涡, 截面速度在弯管出口漩涡的带动下由外壁面向内壁面流动.

3.3 载荷特性分析

图 8 为弹射深度为 40 m 时, 在 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 s 时刻弯曲段外壁面中心线处不同角度(θ)受到的冲击压力曲线. 从曲线中分析可知, 弯管弯曲段冲击载荷最大点在 $30^\circ \sim 60^\circ$ 的弯曲段. 在弹射过程中, 弯曲段载荷呈现先升高, 再下降, 最后升高. 这是由于导弹弹射过程中燃气-蒸汽的核心区域一直处于波动状态导致.

图 8 中的曲线只给出了弹射过程中 4 个时刻弯曲段最大冲击载荷位置分布, 没有给出弹射动态过程中冲击点载荷随时间变化规律. 为此, 选取弯管外壁面 45° 弯曲处 P 点进行研究, 如图 9 所示.

从图 9 中可见看出, 整个弹射过程中, P 点的压力载荷处于动态波动变化中. 弹射深度为 40 m 时, 最大冲击载荷发生在 0.16 s 左右; 弹射深度为 30 m 时, 最大冲击载荷也在 0.16 s 左右; 当弹射深度增加到 50 m 时, 最大冲击载荷发生的时间在 0.165 s 左右. 最大压力范围在 5.03~5.56 MPa 之间. 这可能是由于导弹在 0.16 s 之前, 导弹速度较小, 发射筒体积变化率小, 弯管内载荷不易扩散. 在 0.16 s 之后, 导弹速度增加, 发射筒内空间

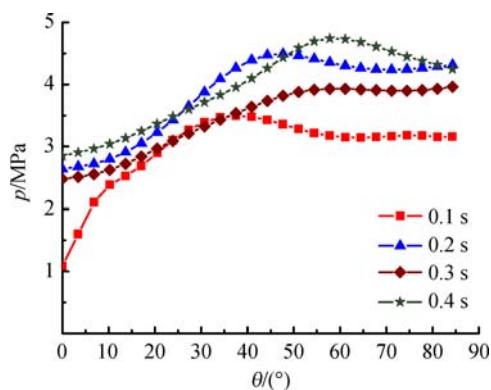


图 8 弹射深度为 40 m 时弯管压力分布

Fig. 8 Pressure distribution on the bend at 40 m ejection depth

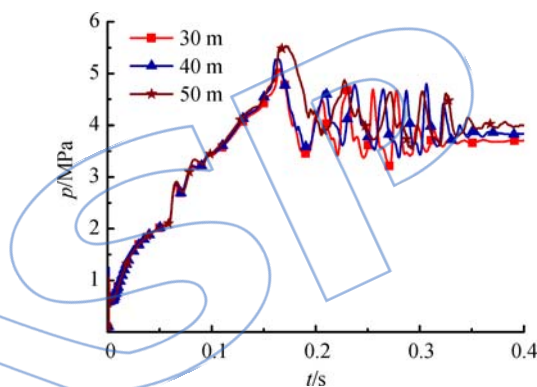


图 9 P 点压力随时间变化曲线

Fig. 9 Curves of pressure varying with times at point P

变化率增加, 弹射装置内部分载荷用于推动导弹加速运动, 压力开始下降.

从图 9 中变深度弹射 P 点压力随时间变化曲线可见, 弹射深度每增加 10 m, P 点受到最大压力增加 0.25 MPa 左右. 在 P 点达到最大压力之后, 压力幅值在 3.22~4.8 MPa 之间波动.

3.4 内弹道特性分析

图 10(a)~图 10(c)为燃气-蒸汽弹射过程中导弹加速度(a)、位移(I)、速度(v)随时间变化曲线. 从图 10(a)中可见, 导弹加速度在 0.2 s 时达到最大值 80 m/s^2 , 然后下降. 根据燃气质量流量和冷却水质量流量随时间变化关系, 可知造成导弹加速在 0.2 s 下降是由于从该时刻开始喷入的冷却水量减少, 燃气与冷却水的汽化作用减弱, 产生的推力减弱, 所以燃气-蒸汽弹射过程中燃气与冷却水的汽化效应不仅可以降低发射筒内温度, 还可以增加导弹推力, 使导弹出筒时间提前. 从图 10(b)导弹的位移和图 10(c)导弹的速度曲线可见, 导弹的速度近似是一条直线, 导弹的位移曲线

近似是一条近似二次曲线. 这与文献[21]中解析方法研究结果一致. 同时从图中位移曲线可见, 弹射深度每增加 10 m, 导弹延迟弹射 0.01 s.

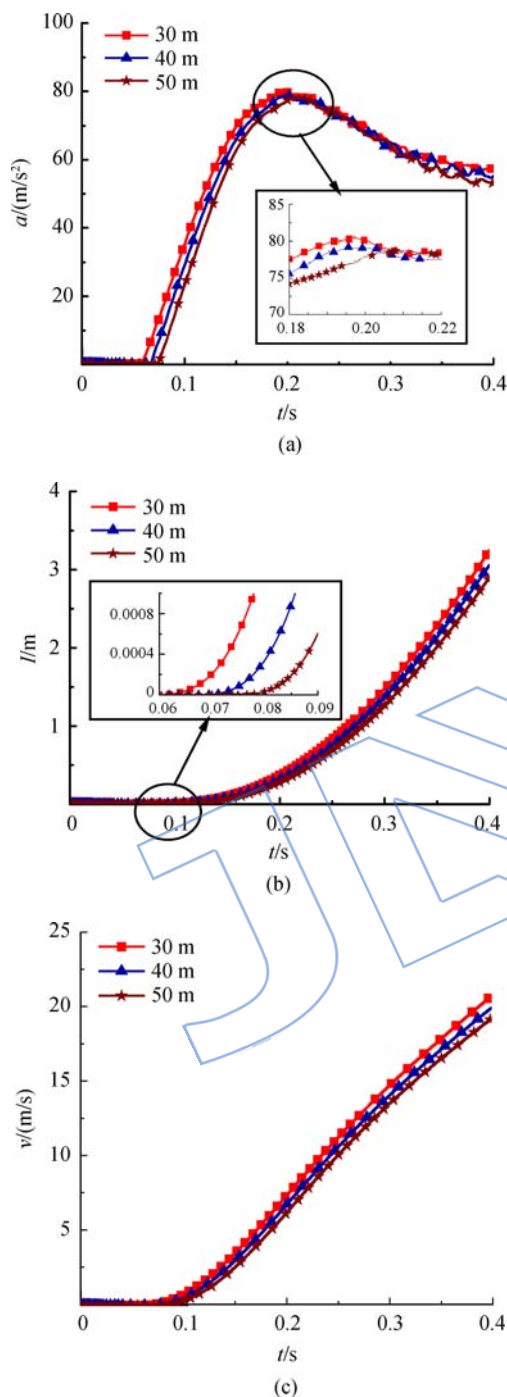


图10 不同弹射深度内弹道曲线

Fig. 10 Internal trajectory curves at different ejection depth

4 结论

本文采用均质多相流理论、汽化模型和动网格分层技术对水下燃气-蒸汽弹射气-液两相流场

进行数值模拟, 对弹射过程流场结构、截面二次流动、内弹道和载荷特性进行了研究, 得出以下结论:

1) 冷却水在弯管出口处和发射筒内呈不对称分布. 靠近弯管内侧壁面冷却水体积分数高于靠近外侧壁面的冷却水体积分数; 发射筒内上部冷却水体积分数高于下部冷却水体积分数.

2) 导弹弹射过程中, 受发射筒体积的增加影响, 弯管内高温区域向弯管内侧偏移, 发射筒上部的漩涡发生分离.

3) 弹射过程中, 在冷却水喷口截面出现高温燃气流和冷却水的隔离区, 远离喷水口截面上存在二次流动并且存在不同结构形式的漩涡.

4) 弯管受到的最大冲击压力为 5.03~5.56 MPa, 并且随着弹射深度每增加 10 m, P 点受到最大压力增加 0.25 MPa 左右, 弹动时间延迟 0.01 s.

参考文献:

- [1] 李威海, 王俊杰. 潜射导弹发射动力系统[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2000.
- [2] Edquist C T. Prediction of the launch pulse for gas generator launched missiles[R]. AIAA 88-3290, 1988.
- [3] Edquist C T, Rommin G L. Canister gas dynamics of gas generator launched missiles[R]. AIAA 80-1186, 1980.
- [4] 芮守祯, 邢玉明, 梁材. 高温高压超声速气液两相流数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 991-996.
RUI Shouzheng, XING Yuming, LIANG Cai. Numerical simulation of gas-liquid two-phase flow in high temperature and high pressure supersonic cross flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 991-996. (in Chinese)
- [5] 肖虎斌, 赵世平. 燃气-蒸汽式发射动力装置复杂内流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(4): 392-395.
XIAO Hubin, ZHAO Shiping. Numerical simulation of the complex flow field in combustion gas-steam launching system[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(4): 392-395. (in Chinese)
- [6] 赵世平. 潜地弹道导弹变深度发射动力系统有用能调节机理研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
ZHAO Shiping. Useful mechanism research on under-water missile launch power variable depth[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [7] 赵世平, 鲍福廷. 燃气-蒸汽式发射系统内弹道若干问题研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(3): 7-10.
ZHAO Shiping, BAO Futing. Analysis of several coefficients of interior ballistic evaluation for gas and steam launching system[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(3): 7-10. (in Chinese)
- [8] 肖虎斌. 潜射导弹燃气-蒸汽发射装置的内弹道建模[J]. 舰船科学技术, 2010, 32(2): 35-38.

- XIAO Hubin. Interior ballistics modeling of submarine-based missile launching unit[J]. Ship Science and Technology, 2010, 32(2): 35-38. (in Chinese)
- [9] Michael D N, Jack R E. All-speed time-accurate underwater projectile calculations using a preconditioning algorithm[J]. Journal of Fluids Engineering, 2006, 128(2): 285-296.
- [10] 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)
- [11] 甘晓松, 贾有军, 鲁传敬, 等. 水下燃气射流流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 23-26.
GAN Xiaosong, JIA Youjun, LU Chuanjing, et al. Research on numerical simulation of combustion gas jet under water[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(1): 23-26. (in Chinese)
- [12] JIANG Yi, MA Yanli, WANG Weichen, et al. Inhibition effect of water injection on afterburning of rocket motor exhaust plume[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 653-659.
- [13] 周帆, 姜毅, 郝继光. 火箭发动机尾焰流场注水降温效果初探[J]. 推进技术, 2012, 33(2): 249-252.
ZHOU Fan, JIANG Yi, HAO Jiguang. Exploring on cooling effect of water injection on rocket motor exhaust[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 249-252. (in Chinese)
- [14] 侯金瑛, 谭大成, 毕世华, 等. 同心筒发射潜载导弹过程数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 9-13.
HOU Jinying, TAN Dacheng, BI Shihua, et al. Numerical research on the process of launching submarine missile by concentric canister launcher[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1): 9-13. (in Chinese)
- [15] 王亚东, 袁绪龙, 张宇文, 等. 气泡弹性对同心筒水下发射影响研究[J]. 计算力学学报, 2013, 30(2): 313-318.
WANG Yadong, YUAN Xulong, ZHANG Yuwen, et al. On the effect of bubble elasticity to sun-launch process using concentric canister launcher[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2013, 30(2): 313-318. (in Chinese)
- [16] Shi T H. A new $k-\epsilon$ eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows-model development and validation[J]. Computers and Fluids, 1995, 24(3): 227-238.
- [17] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1998.
- [18] 王新月. 气体动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010.
- [19] 丁钰, 翁培奋. 90° 弯管内流动的理论模型及流动特性的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2004, 21(3): 314-321.
DING Yu, WENG Peifen. Numerical simulation of theoretical models and flow characteristics in 90° bending duct[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2004, 21(3): 314-321. (in Chinese)
- [20] 丁钰, 翁培奋. 三种湍流模式数值模拟直角弯管内三维分离流动的比较[J]. 计算物理, 2003, 20(5): 386-390.
DING Yu, WENG Peifen. Numerical study on three dimensional turbulent separated flow in right-angle curved duct by three turbulent models[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2003, 20(5): 386-390. (in Chinese)
- [21] 芮守祯, 邢玉明. 几种导弹弹射动力系统内弹道性能比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 766-769.
RUI Shouzhen, XING Yuming. Comparative studies of interior ballistic performance among several missile eject power systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 766-769. (in Chinese)