

两级喷管喉径比对燃气蒸汽弹射参数的影响

李仁凤¹, 陈 帅², 胡晓磊³, 王正鹤¹

(1. 郑州航空工业管理学院 航空工程学院, 郑州 450046;

2. 中国电子科技集团公司 第二十七研究所, 郑州 450047;

3. 安徽工业大学 机械工程学院, 安徽 马鞍山 243002)

摘 要: 针对两级喷管不同的喉径比参数,建立了耦合弹体运动和气液多相汽化的多相流模型,研究改变喉径比对燃气蒸汽弹射流场参数、弹射装置载荷和弹体内弹道的影响。结果表明:在一定范围内增大或者减小喉径比,均会导致弹射装置流场参数和发射稳定性变差。当喉径比增加过多时,将不能建立满足工作条件的喷水压差;喉径比过小时,激波上移最终会导致燃气发生器工作异常。喉径比为1.46时,尾罩压强差最小,发射稳定性能最优,温度最大值控制在设计值800 K内,内弹道参数均满足设计要求。

关 键 词: 燃气蒸汽弹射; 喉径比; 多相流; 内流场; 内弹道

中图分类号: V553.1; TJ768

文献标志码: A

Influence of throat diameter ratio of two-stage nozzle on gas-steam ejection parameters

LI Renfeng¹, CHEN Shuai², HU Xiaolei³, WANG Zhenghe¹

(1. School of Aeronautical Engineering,

Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China;

2. No. 27 Research Institute,

China Electronics Technology Group Corporation, Zhengzhou 450047, China;

3. School of Mechanical Engineering,

Anhui University of Technology, Ma'anshan Anhui 243002, China)

Abstract: The multi-phase flow models coupling with projectile motion and vaporization were established respectively under different conditions of throat diameter ratio. What's more, the influence of throat diameter ratio on gas-steam ejection flow field, ejection device load and interior ballistics was studied. Results showed that increasing or decreasing the throat diameter ratio within a certain range led to the deterioration of ejection device flow field and launch stability. When the throat diameter ratio increased too large, the spray pressure difference meeting the working conditions could not be established. When the throat diameter ratio was too small, the shock wave upward movement eventually led to abnormality of the gas generator. When the throat diameter ratio was 1.46, the pressure difference of tail cover was the smallest and the launch stability was the best. The maximum temperature of launch tube was controlled within the design value of 800 K, and the interior ballistic parameters

收稿日期: 2019-05-13

基金项目: 河南省高等学校重点科研项目(20A460025)

作者简介: 李仁凤(1989—),女,讲师,博士,主要从事航空宇航科学与技术研究。

引用格式: 李仁凤,陈帅,胡晓磊,等. 两级喷管喉径比对燃气蒸汽弹射参数的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(11):2458-2465. LI Renfeng, CHEN Shuai, HU Xiaolei, et al. Influence of throat diameter ratio of two-stage nozzle on gas-steam ejection parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2458-2465.

ters could satisfy the design requirements.

Key words: gas-steam ejection; throat diameter ratio; multiphase flow; internal flow field; interior ballistics

燃气蒸汽弹射是冷发射的一种发射方式,因其能量高、弹道参数相对稳定和低温的优点,在陆基及水下发射弹射装置中被广泛采用^[1]。其中,燃气蒸汽弹射装置中的燃气发生器一级喷管和冷却器二级喷管是控制进入水室燃气流量的两个关键结构,通过合理设置两级喷管喉径的配比关系,可使燃气在一级喷管出口下游形成正激波,且在燃气的作用下,水室中的高压与喷水孔出口处的低压形成喷水压差,水室中的水在压差的作用下喷出,作用到发射筒内达到降温和稳定载荷的作用。由原理可知两级喷管喉径比(二级喷管喉部直径与一级喷管喉部直径的比值)将直接决定液态水随时间喷出流量的大小,进而影响发射筒内流场和内弹道参数^[2-3]。

目前关于燃气蒸汽弹射问题,早期的 Edquist^[4]、袁曾凤^[5-6]、张仁军等^[7]、肖虎斌^[8]和赵世平等^[9]从内弹道理论出发,采用理论计算研究了燃气蒸汽弹射过程流场和内弹道参数;随着 CFD 技术的发展,为更清晰地观察流场内部规律,芮守祯等^[10]、白俊华等^[11]、刘伯伟等^[12]、胡晓磊等^[13-14]、李仁凤等^[15-16]采用数值模拟的方法开展了燃气蒸汽弹射流场的计算,并深入研究了进气角、冷却水雾化粒径、喷水孔直径和水气质量比等参数与压强、温度及发射参数的关系。从当前的研究成果可知,在 CFD 计算领域内,针对两级喷管喉径比对燃气蒸汽弹射参数影响的研究几乎没有,因此本文固定燃气发生器一级喷管喉径,通过改变二级喷管喉径达到改变喉径比的目的,深入研究两级喷管喉径比对发射装置内流场、载荷和内弹道的影响。

1 数值方法及计算模型

1.1 控制方程

由于燃气蒸汽弹射过程中包含有高温高压燃气与水的多相汽化,文中采用混合多相模型进行计算,三维 N-S(Navier-Stokes)控制方程^[17-18]如下:

1) 质量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\varphi_l \rho_l + \varphi_g \rho_g) + \nabla \cdot (\varphi_l \rho_l \mathbf{v}_l + \varphi_g \rho_g \mathbf{v}_g) = 0$$

(1)

式中 φ_l 为水体积分数, φ_g 为气体体积分数, ρ_l 和 ρ_g 分别为水和气体的密度, $\mathbf{v}_l$ 和 $\mathbf{v}_g$ 分别为水和气体的矢量速度。

2) 动量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_m \mathbf{v}_m) + \nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m \mathbf{v}_m) = & -\nabla p + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla \mathbf{v}_m + \nabla \mathbf{v}_m^T)] + \\ & \rho_m \mathbf{g} + \nabla \cdot \left(\sum_{k=1}^n \varphi_k \rho_k \mathbf{v}_{dr,k} \mathbf{v}_{dr,k} \right) + F \end{aligned} \quad (2)$$

式中 ρ_m 和 ρ_k 为混合物和第 k 相的密度, φ_k 为第 k 相体积分, $\mathbf{v}_m$ 是混合物的矢量速度, n 表示第 n 相, F 表示相间相互作用引起的动量源项, μ_m 为混合物的黏度, $\mathbf{v}_{dr,k}$ 为次要项 k 的迁移矢量速度, p 和 $\mathbf{g}$ 分别为压强和重力加速度。

3) 能量守恒方程

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^n (\varphi_k \rho_k E_k) + \nabla \cdot \sum_{k=1}^n [\varphi_k \mathbf{v}_k (\rho_k E_k + p)] = & \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + S_e \end{aligned} \quad (3)$$

式中可压缩相 $E_k = h_k - \frac{p}{\rho_k} + \frac{u_k^2}{2}$, h_k 为第 k 相的热焓, u_k 为第 k 相的标量速度;对于不可压缩相 $E_k = h_k$; $\mathbf{v}_k$ 为第 k 相的矢量速度; $\nabla \cdot (k_{eff} \nabla T)$ 为根据热传导而产生的能量传递, k_{eff} 为有效热传导效率, T 为温度; S_e 为其余体积热源项。

1.2 计算模型与边界条件

图 1 为燃气蒸汽弹射装置三维结构示意图^[2],由动力装置、适配器、发射筒、筒盖、弹体和气密环等构件组成。根据燃气蒸汽弹射工作原理,经过简化建立如图 2 所示的计算模型。

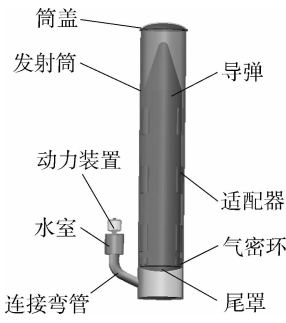


图 1 燃气蒸汽弹射装置简图^[2]

Fig. 1 Sketch of gas-steam ejector^[2]

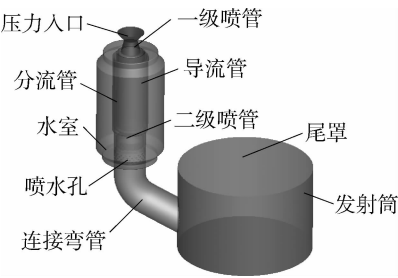


图 2 计算模型

Fig. 2 Calculation model

为保证计算精度,采用分块网格技术实现结构化网格的划分,弹体的运动通过尾罩边界的层动网格实现,如图 3。注水方式采用连续注水,动力系统中冷却器喷水孔采用圆柱形结构,共有 4 排,每排布置 20 个孔,连接弯管入射角度为 60° ,发射深度为水下 30 m,初始时刻筒内压强略大于水下 30 m 处的水压。燃烧室入口总压 p_1 随时间 t 变化曲线如图 4,总温为 3 200 K,燃气比定压热容为 $2450\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

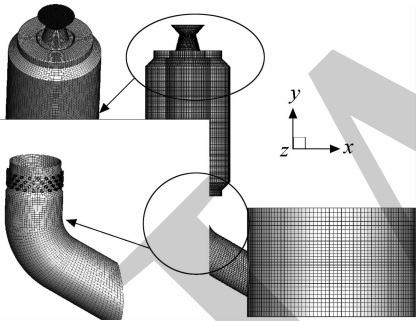


图 3 网格模型

Fig. 3 Mesh modeling

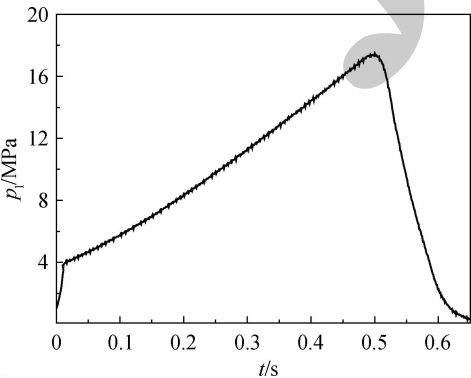


图 4 燃气发生器压强变化曲线

Fig. 4 Variation curve of gas-generator pressure

由于一、二级喷管之间存在有总压的损失,因此二级喷管喉径尺寸必须大于一级喉径,定义两级喷管喉径比为 λ ,文中保持冷却水总量、发射深

度、喷水孔结构及其他结构尺寸不变,分别选取 λ 为 1.34、1.46 和 1.58 进行数值计算。

燃气蒸汽弹射过程中存在高温燃气和水多相汽化反应,采用 Mixture 模型和 PISO (pressure implicit with splitting of operators) 算法进行数值计算,同时将弹射装置内的汽化与冷凝过程以添加源项的方法耦合到流场中,实时提取尾罩的受力进而获得其速度,完成动网格的更新。

2 数值方法验证

由于燃气蒸汽弹射试验成本高、环境因素影响大,因此文中主要通过采用工程方法理论解与数值解的对比进行数值算法计算精度的验证。依据文献[2]分别建立液态水加热、汽化和过热 3 个阶段的气体状态方程,同时结合弹体的运动方程,将已知的燃气蒸汽弹射装置结构参数、气体物质状态参数等已知量代入建立好的内弹道理论计算方程组,通过 Matlab 程序获得低压发射筒内每个时刻压强和温度的均值以及弹体的内弹道参数。图 5 和图 6 分别给出两种方法求解得到的发射筒

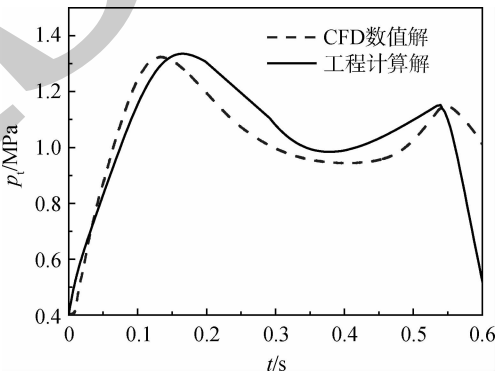


图 5 发射筒压强对比

Fig. 5 Comparisons of launch tube pressure

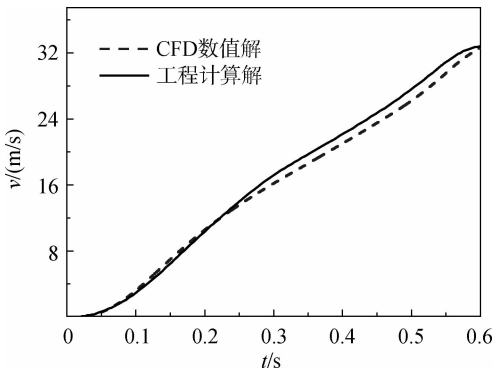


图 6 弹体运动速度对比

Fig. 6 Comparisons of missile movement velocity

压强 p_i 和弹体运动速度 v 。由图可知,发射筒压强和弹体的速度均有较好的一致性,尽管压强在数值上有一定的误差,但总的变化趋势一致,且数值误差控制在工程计算的 10% 范围内,该计算方法可用于研究喉径比对弹射装置载荷和弹体内弹道特性的影响。

3 计算结果与分析

3.1 喉径比对发射装置内流场和载荷的影响

图 7 为 0.1 s 和 0.2 s 时刻 xOy 对称截面压强云图,具体坐标系见图 3。由图可知,3 种喉径比参数 λ 下水室内压强始终大于喷水孔出口处压强,因此,在喷水孔区域均能建立一定的喷水压差,燃气发生器和冷却器均处于正常工作状态。每个计算工况下不同时刻发射筒内的压强分布比较均匀,发射筒内不存在有应力集中现象。从一级喷管位置处压强云图分布可以看到,随着喷管喉径比数值的降低,一级喷管处的激波位置逐渐由直流管向上移动到一级喷管出口处,当喉径比数值为 1.34 时,其激波位置正好位于出口位置,若继续减小,会使得激波位置移动至喉部位置,导致喷管壅塞,不能正常工作。

图 8 为发射筒内压强曲线,由图可知,3 种工

况下筒内压强数值变化趋势一致,均有两个峰值出现,压强载荷最大值分别为 1.29、1.33 MPa 和 1.45 MPa。从弹体发射稳定性方面考虑,3 种工况下压强的最大值与最小值差值分别为 0.4、0.38 MPa 和 0.49 MPa。当喉径比减小时,由于前期喷水过多会导致弹体加速较慢,第一个压力峰值减小,后期水量消耗完全后,第二个压强峰值增大较快,进而导致压强差值增加;反之,当喉径比增加,前期喷水量较小,进入发射筒内燃气较多,因此第一个峰值较其他两种工况高,进而使得压强差值增加。因此,在 λ 为 1.46 的一定范围内分别增大和减小喉径比值时均会导致筒内压力波动大,弹体发射稳定性变差。

图 9 为喷水压差系数 μ (同一时刻喷水孔入口出口压强差值与一级喷管总压的比值)变化曲线。随着 λ 的增加,喷水压差系数不断减小。 $t=0.1$ s 时刻喷水压差还未建立稳定, $\lambda=1.58$ 时的喷水压差系数接近 0,结合压强云图可知,水室与喷水孔出口压强差值较小,进入到发射筒内的液态水流量相对较少。0.1~0.2 s 时刻,随着流动的稳定,喷水压差系数逐渐增大到稳定数值,3 种工况对应的弹射系统的稳定喷水压差系数分别为 0.075、0.05 和 0.03,0.2 s 之后,由于水量充足,

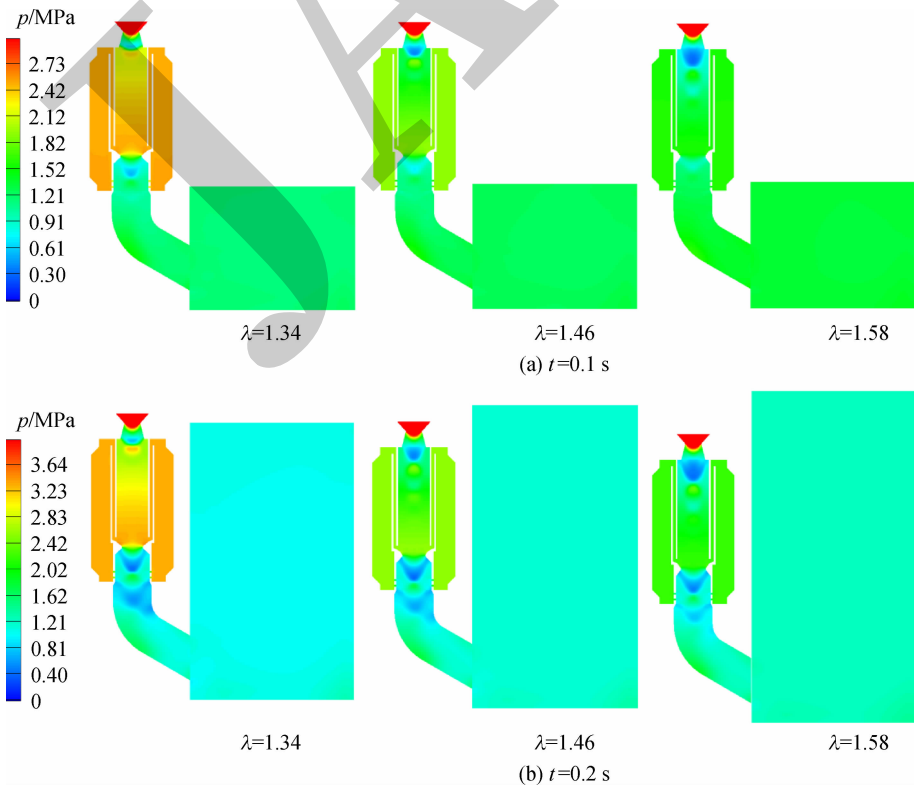


图 7 xOy 对称截面压力云图
Fig. 7 Pressure contour of xOy cross-section

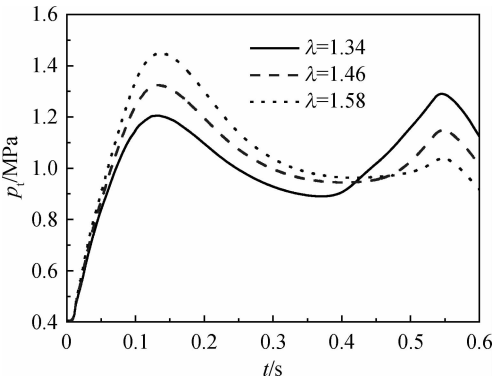


图 8 发射筒内压强
Fig. 8 Pressure in launch tube

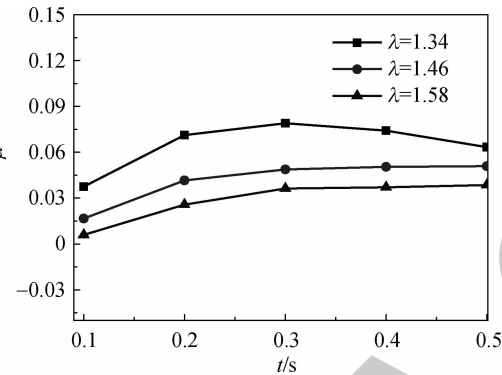


图 9 喷水压差系数
Fig. 9 Differential pressure coefficient of sprinkler hole

喷水压差系数波动较小,能保持在稳定数值范围,表明 3 种工况下两级喷管喉径配比合理。

综合比较 3 种 λ 下发射筒内压强和喷水压差系数, $\lambda=1.46$ 时喷水压差系数稳定性最好,有利于喷水量数值的稳定,发射筒内压强稳定性最优; $\lambda=1.58$ 时不能快速建立喷水压差,若继续增大 λ ,会导致进入水室的燃气量减少,冷却器喷水异常,发射筒内压强过高,进而加剧发射不稳定; $\lambda=1.34$ 时喷水压差系数较大,结合图 7,若继续减小二级喷管喉径,激波会逐步向一级喷管喉部移动,可能导致燃气发生器工作异常。

图 10~图 12 分别为 0.1 s 和 0.2 s 时刻 xOy 截面温度(T)场云图、冷却器内液态水质量 m_w 变化曲线和发射筒内温度曲线。由温度云图可知,高温燃气射流在冷却器液态水的汽化降温下,发射筒内的温度值较燃气发生器减小较多,结合发射筒内温度变化曲线可知,3 种喉径比下筒内最大温度为 700 K,小于设计温度 800 K。由喷水曲线可知,随着 λ 的减小,水室中液态水消尽时间缩短,不同的喷水规律使得发射筒内温度变化不同。发射初期, $\lambda=1.34$ 下进入发射筒内液态水量较多,可以带走较多的燃气热量,因此发射筒内温度较其他两种工况低,但当液态水在 0.4 s 时刻耗尽

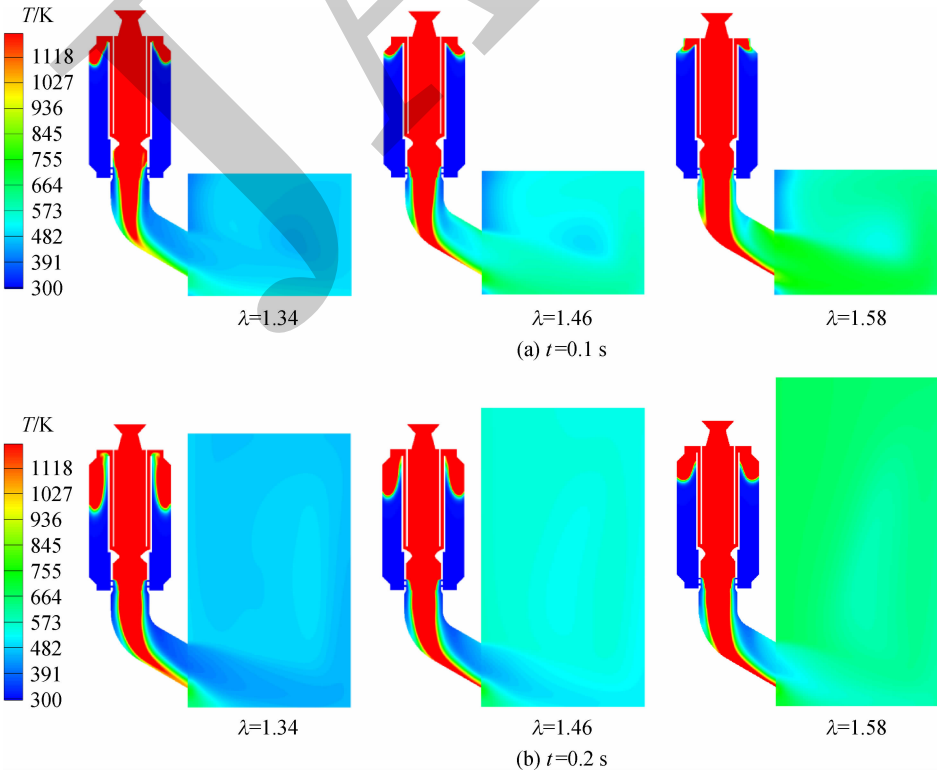


图 10 xOy 截面温度云图
Fig. 10 Temperature contour of xOy cross-section

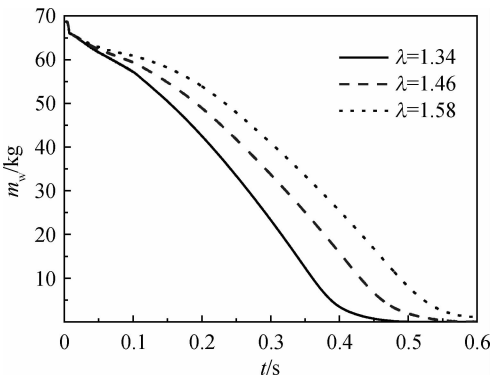


图 11 冷却器内液态水质量
Fig. 11 Quality of liquid water in cooler

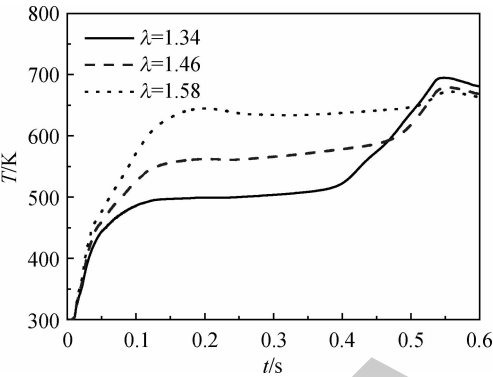


图 12 发射筒内温度
Fig. 12 Temperature in launch tube

后,进入发射筒的液态水大部分已经转化为水蒸气,水蒸气呈现过热状态不再吸收热量,因此发射筒内的温度随后继续升高。由于 3 种计算条件下的液态水总量保持一致,且在燃气发生器结束工作时均已耗尽,吸收燃气总能量相近,最终发射筒内的温度值相近。

图 13 为 0.1 s 和 0.2 s 时刻 xOy 截面液态水-水蒸气(下文简称水-气)质量转换率 M_t 云图。由图可知,水-气质量转化现象主要发生在水室上端燃气与水接触区域、喷水孔附近燃气主射流边界、弯管内侧以及发射筒壁面附近。水室中的水在燃气的挤压作用下呈现外端水位低,内侧水位高现象。燃气-蒸汽混合气体进入发射筒后沿着发射筒和尾罩外壁面运动,在弯管进气的限制作用下,逐渐在发射筒中心区域形成一个较大的涡结构。当 λ 减小时,发射初期 0.2 s 之前,液态水量较多,水-气转化主要发生在燃气主射流边界和水室上方,因此液态水吸收燃气热量较多,发射筒温度较其他两种工况较低,发射筒内水-气转化质量小。随着 λ 增加,喷水压差系数减小使得喷水量减小,燃气进入到发射筒内温度较高,筒内的水-气质量转化率高于其他两种工况。

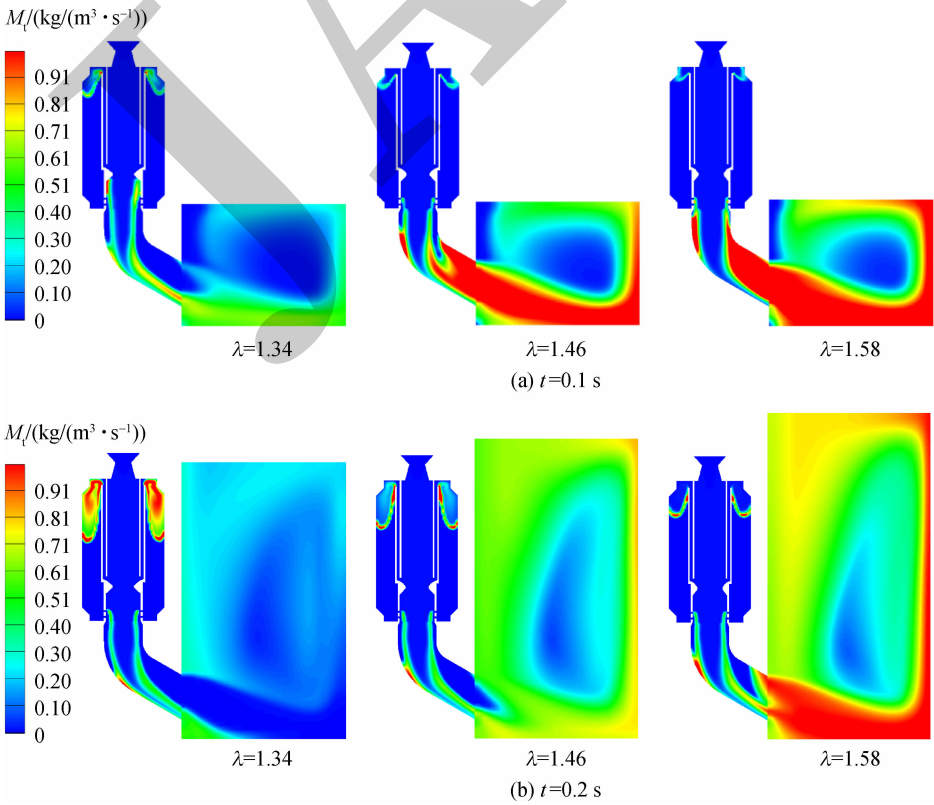


图 13 水-气质量转换率云图
Fig. 13 Contour of water-air quality conversion rate

3.2 不同喉径比下弹射内弹道特性

图 14~图 16 分别为不同喉径比下弹体加速度 a 、速度 v 、位移 l 随时间变化曲线。由加速度图可知,同发射筒内压强变化规律一致,弹体加速度随着 λ 的增加或减小最大峰值均会增加,且过载峰值和谷值差值增大。结合速度和位移图可知,在燃气发生器工作时间内,随着 λ 的增加,弹体的速度和位移均变大,这主要是因为 λ 的增加

使冷却室内液态水耗尽的时间增加,部分液态水在燃气发生器结束工作时还未充分转化为水蒸气,从而吸收的燃气能量减小,较多的燃气内能转化为弹体的动能,推动弹体运动更远。

在弹射过程中,内弹道稳定性评价参数是评价内弹道发射稳定性能的一个重要指标,通常采用发射过程的最大加速度 $a_{\max}$ 与采取等加速度运动方式达到该出筒速度的平均加速度 a_{cp} 之比 ξ 作为评价标准,其中 ξ 的具体计算式为

$$\xi = \frac{a_{\max}}{a_{\text{cp}}} = \frac{2a_{\max}l_e}{v_e^2}$$

(4)

式中 l_e 为弹体筒内有效行程, v_e 为出筒速度,根据工程经验 $\xi \geq 1$,其值越小表示弹体发射越稳定,实际工程应用过程中其值一般在 1.2~1.5 之间^[2]。

表 1 给出了 3 种喉径比下燃气蒸汽弹射内弹道参数对比, $a_{\max}$ 、 $p_{\max}$ 和 $T_{\max}$ 分别为弹体最大加速度、发射筒内最大压强和最大温度。通过对比计算值与设计值可知,3 种工况下出筒速度和发射筒最大温度均能在内弹道设计值范围内,但 $\lambda = 1.34$ 和 $\lambda = 1.58$ 两种工况下的过载均超过了 8g, $\lambda = 1.58$ 工况的发射筒内压强超出了 1.4 MPa。综合考虑, $\lambda = 1.46$ 时内弹道性能最优,不仅能够满足内弹道设计要求,而且其发射稳定性最优,筒内压力峰值较小。

表 1 内弹道参数

Table 1 Parameters of interior ballistics

λ	$v_e /$ (m/s)	$a_{\max} /$ (m/s ²)	$p_{\max} /$ MPa	$T_{\max} /$ K	ξ
1.34	33.48	87.2	1.29	696	1.447
1.46	32.98	77.2	1.33	679	1.320
1.58	32.65	89.6	1.45	672	1.563

4 结 论

本文综合采用多相流、汽化传热传质和动网格技术研究了燃气蒸汽弹射装置两级喷管喉径比对弹射过程流场、载荷和弹体内弹道特性的影响。主要结论如下:

通过比较弹射装置内压强和弹体内弹道参数工程理论解与仿真数值解计算结果,验证了文中计算方法的准确性。文中采用的燃气蒸汽弹射装置在喉径比为 1.34、1.46 和 1.58 三种工况下均能建立一定的喷水压差;随着喉径比增大,弹射初

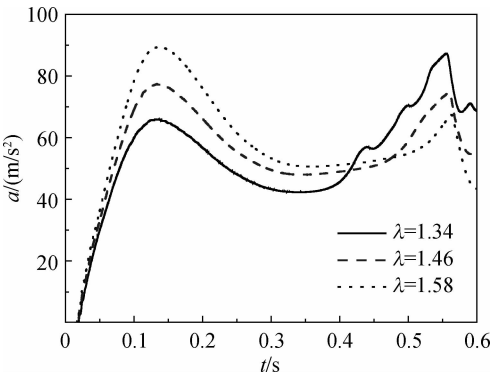


图 14 弹体加速度
Fig. 14 Acceleration of missile

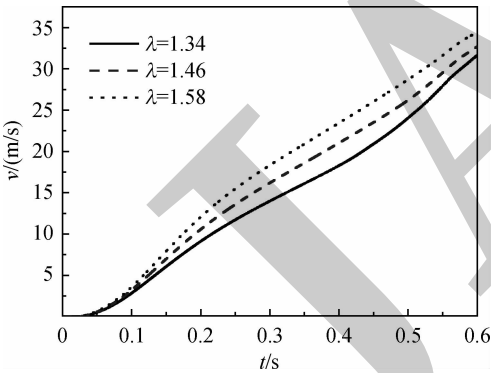


图 15 弹体速度
Fig. 15 Velocity of missile

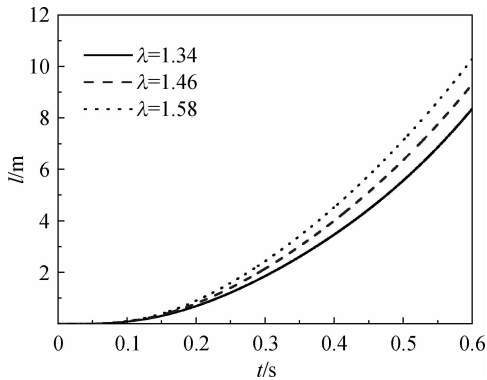


图 16 弹体位移
Fig. 16 Displacement of missile

期不能快速建立喷水压差且流场稳定后的喷水压差系数逐渐降低;若持续增大喉径比会导致冷却器不能正常喷水,而持续减小喉径比又会带来弹体发射不稳定以及燃气发生器工作异常。文中最终获得喉径比为 1.46 时计算得到的筒内压力和导弹过载较小,内弹道性能和发射稳定性能最优。该研究结果可用于指导燃气蒸汽弹射装置结构设计。

参考文献:

[1] HILLEBRECHT H A. Submarine missile eject system: US4643072[P]. 1987-02-17.

[2] 赵险峰,王俊杰. 潜地弹道导弹发射系统内弹道学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2000.

[3] 李威海,王俊杰. 潜地导弹发射动力系统[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,1999.

[4] EDQUIST C T. Prediction of the launch pulse for gas generator launched missiles[R]. AIAA 88-3290,1988.

[5] 袁曾凤. 火箭导弹弹射内弹道学[M]. 北京:北京工业学院出版社,1987.

[6] 袁曾凤. 弹射内弹道中的相似方法研究[J]. 兵工学报, 1987,8(1):8-18.

YUAN Zengfeng. Research on similarity method in ejection interior ballistics[J]. Acta Armamentarii,1987,8(1): 8-18. (in Chinese)

[7] 张仁军,鲍福廷. 两种不同注水方式的燃气蒸汽式发射系统内弹道性能比较[J]. 固体火箭技术,2005,28(1):5-9.

ZHANG Renjun,BAO Futing. Comparison of internal ballistic properties between gas and steam launching systems in two different modes of water injection[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2005,28(1):5-9. (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] 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)

[10] 芮守祯,邢玉明,梁材. 准一维超音速气液两相流数值模拟[J]. 热能动力工程,2011,26(4):393-396,489.

RUI Shouzhen, XING Yuming, LIANG Cai. Numerical simulation of a quasi-one-dimensional supersonic gas-liquid two-phase flow[J]. Journal of Engineering for Thermal

Energy and Power, 2011, 26 (4): 393-396, 489. (in Chinese)

[11] 白俊华,胡罄博. 进气角度和初始粒径对发射筒内流动特性的影响[J]. 固体火箭技术,2013,36(2):165-169.

BAI Junhua,HU Qingbo. Impact of injection angle and initial particles diameter on interior flow characteristic of silo [J]. Journal of Solid Rocket Technology,2013,36(2):165-169. (in Chinese)

[12] 刘伯伟,姜毅. 汽化效应对燃气蒸汽式弹射气液两相流场的影响[J]. 固体火箭技术,2014,37(2):156-160.

LIU Bowei,JIANG Yi. Influence of vaporization effect on gas-liquid two-phase flow field of ejection in combustion gas and vapor mode[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2014,37(2):156-160. (in Chinese)

[13] 胡晓磊,乐贵高,马大为,等. 水下燃气-蒸汽弹射气-液两相流场数值研究[J]. 航空动力学报,2015,30(1):164-172.

HU Xiaolei,LE Guigao,MA Dawei,et al. Numerical study of gas-steam ejection gas-liquid two-phase flow field under water[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30 (1): 164-172. (in Chinese)

[14] 胡晓磊,孙船斌,李仁凤,等. 喷水孔数量对燃气-蒸汽弹射内弹道的影响[J]. 弹道学报,2018,30(2):37-41,46.

HU Xiaolei,SUN Chuanbin,LI Renfeng,et al. Effect of water-spout number on gas-steam ejection interior-ballistics[J]. Journal of Ballistics, 2018, 30 (2): 37-41, 46. (in Chinese)

[15] 李仁凤,乐贵高,马大为,等. 进气角与注水规律对燃气-蒸汽弹射影响研究[J]. 航空动力学报,2017,32(4):961-969.

LI Renfeng,LE Guigao,MA Dawei,et al. Influence of inlet angle and injection water law on gas-steam ejection[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32 (4): 961-969. (in Chinese)

[16] 李仁凤,乐贵高,马大为,等. 结构参数对燃气-蒸汽弹射载荷和弹道影响[J]. 上海交通大学学报,2016,50(11):1789-1794.

LI Renfeng,LE Guigao,MA Dawei,et al. Effect of structural parameters on gas-steam ejection power system[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2016, 50 (11): 1789-1794. (in Chinese)

[17] ARIAFAR K,BUTTSWORTH D,SHARIFI N,et al. Ejector primary nozzle steam condensation: Area ratio effects and mixing layer development[J]. Applied Thermal Engineering,2014,71(1):519-527.

[18] UTOMO T,JIN Zhenhua,RAHMAN M,et al. Investigation on hydrodynamics and mass transfer characteristics of a gas-liquid ejector using three-dimensional CFD modeling [J]. Journal of Mechanical Science and Technology,2008, 22(9):1821-1829.