

进气角与注水规律对燃气-蒸汽弹射的影响

李仁凤¹, 乐贵高¹, 马大为¹, 靳青梅²

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国兵器工业集团公司 西北机电工程研究所, 陕西 咸阳 712099)

摘 要: 为了研究弯管进气角和注水规律对燃气-蒸汽弹射过程中流场和内弹道的影响,采用 Mixture 多相流模型、Renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型和动网格技术,建立了燃气-蒸汽弹射数值模型. 通过与文献数据的对比,验证了数值方法的可靠性,分析了注水规律与弯管进气角度对燃气-蒸汽弹射过程流场和内弹道的影响. 研究表明:当弯管进气角为 60° 时,燃气-蒸汽介质的能量能得到最大利用,发射筒内的温度分布较均匀;另外在同样的注水量下,缓慢注水导弹出筒时间相对较短,但波动较大;快速注水导弹运动平稳,但出筒时间较长. 结果可为导弹燃气-蒸汽弹射动力系统的设计提供参考.

关 键 词: 燃气-蒸汽弹射; 进气角; 注水规律; 内弹道; 气液两相流; 动网格技术

中图分类号: V211; TJ768 **文献标志码:** A

Influence of inlet angle and injection water law on gas-steam ejection

LI Ren-feng¹, LE Gui-gao¹, MA Da-wei¹, JIN Qing-mei²

(1. School of Mechanical Engineering,

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

2. Northwest Institute of Mechanical and Electrical Engineering,

China North Industries Group Corporation, Xianyang Shaanxi 712099, China)

Abstract: To study the influence of inlet angle and injection water law on flow field and interior ballistics, the Mixture multi-phase flow model, Renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ turbulence model and dynamic mesh technology were adopted to build gas-steam ejection numeric calculation model. Comparing the calculation results with the literature data, it proved that the numerical method was effective. And on this basis, the influences of inlet angle and injection water law on gas-steam ejection power system were analyzed. The results show that when inlet angle is 60° , it can make the most use of the gas-steam medium energy and the launcher temperature is more uniform. Moreover, under the condition of the same water quantity, slow water injection can obtain short time out of tube but its acceleration is larger; on the contrary, quick water injection enables steady launching but the time out of tube is longer. The result can provide reference for gas-steam ejection power system design.

Key words: gas-steam ejection; inlet angle; injection water law; interior ballistics; gas-liquid two-phase flow; dynamic mesh technology

收稿日期: 2015-09-05
基金项目: 预先研究项目(B2620110005)
作者简介: 李仁凤(1989—),女,博士生,主要从事兵器发射理论与技术研究.

引用格式: 李仁凤,乐贵高,马大为,等. 进气角与注水规律对燃气-蒸汽弹射的影响[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.

燃气-蒸汽式弹射是利用水作为冷却介质,通过液态水的汽化吸热降低发射装置热环境的一种冷发射方式.近年来,燃气-蒸汽弹射凭借其结构简单可靠、热环境好以及能量可调等优点,广泛运用于潜射及陆基战略导弹的发射过程中^[1-2].

燃气-蒸汽弹射系统主要由燃气发生器和冷却器等部件组成,其工作原理为由燃气发生器产生的高温燃气与冷却器中的冷却水混合汽化,由于汽化吸热,从而改善发射筒中的热环境,使得导弹按照给定的内弹道标准安全发射出筒.针对燃气-蒸汽弹射过程的研究,Edquist 等^[3-4]最早建立了弹射过程中发射筒内弹道数学模型,对导弹运动进行了全面分析,后期以水和甲醇物作为冷却剂对燃气-蒸汽弹射开展了理论和实验研究;赵险峰等^[5]建立了燃气-蒸汽弹射过程的内弹道计算模型,并采用能量系数、动能系数以及压力系数对计算公式进行了修正;芮守祯等^[6]比较了几种导弹弹射的特点,得到燃气-蒸汽弹射动力系统结构简单、压力变化平稳和温度适中,具有较大的应用前景.张仁军等^[7]对逐渐注水和集中注水两种冷却燃气-蒸汽式发射动力系统的结构差异、注水特点和发射弹道特性进行了研究.早期,多数研究集中在内弹道计算方面,流场的变化规律并不知晓.随着 CFD 技术的发展,许多的学者开始进行流场数值计算,不仅可以得到导弹实时运动参数,而且还能获得不同时刻发射装置内的流动状态.肖虎斌等^[8-9]采用雾化理论对水下燃气-蒸汽弹射进行了含相变的三维两相加质流场数值计算,计算中没有考虑导弹的运动;芮守祯等^[10]分析了不同喷水孔径、喷水压差和水气质量比下燃气-蒸汽发射过程气相流场的分布规律;刘伯伟和姜毅^[11]研究了汽化效应对集中注水式燃气-蒸汽弹射发射过程中内弹道以及流场的影响;白俊华等^[12]根据导弹的实际发射过程,计算了初始粒径和进气角对燃气-蒸汽发射动力系统流场的影响,但未对内弹道进行计算分析;胡晓磊等^[13]分析了水下燃气-蒸汽发射过程中二次流、导弹运动参数和变深度发射载荷的变化规律.

以上针对燃气-蒸汽弹射的研究大多模型比较简单,与真实燃气-蒸汽弹射发射装置结构差距较大,且许多研究只是针对静态弹射过程进行分析,没有对动态的弹射过程开展研究.本文主要在以上研究的基础上,充分考虑了燃气-蒸汽弹射装置的实际结构和燃气-蒸汽作用下导弹运动,采用 Mixture 多相流模型^[14],针对不同注水规律和弯

管进气角下燃气-蒸汽弹射发射筒内流场和导弹运动参数进行分析研究,研究结果可为燃气-蒸汽弹射内弹道设计和优化提供理论依据.

1 物理模型和计算方法

1.1 基本假设

基本假设:

- 1) 燃气为理想气体,服从理想气体状态方程.
- 2) 忽略辐射影响.
- 3) 忽略燃气中固体颗粒的影响.
- 4) 忽略流场中的化学反应.

1.2 汽化模型

潜射导弹发射过程中,高温高压燃气通过 1 级喷管喷出,与喷水孔喷出的液态水作用,由于燃气温度较高,因此会与水产生剧烈的汽化现象.计算中根据水的饱和温度计算水的汽化率,得到的计算模型表示如下^[15]:

液态水汽化

$$\dot{m}_l = \begin{cases} \lambda_l \varphi_l \rho_l |T_l - T_{sat}| / T_{sat} & T_l \geq T_{sat} \\ 0 & T_l < T_{sat} \end{cases} \quad (1)$$

水蒸气凝结

$$\dot{m}_l = \begin{cases} 0 & T_v \geq T_{sat} \\ \lambda_v \varphi_v \rho_v |T_v - T_{sat}| / T_{sat} & T_v < T_{sat} \end{cases} \quad (2)$$

式中 λ 为时间松弛因子,其数值大小会影响数值计算的收敛速度和稳定性,这里设为 0.1; φ_l , φ_v 为液相和气相的体积分数; T_{sat} 为液态水的饱和温度,随着所处压力的变化而变化,由饱和水与饱和水蒸气表获得.

1.3 弹体运动模型

导弹在燃气与水蒸气的推动下沿着轴线向上运动,在轴线方向上根据牛顿运动定律可得合外力为

$$F = p_{dandi} S - p_0 S - \rho g h S - F_f - G \quad (3)$$

式中 p_{dandi} 为导弹尾罩受到的筒内压力, S 为尾罩截面积, p_0 为环境压力, h 为发射深度, F_f 为适配器与发射筒之间的摩擦力, G 为导弹重力.

导弹在轴线方向上的速度和位移分别由下式获得,其中 Δt 为时间步长.计算中忽略导弹的径向运动^[16].

$$\begin{aligned} v_i &= v_{i-\Delta t} + (F/M) \Delta t \\ l_i &= l_{i-\Delta t} + v_i \cdot \Delta t \end{aligned} \quad (4)$$

式(4)给出了导弹在任一时刻的运动速度(v_i)和位移(l_i),采用分层动网格技术对尾罩部分

网格进行更新. 在运动过程中,尾罩为动边界,其他部分均静止. 导弹底部网格节点位移增加或者减小超过指定高度时,网格之间产生分裂或者合并,从而实现燃气-蒸汽弹射过程中尾罩部分网格的动态更新.

1.4 计算模型与边界条件

本文研究的燃气-蒸汽弹射系统主要由 1 级喷管、2 级喷管、喷水孔、导气管、发射筒和导弹尾罩组成,如图 1 所示. 其工作原理为燃烧室产生的高温燃气通过 1 级喷管和 2 级喷管后与喷水孔预设的冷却水进行混合汽化,温度相对较低的燃气-蒸汽介质进入发射筒推动导弹尾罩运动,从而带动导弹运动.

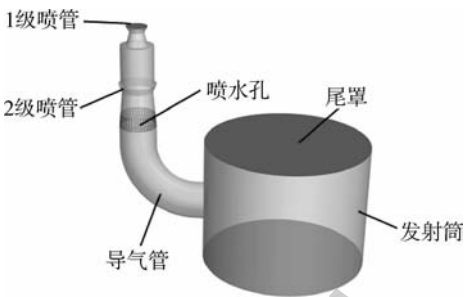


图 1 燃气-蒸汽弹射动力系统结构示意图
Fig. 1 Sketch of gas-steam ejection power system

燃气-蒸汽弹射计算过程中网格采用结构网格,喷水孔附近进行了加密,能更好地模拟燃气与水作用边界. 1 级喷管入口采用压力入口条件,其压力近似为燃烧室压力(p),随时间(t)变化曲线如图 2 所示. 入口燃气总温为 3 200 K,发射筒中的初始充气压力为 608 kPa,温度为 293 K,导弹发射深度为水下 50 m. 由于发射筒内流动比较复杂,混合气体之间有较强旋流的存在,因此湍流模

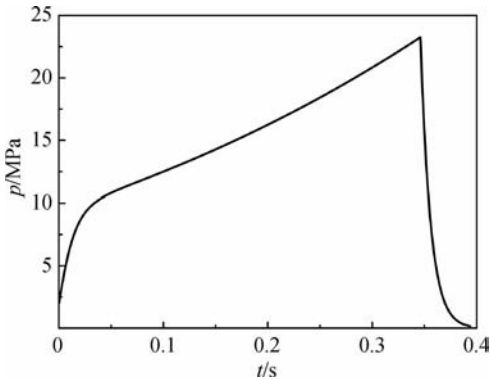


图 2 燃烧室压力曲线
Fig. 2 Pressure curve of combustion chamber

型采用 RNG $k-\epsilon$ ^[17] 模型,气液两相流采用 Mixture 多相流模型进行求解.

2 数值方法验证

为了验证本文所用数值方法可靠性,采用上节建立的数值方法对文献[18]中的固体火箭发动机尾焰喷水实验进行数值验证. 计算中采用 1/4 圆柱模型,具体参数与文献[18]保持一致. 图 3(a)和图 3(b)分别为计算纹影图和实验高速摄影图,从图中可以看出,波系结构吻合较好. 参照文献[18]在相同位置布置 4 个观测点 A、B、C 和 D,将计算结果和文献中的实验结果进行了对比,如表 1 所示,计算结果和实验值吻合较好,最大误差控制在 5% 以内,进一步验证了数值方法的有效性和合理性,可用于燃气-蒸汽弹射降温过程的计算.

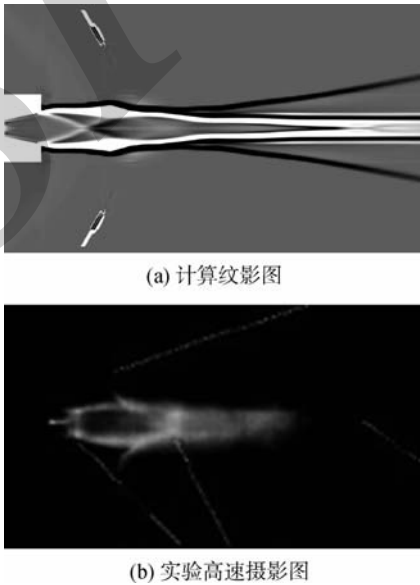


图 3 计算结果与实验结果比较
Fig. 3 Compare calculation result with experiment result

表 1 典型观测点温度对比
Table 1 Temperature comparison in typical points

参数	观测点			
	A	B	C	D
实验温度/K	545	535	520	515
计算温度/K	572	552	530	521
误差/%	5.0	3.2	2.0	1.2

3 计算结果与分析

由于发射装置的结构参数(1 级与 2 级喷管喉径、喷水孔大小与形状以及弯管进气角等)和喷水的喷水参数(动压比、水量与燃气量比以及喷水的规律等)都会使得发射筒内的流场发生改变,从而导致导弹内弹道参数的改变. 本文主要针对弯管进气角(弯管尾部中心线与发射筒轴线之间的夹角)以及不同注水变化规律下燃气-蒸汽弹射过程的流场与内弹道变化规律进行分析研究.

3.1 燃气-蒸汽弹射不同时刻流场分布

图 4 为不同时刻(0.05,0.10,0.20 s)燃气-蒸汽弹射装置内的温度(T)云图. 从温度云图看到,由于喷水孔喷入的液态水的吸热作用,发射筒内均保持较低的温度,达到了注水降温的目的. 射流核心区域的温度在 0.10 s 时较高,另两个时刻较低,这是由于在 0.05 s 时刻,液态水冲击力也较小,水和燃气在边界处汽化比较完全,因此核心区域温度较低;随着时间的增加,水流冲击力增大,会对进入装置的燃气产生压缩的影响,且核心区域不能够与液态水接触,因此,核心区域温度就会较高;但是,随着导弹的运动,更多的燃气-蒸汽会被牵引到发射筒内,因此,射流可以有更大的自由运动空间,核心区域的温度也会随之降低,尽管发射筒内的温度会随时间变化,但基本维持在 700~900 K 之间,满足发射要求. 图 5 为不同时刻装置内的液态水与水蒸气质量转换率云图,从图中看到,在弯管部分,水喷射到系统中,在燃气的冲击下沿着弯管壁面进入发射筒,液态水与水蒸气的转换主要发生在燃气与水的作用边界上. 由于燃气与水流直接冲击在弯管的外侧部分,因

此该部分燃气与水的作用较强,从而质量转换率也较大,而弯管内侧几乎没有两相之间的质量转换.

3.2 弯管进气角对燃气-蒸汽弹射流场、载荷与内弹道影响

针对进气角为 60° , 70° , 80° , 90° 下燃气-蒸汽流场进行了计算,图 6 和图 7 分别为不同弯管进气角下弯管尾部与发射筒在 0.10 s 时刻的温度云图分布和两相质量转移率分布. 对比 4 种进气角度下的温度分布可知,弯管段在进气角为 90° 和 60° 时温度值较低. 另外,随着进气角的逐渐减小,发射筒底部的温度会逐渐降低,这是由于角度越大,比较多的燃气-蒸汽介质会沿着发射筒壁面在底部形成涡结构,该部分介质由于受到弯管出口射流的阻碍,不能运动到筒的上方,因此就会在筒底集中,从而温度较高. 从质量转移率可以看到,当进气角为 90° 时,燃气-蒸汽直接冲击在筒的右侧壁面,一部分在底部运动,一部分沿着筒运动到筒的上端,底部较多的介质不能产生有用功;当进气角为 60° 时,介质直接作用在左下角,大部分气体沿着壁面向上运动,提供给导弹动能. 从流场分布看到,当进气角为 60° 时,弯管尾部温度较低,发射筒内温度较均匀,燃气-蒸汽能量能被最大限度的转换为导弹动能.

图 8(a)和图 8(b)分别为不同进气角下发射筒内压力与温度变化曲线. 从压力曲线可以看到,4 种进气角下发射筒内的压力变化趋势一致,在初始时刻到导弹开始运动时,燃气-蒸汽不断流入发射筒中,由于发射筒为密闭空间,且导弹还未达到运动速度,因此,发射筒内的压力会逐渐增大;随着压力的增大,导弹逐渐开始运动,但导弹运动

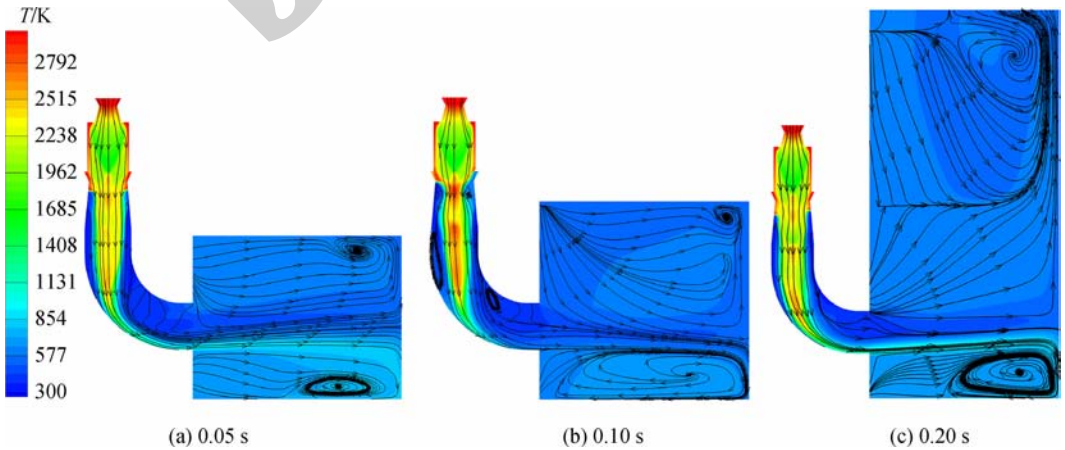


图 4 弹射装置温度分布
Fig. 4 Temperature contour in launcher

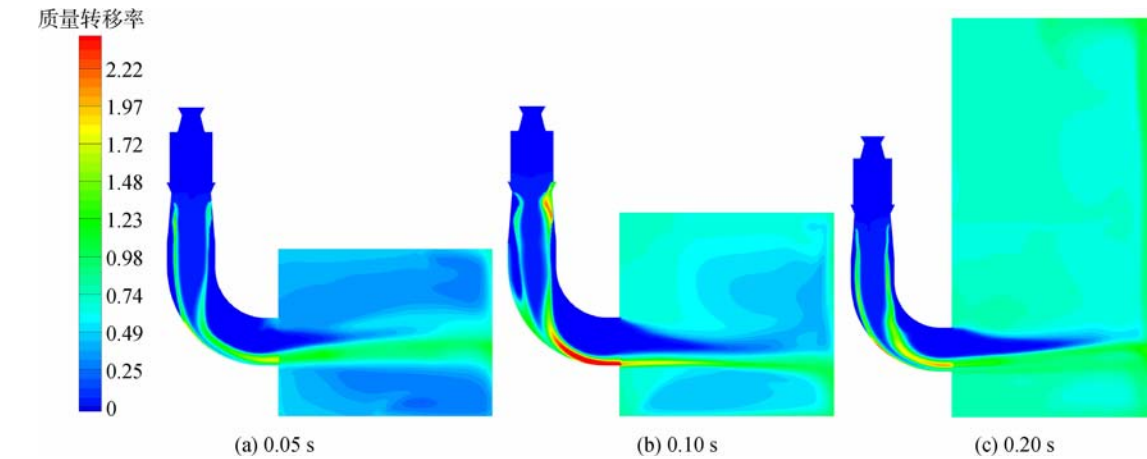


图 5 弹射装置两相质量转移率
Fig. 5 Mass transfer rate in launcher

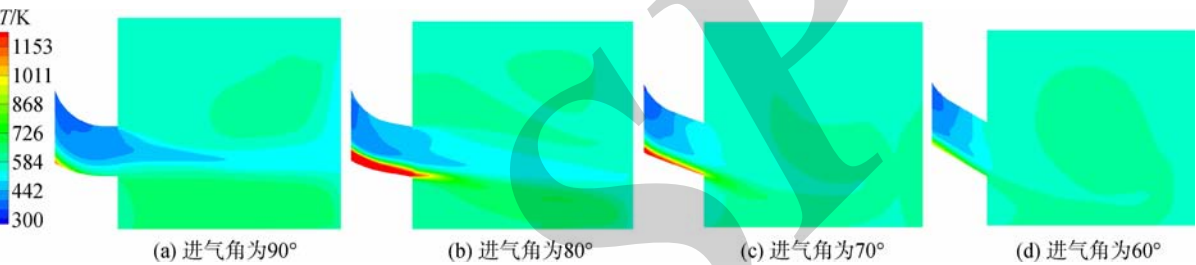


图 6 不同进气角下温度分布
Fig. 6 Temperature contour in different inlet angles

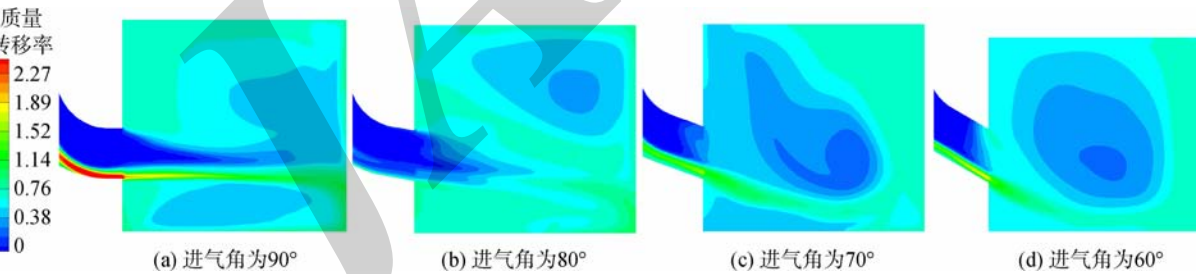


图 7 不同进气角下两相质量转移率
Fig. 7 Mass transfer rate in different inlet angles

引起的空间增大小于燃气-蒸汽介质的流入量,因此,发射筒内的压力继续增大,在 0.12 s 附近达到了最大值;之后,燃气-蒸汽的流入量远远小于导弹底部空间的增大量,压力逐渐减小,到 0.30 s 时刻,达到平衡状态,曲线基本保持平稳;最后的下降段是由于燃气已经燃烧完全引起的.从数值上看,0.15 s 之前,4 种进气角下的压力基本一致,0.15 s 之后进气角为 60°时的压力值较小,进气角为 80°时压力值较大.从温度曲线可以看到,温度与压力的变化规律相近,进气角为 60°时发射筒内的平均温度较小,最高温度为 720 K,相比较进

气角为 80°时的最大值减小了约 100 K.

图 9 为不同进气角下导弹内弹道曲线,其中图 9(a)为速度(v)曲线,图 9(b)为位移(l)曲线,图 9(c)为加速度(a)曲线.从速度曲线和位移曲线可以看到,4 种进气角下导弹在不同时刻的运动速度与位移均相近,数值相差较小.进气角为 60°数值相对其他进气角较大,这与图 6 和图 7 得到的进气角为 60°可以获得较大能量是一致的,对导弹的发射也更有利.从加速度曲线可以看到,4 种进气角下的加速度变化规律一致,由于加速度与压力成正比,因此变化规律与图 4 中的压力

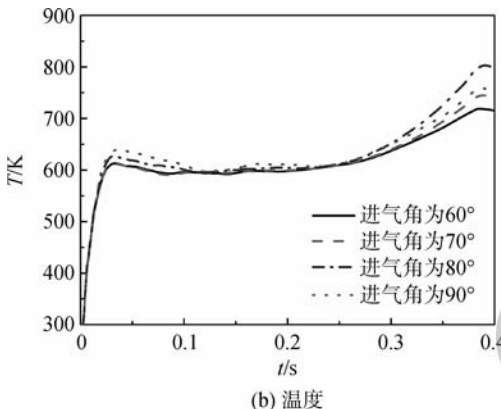
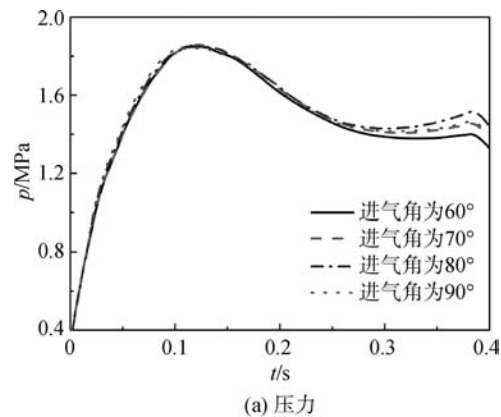


图 8 不同进气角下发射筒内压力与温度变化曲线
Fig. 8 Pressure and temperature curves in canister launcher with different inlet angles

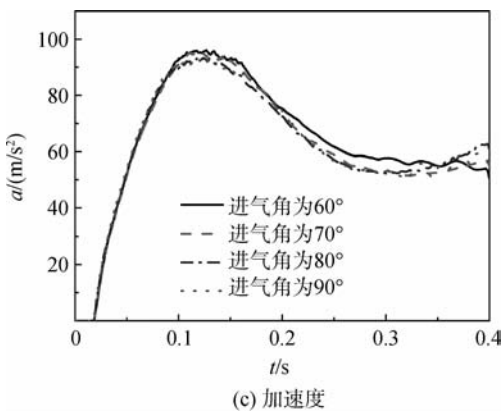
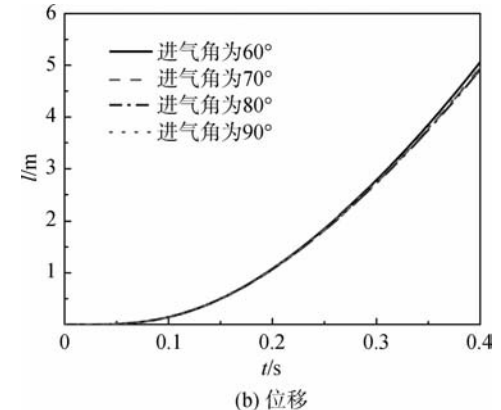
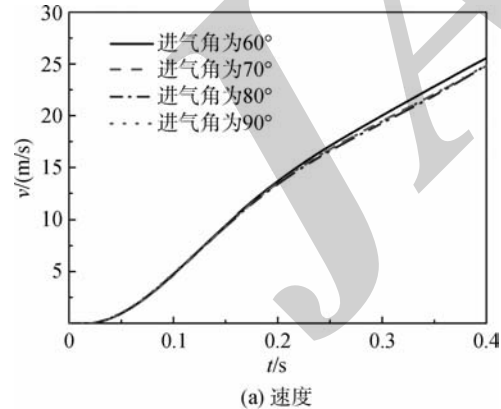


图 9 不同进气角下导弹内弹道曲线
Fig. 9 Interior ballistics in different inlet angles

变化规律基本一致. 在 0.12 s 时刻, 加速度达到最大值, 最大加速度不到 100 m/s^2 , 满足导弹给定的内弹道要求. 随着时间的推移, 由于导弹逐渐向上运动, 发射筒空间逐渐增大, 燃气-蒸汽的流量增加速率较慢, 因此, 加速度曲线也就逐渐下降, 到了 0.30 s 时刻时, 燃气-蒸汽的流入与导弹运动空间的增加达到平衡状态, 发射筒内的受力逐渐趋于均匀变化, 导弹的加速度逐渐平稳. 综合 4 种进气角的内弹道曲线来看, 进气角为 60° 时, 可以提供最大能量, 尽管最大过载最大, 但是与其他 3 种进气角相差较小且都满足内弹道要求, 因此采用进气角为 60° 时, 对导弹的发射更加有利.

3.3 注水规律对燃气-蒸汽弹射载荷与内弹道影响

本文选取 3 种不同注水规律下的燃气-蒸汽弹射过程进行了计算, 注水量曲线如图 10 所示. 3 种注水规律的注水总量保持不变, 注水规律 1 在开始时间内保持较大的水量, 当达到注水总量时即 0.15 s 附近不再注水; 注水规律 3 从开始到结束持续注水, 注水总量与其他两种注水规律相同; 注水规律 2 处于两者变化之间.

图 11(a) 和图 11(b) 为 3 种不同注水规律下发射筒内的平均压力变化曲线和温度变化曲线图. 从压力曲线图可以看到, 注水规律 1 由于起始时间贮水量较大, 速度较快, 从而更大程度地降低了燃气的能量等级, 因此在起始时间内注水规律 1 的压力大于注水规律 2 大于注水规律 3, 随着时间的推移, 注水规律 1 的注水量最先达到设定贮水量, 后期不再注水, 因此, 注水规律 1 后期的压力变化最小, 能量不再减小. 由于注水总量相同, 因此 3 种注水规律下的压力积分值即燃气-蒸汽的总能量相同. 从压力曲线来看, 3 种注水规律下总能量相同, 最大压力基本相近均为 1.8 MPa , 但

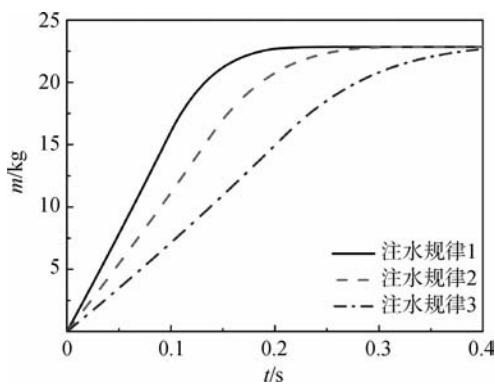
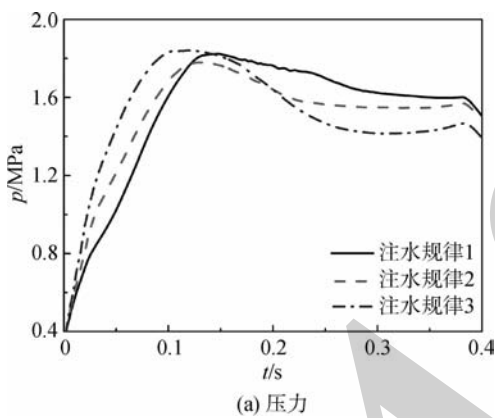
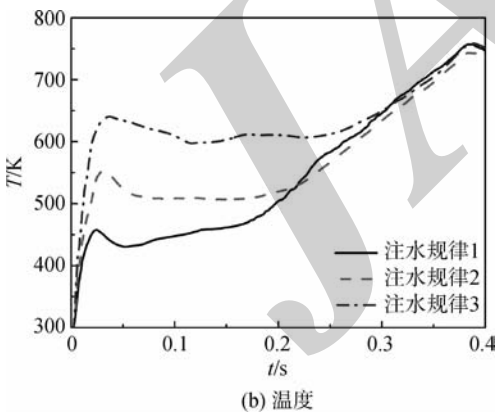


图 10 3 种注水规律下注水量曲线

Fig. 10 Three curves of injector water mass with three injection water laws



(a) 压力



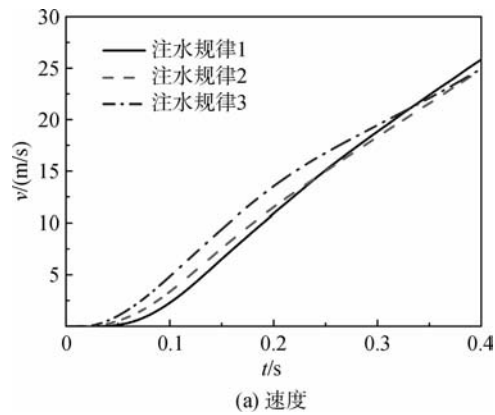
(b) 温度

图 11 3 种注水规律下发射筒内压力与温度变化曲线
Fig. 11 Pressure and temperature curves in canister launcher with three injection water laws

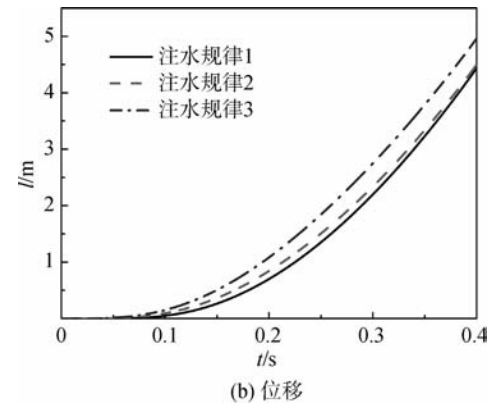
注水规律 1 的压力曲线变化更为平稳,对导弹的发射更加有利.从温度曲线来看,前期由于注水规律 1 的注水量较大,大量的水吸收了更多的燃气产生的热量,因此温度也会最低保持在 450 K 左右.后期,由于不再注水,但燃气仍然会进入发射筒,因此温度会逐渐升高;注水规律 3 尽管整个时间段都在注水,后期的温度仍然会快速升高,这主

要是由于燃气-蒸汽弹射过程主要有加热、汽化及过热 3 个阶段,后期由于源源不断的燃气的加入,发射筒中的混合气体处于过热阶段,因此温度会升高.综合 3 种注水规律下温度曲线可以看到,初期发射筒的温度注水规律 1 条件下最小,但后期过热过程 3 种注水规律均会达到最大值 750 K 左右,均在允许范围内.

图 12 为 3 种不同注水规律下燃气-蒸汽弹射过程中导弹内弹道曲线.图中图 12(a)为速度曲线,图 12(b)为位移曲线,图 12(c)为加速度曲线.从速度曲线可以看到,3 种注水规律下最终的导弹运动速度相近均在 25 m/s 附近,但是中间不同时刻的导弹运动速度变化规律不同,当注水规律 1 时,起始较大的注水量降低了燃气的能量,因此转化的动能也相对注水规律 3 的小,从而也就导致了图 12(b)中注水规律 1 的导弹位移较小.从位移图中可以看到,当燃烧室推进剂燃烧完全时,注水规律 1 与注水规律 2 的导弹位移相近,注水规律 3 的位移最大,也就是说,注水规律 3 可以在较短的时间出筒.从加速度曲线可以看到,缓慢注水下导弹加速度的最大值与最小值的差值较大,而快速完成注水工况的导弹加速度变化相对较平稳.综合内弹道曲线可知,注水规律 3 的加速度存在不稳定,但是可以在较短时间出筒;相反,注水



(a) 速度



(b) 位移

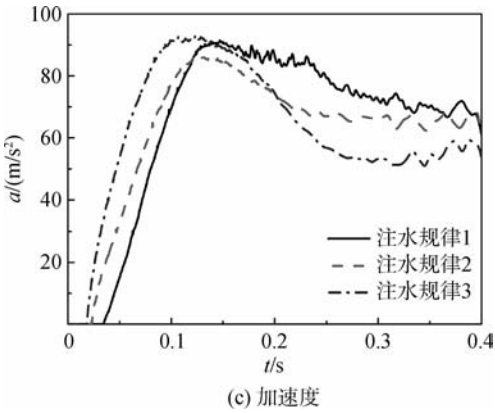


图 12 3 种注水规律下导弹内弹道曲线
Fig. 12 Interior ballistics in three injection water laws

规律 1 条件下发射筒内温度相对较低,加速度较平稳,但出筒时间较长,在实际导弹内弹道设计过程中应根据需要进行取舍。

4 结 论

本文针对潜射导弹燃气-蒸汽弹射装置,采用 Mixture 多相流模型、RNG $k-\epsilon$ 湍流模型和动网格技术进行了计算,得到以下几点结论:

1) 建立了适合潜射导弹燃气-蒸汽弹射装置流场计算的数值方法,采用该数值方法对文献实验进行了计算,结果与文献中的实验数据吻合较好,验证了该数值方法的可靠性,可用于潜射导弹燃气-蒸汽弹射装置内弹道及流场计算。

2) 分析了不同弯管进气角对燃气蒸汽弹射过程流场和内弹道的影响,得到当进气角为 60° 时,发射筒内的流场温度较为均匀,且内弹道曲线表明该角度下燃气蒸汽的能量可以最大转化为导弹的动能。

3) 分析了 3 种注水规律对燃气蒸汽弹射过程导弹内弹道的影响。综合分析可知,在相同的注水总量条件下,缓慢注满水过程中发射筒前期的温度比快速注满水高 200 K 左右,由于注水总量一致,3 种注水规律最终使发射筒内温度均达到了 750 K。另外,缓慢注水下导弹发射波动较大,出筒时间较短,而快速注水下导弹发射平稳,出筒时间较长。

综合以上的分析研究可知,弯管注水角度与注水变化规律在燃气-蒸汽弹射装置发射过程中对载荷和内弹道有一定的影响,在具体的设计中应根据具体的内弹道目标(出筒速度、过载大小以及发射筒温度等)进行结构参数的选取,本文对燃气-蒸汽弹射的内弹道优化设计提供一定的参考。

参考文献:

[1] 李广裕. 战略导弹弹射技术的发展[J]. 国外导弹与航天运载器, 1990(7): 38-49.
LI Guangyu. Development of strategic missile ejection[J]. Foreign Missile and Space Vehicle, 1990(7): 38-49. (in Chinese)

[2] 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.

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

[4] Edquist C T, Rommin G. Canister gas dynamics of gas generator launched missiles[R]. AIAA 80-1186, 1980.

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

[6] 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): 766-770.
RUI Shouzheng, 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): 766-770. (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 models of water injection[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(1): 5-9. (in Chinese)

[8] 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)

[9] 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)

[10] 芮守祯, 邢玉明, 梁材. 高温高压超声速气液两相流场数值模拟[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)

[11] 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)

[12] 白俊华, 胡馨博. 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 Xinbo. 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)

[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. 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] Hiltunen K, Jasberg A, Kallio S, et al. Multiphase flow dynamics: theory and numerics[R]. Helsinki, Finland: VTT Publications 722, 2009.

[15] 马艳丽, 姜毅, 王伟臣, 等. 湿式同心筒自力垂直热发射技术降温效果研究[J]. 弹道学报, 2010, 22(4): 89-93.
MA Yanli, JIANG Yi, WANG Weichen. Research on launching process cooling effect of wet concentric canister launcher[J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(4): 89-93. (in Chinese)

[16] 郝继光, 姜毅, 韩书永, 等. 一种新的动网格更新技术及其应用[J]. 弹道学报, 2007, 19(2): 88-92.
HAO Jiguang, JIANG Yi, HAN Shuyong. A new dynamic mesh update method and its applications[J]. Journal of Ballistics, 2007, 19(2): 88-92. (in Chinese)

[17] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization group analysis of turbulence: I basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 3-51.

[18] 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)

(编辑: 叶 青)