DOI: 10.11883/bzycj-2016-0141
文章编号: 1001-1455(2018)01-0037-13

湿式发射对同心筒瞬态热冲击的影响机理*

夏倩倩[1],张文毅[1],祁 兵[1],杨风波[1],乐贵高[2]
(1.农业部南京农业机械化研究所,江苏 南京 210014;
2.南京理工大学机械工程学院,江苏 南京 210094)

摘要: 针对路基同心筒自力发射整体热环境恶劣的问题,依托弹性变形和域动分层相结合的动网格技术,基于均质多相流理论并耦合液态水专用汽化求解程序,建立在发射筒底部注水的三维气液两相流体动力学模型;以火箭发动机自由射流注水实验为基础,验证汽化程序三维计算的可靠性与有效性;通过瞬态数值计算,讨论筒底注水角度对导弹、内外筒热环境和导弹载荷特性的影响规律。分析表明:发射筒内发生了显著的汽化反应;导弹及发射系统总体热环境得到了显著改善,实现了发射系统持续降温的目的;在筒底注水后,弹底的附加推力及火箭发动机的推力有一定增加,随着注水量的减少,注水对导弹载荷的影响越来越弱。

关键词: 同心筒发射装置;热冲击特性;气液两相流;汽化相变;载荷特性
中图分类号: O354;TJ762.1 **国标学科代码**: 1302517 **文献标志码**: A

相对于压缩空气式[1]、燃气/蒸汽式[2]等发射系统,同心筒自力发射系统具有作战反应迅速、覆盖全方位无死角、弹种通用性好等特点,一直备受各主要军事强国海军的青睐[3],近来,路基同心筒自力发射成为新的研究热点[4-6]。在同心筒自力发射瞬态过程中,高温高速燃气流对导弹及发射装置产生强热冲击和动力冲击[5],学者们致力于提高发射装置的工作性能、确保导弹热安全。跟踪国内外的研究现状来看,采用特殊结构形式及结构优化实现导弹热环境的改善已成为一种趋势,其中姜毅等[6]提出了“引射同心筒”概念,于勇等[7]提出了一种外筒“变截面同心筒”,杨风波等[4-5]提出了新型中间导流同心筒,并采用组合优化策略对导弹热环境进行了优化;采用液态水降温的策略改善同心筒的热环境特性成为了一种新思路,马艳丽等[8]提出了“湿式同心筒”,研究了湿式发射对导弹的热环境改善效果,但对于液态水的汽化机理尚未论述。综合来看,采用新的发射结构及结构优化设计对提高导弹的热安全具有重要意义,但对发射系统总体热环境的改善较无力;现有的“湿式发射”局限于在筒底加入一定质量液态水,对发射系统整体热环境的改善成为可能,但难以持续。鉴于此,本文研究在筒底持续注水的“新型湿式发射方式”对同心筒自力发射瞬态热冲击的影响机理。

对于三维两相瞬态复杂流动问题,连续介质数理模型的发展经过了均相流动、分相流动、漂移、双流体模型等阶段[9],而采用微观运动模型尚无法推导出完整的解析解。目前,在气液两相流领域应用较多的模型有 VOF[10]模型(volume of fraction model)、混合物模型[11](mixture model)、欧拉-拉格朗日模型[12],前两种模型足以捕捉多数实验中连续介质的流动现象;VOF 模型多用于多相界面的捕捉,混合物模型中考虑了界面传递特性以及两相间的扩散和脉动,主要用于模拟各相有不用速度的强耦合效应的两相流[13],欧拉-拉格朗日模型主要用于追踪离散相的运动规律。王汉平等[14]使用 VOF 模型和动网格技术,采用三维模型计算了潜射导弹发射筒筒口压力场特性,曹嘉怡等[15]采用混合物两相流模型研究了水下超声速燃气射流动力特性,通过对无来流情况下湍流射流模拟,发现了燃气射流的颈缩、断裂和回击现象,李萍等[12]采用相间耦合的欧拉-拉格朗日方法,模拟了装有液化气(丙烷)的容器出现小孔或裂缝时,发生泄漏后的气液两相扩散过程。

针对已有研究,本文中基于连续均质多相流混合物模型,结合液态水汽化专用求解程序和动网格技

* **收稿日期**: 2016-05-19; **修回日期**: 2016-09-18
基金项目: 国家自然科学基金项目(51505243)
第一作者: 夏倩倩(1990—),女,硕士,研究实习员; **通信作者**: 张文毅,786466581@qq.com。

术，建立在筒底持续注水的路基同心筒自力发射三维瞬态气液两相流模型，通过经典火箭发动机自由射流注水实验验证液态水汽化计算的可靠性，并通过静态计算研究在筒底持续注水时，伴随液态水相变的过程中，不同注水角度对发射系统热环境的影响规律，通过动态计算分析路基湿式发射对同心筒自立发射过程中导弹及发射系统热环境、导弹冲击载荷的影响机理，以期为后续工作提供参考。

1 气液两相流模型

1.1 流体基本控制方程

在理论计算中，气体为理想气体，液态水不可压缩；对于气液两相流范畴，满足三大定律。根据质量守恒定律，对多相流的质量守恒方程（包括气体和液体）表达式为：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_{\mathrm{l}}\rho_{\mathrm{l}}+\alpha_{\mathrm{g}}\rho_{\mathrm{g}})+\nabla\cdot(\alpha_{\mathrm{l}}\rho_{\mathrm{l}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{l}}+\alpha_{\mathrm{g}}\rho_{\mathrm{g}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}})=0 \tag{1}$$

式中：α_{l} 为液态水的体积分数，α_{g} 为气体的体积分数，ρ_{l}、ρ_{g} 分别为液相及汽相的分相密度；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{l}}$、$\boldsymbol{v}_{\mathrm{g}}$ 分别为是液态水、气体的速度。

对于多相流模型，除了混合物质量守恒方程外，还需要 1 个辅助的副相体积分数的求解方程，设置主相 p 和副相 q，副相 q 体积分数的求解方法为：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\alpha^{(\mathrm{p})}\rho^{(\mathrm{p})})+\nabla\cdot(\alpha^{(\mathrm{p})}\rho^{(\mathrm{p})}\boldsymbol{v}^{(\mathrm{p})})+\nabla\cdot(\alpha^{(\mathrm{p})}\rho^{(\mathrm{p})}\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr}}^{(\mathrm{p})})=\sum_{q=1}^{n}(\dot{m}^{(\mathrm{qp})}-\dot{m}^{(\mathrm{pq})}) \tag{2}$$

式中：$\dot{m}^{(\mathrm{qp})}$ 和 $\dot{m}^{(\mathrm{pq})}$ 分别为 q 相和 p 相之间的质量转化率，$\alpha^{(\mathrm{p})}$ 表示 p 相的体积分数；$\boldsymbol{v}^{(\mathrm{p})}$ 为 p 相的速度，$\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr}}^{(\mathrm{p})}$ 为 p 相的迁移速度。

动量守恒方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\mathrm{m}}u_{\mathrm{m}})+\nabla\cdot(\rho_{\mathrm{m}}\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}u_{\mathrm{m}})=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\nabla\cdot(\mu_{\mathrm{m}}\mathrm{grad}u_{\mathrm{m}})+\frac{\partial}{\partial x_i}\Big(\sum_{k=1}^{n}\alpha^{(k)}\rho^{(k)}u_{\mathrm{dr}}^{(k)\,2}\Big)+S \tag{3}$$

式中：m 表示混合物，n 表示第 n 相，ρ_{m} 混合物密度，μ_{m} 为混合物粘性系数，u_{m} 表示混合物平均速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{m}}$ 在 i 方向速度分量，$u_{\mathrm{dr}}^{(k)}$ 表示第 k 相偏移速度 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{dr}}^{(k)}$ 在 i 方向上速度分量；S 表示其他现象引起的动量变化率源项。

能量守恒方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}\sum_{k=1}^{n}(\alpha^{(k)}\rho^{(k)}h_0^{(k)})+\nabla\cdot\sum_{k=1}^{n}(\alpha^{(k)}\rho^{(k)}\boldsymbol{v}^{(k)}h_0^{(k)})=\frac{\partial p}{\partial t}+\nabla\cdot(k_{\mathrm{eff}}\,\mathrm{grad}T)+S_{\mathrm{h}} \tag{4}$$

式中：$\alpha^{(k)}$ 表示第 k 相体积分数，$h_0^{(k)}$ 表示第 k 相物质的总比焓；$k_{\mathrm{eff}}=\sum_{k=1}^{n}\alpha^{(k)}(\kappa^{(k)}+\kappa_{\mathrm{t}})$ 为有效热传导效率，$\kappa^{(k)}$ 是第 k 相的热传导系数，κ_{t} 为湍流热传导率系数；S_{h} 为其余体积热源项。

1.2 计算方法

基于 fluent13.0 软件平台，使用有限体积法，对 Navier-Stokes 方程组进行离散化[16]，采用 Mixture 模型对气液两相流动进行数值模拟；汽化计算采用自编程序，为保证计算的稳定性和收敛性，选用耦合格式进行迭代。基于 fluent13.0 软件平台的域动分层动网格技术，编制导弹受力载荷的提取程序，导弹在火箭推力、气动阻力等力的作用下向上作运动，通过加载 DEFINE_CG_MOTION[17] 宏函数，赋予动网格速度。在同心筒发射装置内，高温高速燃气和液态水发生掺混，气流速度存在高速区域和低速区域，故湍流模型采用既适用于高雷诺数，也适用于低雷诺数的 RNG k-ε [18] 模型。

1.3 模型描述

图 1 给出了中段导流同心筒集中注水方案示意图。采用在发射管底部周向 90°均匀布置 4 根水管的结构方案。图中浅蓝色区域表

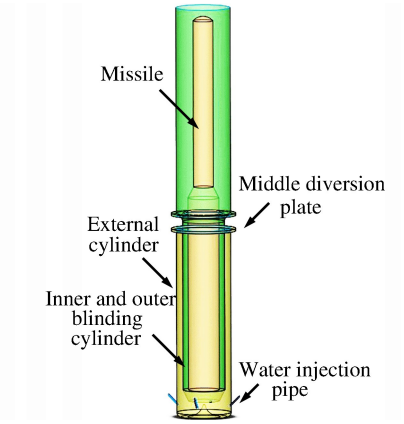


图 1 注水方案示意图

Fig. 1 Schematic of water injection

示 4 根水管的布置位置和角度。由于注水管呈现 90°均布分布，该方案具有 1/4 轴对称性质，鉴于此，减小计算量，提高计算效率，采用 1/4 对称模型进行两相流计算。

流场计算中包括了空气、燃气、水蒸气和液态水。空气为常温(300 K)常压(101 325 Pa)下理想气体；燃气的定压比热 1 800 J/(kg·K)，摩尔质量 29 g/mol，发动机喷口压力的变化规律和参考文献[4]一致；液态水和水蒸气的转化关系，通过子程序嵌入到控制方程；初始状态中，流体计算域内均为常温常压空气。在发射筒底注水，相同流量情况下不同注水角度将使得液态水和高温燃气的掺混角度不同，液态水和火箭燃气相间的相互作用也就不同，液态水的汽化率、液态水和水蒸气在内、外筒壁的分布形态也会呈现出差异，这使得注水角度对导弹、内外筒的整体热环境改善效果也就不同，鉴于此，就以静态计算研究不同注水角度对导弹及发射系统的热环境改善效果进行研究，以确定在筒底注水角度的相对优选方案，然后针对优选方案进行动态计算。

图 2 所示为路基同心筒自力发射动网格模型。结合域动分层的方法对动网格区域进行更新，编制导弹运动程序并嵌入到流场控制方程，赋予动网格速度。中段导流同心筒自力发射过程中，导弹沿着同心筒轴向方向运动，导弹受到自身重力、发动机推力、弹底部反溅流的附加推力、导弹过渡段所受空气阻力、弹头的空气阻力及摩擦力等 6 个力。导弹加速度根据牛顿第二定律计算：

$$F = F_p + F_b - Mg - F_t - F_g - F_f \tag{5}$$

式中：$F_p = \dot{m}v_e + p_e A_e$ 为发动机推力，其中 $\dot{m}$ 为燃气质量流率，v_e 为喷管出口燃气速度，p_e 为喷口静压，A_e 为喷口出口面积，F_b 为导弹尾部受的燃气附加载荷，M 为导弹质量，F_g 为导弹过渡段所受到的气动阻力，F_t 为导弹头部所受的空气阻力，F_f 为导弹壁面摩擦阻力。

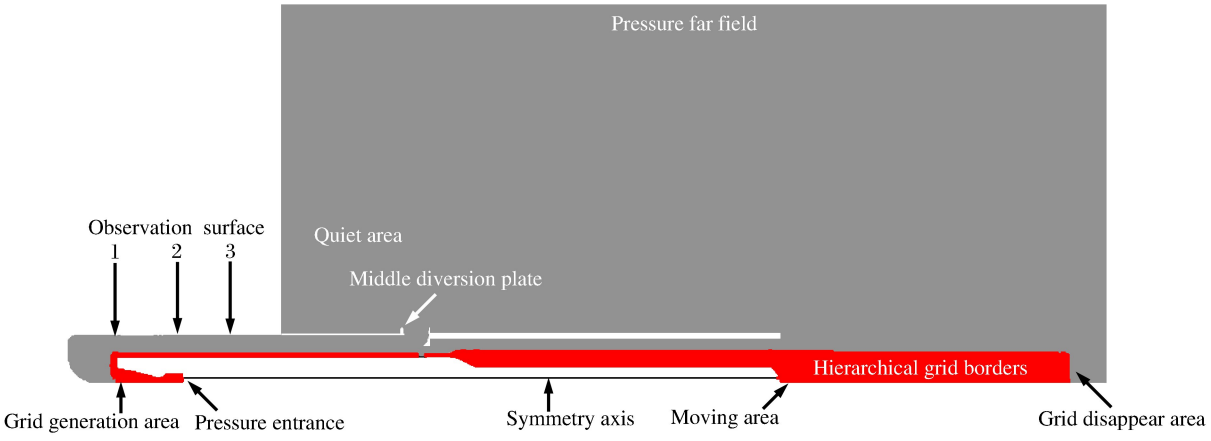


图 2 路基同心筒自力发射动网格模型示意图

Fig. 2 Dynamic-mesh model for new concentric canister launcher system

t 时刻，导弹沿轴线方向的速度 v 和位移 l 分别由下式求得：

$$\begin{aligned} v(t) &= v(t-\Delta t) + \frac{F\Delta t}{M} \\ l(t) &= l(t-\Delta t) + v(t)\Delta t \end{aligned} \tag{6}$$

式(6)给出了导弹的运动规律，求得任意时刻导弹的位移后，由相对应的运动边界更新网格，计算这一时刻新网格下的流场参数分布规律，进而达到动态流场求解的目的。编制二维轴对称和三维程序实现上述功能，嵌入到 ALE 形式的 Navier-Stokes 方程中，实现考虑刚体运动的耦合求解。

1.4　液态水汽化、冷凝模型

基于 Mixture 气液两相流模型，并将编写的气液两相转化模型嵌入到 Mixture 物理模型中，实现燃气流场注水的三维数值模拟。对计算域中的每个网格内的气相和液相进行求解，当混合物的温度高于水的饱和温度时，液态水吸收能量汽化为水蒸气；当混合物的温度低于水的饱和温度，水蒸气凝结为液态水。液态水汽化、凝结公式：

$$\dot{m}^{(\mathrm{qp})}=\begin{cases}-\lambda_{\mathrm{l}}(1-\alpha_{\mathrm{g}})\rho_{\mathrm{l}}\left|T-T_{\mathrm{sat}}\right|/T_{\mathrm{sat}} & T_{\mathrm{l}}\geqslant T_{\mathrm{sat}}\\ \lambda_{\mathrm{l}}(1-\alpha_{\mathrm{l}})\rho_{\mathrm{g}}\left|T-T_{\mathrm{sat}}\right|/T_{\mathrm{sat}} & T_{\mathrm{l}}<T_{\mathrm{sat}}\end{cases}$$
$$\dot{m}^{(\mathrm{pq})}=\begin{cases}\lambda_{\mathrm{g}}(1-\alpha_{\mathrm{g}})\rho_{\mathrm{l}}\left|T-T_{\mathrm{sat}}\right|/T_{\mathrm{sat}} & T_{\mathrm{l}}\geqslant T_{\mathrm{sat}}\\ -\lambda_{\mathrm{g}}(1-\alpha_{\mathrm{l}})\rho_{\mathrm{g}}\left|T-T_{\mathrm{sat}}\right|/T_{\mathrm{sat}} & T_{\mathrm{l}}<T_{\mathrm{sat}}\end{cases}\tag{7}$$

式中：$\dot{m}^{(\mathrm{qp})}$、$\dot{m}^{(\mathrm{pq})}$ 分别为式(2)中的 q 相和 p 相之间的质量转化率，具体到式(7)中表示液相的汽化率和气相的凝结率；λ_{l} 和 λ_{g} 分别为液相和汽相的松弛因子；α_{l} 和 α_{g} 为计算单元内液相和汽相的体积分数；T 为混合气体平均温度，T_{sat} 为液态水的饱和温度。

液态水在不同温度下的饱和温度和汽化潜热 Q_{q} 参照文献[19]，如表 1 所示(为节省篇幅，数据有删减)，编制适合于液态水的专用汽化求解程序，并将组分源项和热源项添加到流场控制方程中。

表 1 压力与水的饱和温度和汽化潜热数据关系

Table 1 Relation between pressure and water saturation temperature and latent heat of vaporization

p /MPa	T_{sat} /K	Q_{q} /(kJ·kg^{-1})	p /MPa	T_{sat} /K	Q_{q} /(kJ·kg^{-1})	p /MPa	T_{sat} /K	Q_{q} /(kJ·kg^{-1})	p /MPa	T_{sat} /K	Q_{q} /(kJ·kg^{-1})
0.001	279.98	2484.5	0.080	366.51	2274.3	1.000	452.88	2014.4	5.000	536.33	1638.2
0.002	290.51	2459.8	0.090	369.71	2265.9	1.100	457.06	1999.3	6.000	548.56	1569.4
0.003	297.98	2444.2	0.100	372.63	2258.2	1.200	460.96	1985.0	7.000	558.80	1503.7
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
0.009	316.79	2397.5	0.250	400.43	2181.8	1.800	480.10	1910.5	13.000	603.81	1129.4
0.010	318.83	2392.6	0.300	406.54	2164.1	1.900	482.79	1899.6	14.000	609.63	1065.5
0.015	327.00	2372.9	0.350	411.88	2148.2	2.000	485.37	1888.8	15.000	615.12	990.4
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
0.050	354.35	2305.4	0.700	437.96	2065.8	3.000	506.84	1793.5	20.000	638.71	585.0
0.060	358.95	2293.7	0.800	443.42	2047.5	3.500	515.54	1751.5	21.000	642.79	448.0
0.070	362.96	2283.4	0.900	448.36	2030.4	4.000	523.33	1711.9	22.000	646.68	184.8

1.5 数值方案验证

为验证自编程序的可靠性，将汽化程序嵌入到 Mixture 模型中，并结合文献[20]中的燃气流注水实验，展开气液两相流场验证计算。实验[20]采用的是从喷嘴两侧往喷嘴轴线方向倾斜注水的方式，注水方向与喷嘴两侧夹角为 60°。根据对称性算例选取 1/4 面对称三维模型计算域进行计算，采用中等密度网格模型，网格数量为 425 000，计算边界和文献[20]一致。参照文献[20]在相同地方布置 4 个观测点 A、B、C、D，将计算结果和文献[20]中的实验结果进行了对比，如表 2 所示。从表 2 可以看出，在固壁观测点处，壁面温度的计算结果和文献中的实验值吻合良好，最大误差控制在 8.5%以内，验证了汽化程序的有效性及合理性；另外，从观测点 A、B、C、D 的温度计算值可以看出，离流场轴线越远，温度也越低，这是液态水不断和高温气流掺混，汽化现象不断发生，大量水蒸气生成，气流温度不断降低导致的。

表 2 观测点温度

Table 2 Temperature at observation points

观测点	T/K		ε/%
	实验[21]	计算	
A	545	590	8.26
B	535	570	6.54
C	520	550	5.77
D	515	535	3.74

2 两相流场热环境与载荷特性分析

2.1 注水角度对同心筒热环境的影响

筒内注水角度对发射过程的热环境与载荷特性具有重要影响，在这部分重点讨论。讨论 4 种注水角度(和 x 轴夹角 α 为 45°，和 xOy 平面夹角 β 分别为 0°、−30°、−45°、−60°)注水条件，其中每种注水条件流量一致(注水角度越大，有效节流面积越小，水的动量越大)，单管流量 $\dot{m}_{\mathrm{w}}$ 控制在 56 kg/s，火箭发动机的入口压力和温度条件和文献[6]一致。注水参数如表 3 所示，水入口 x 方向为 $\cos\beta\cos\alpha$，水入口 y 方向为 $\cos\beta\sin\alpha$，水入口 z 方向为 $\sin\beta$。

表 3 注水方案对应参数

Table 3 Corresponding parameters of water injection project

方案	n	α/(°)	β/(°)	$\dot{m}_w$	v/(m·s^{-1})	cosβcosα	cosβsinα	sinβ
1	4	45	0	56.00	35.000	−0.707	−0.707	0.000
2	4	45	−30	56.00	40.415	−0.612	−0.612	−0.500
3	4	45	−45	56.00	49.498	−0.500	−0.500	−0.707
4	4	45	−60	56.00	70.000	−0.353	−0.353	−0.866

在筒底没有汽化完全的液态水在内外筒之间和燃气进一步掺混、汽化降温。为分析内外筒之间的热环境特性，图 3～4 分别给出了内筒外壁面的的温度分布和水的汽化率分布规律，图 5～6 分别给出了外筒内壁面的的温度分布和水的汽化率分布规律。

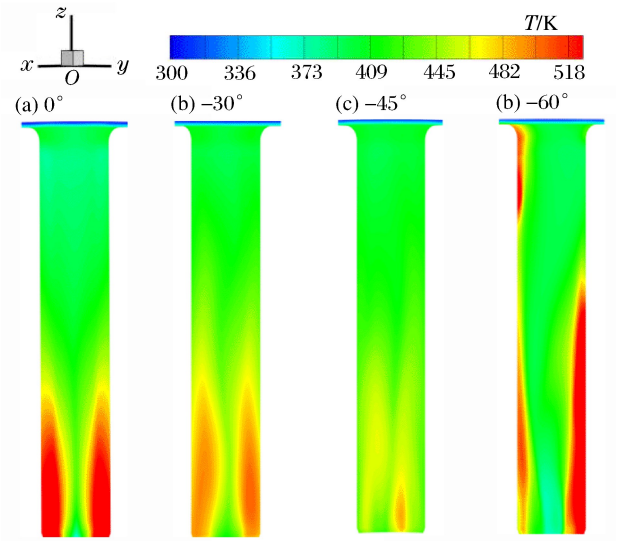


图 3 各注水角度内筒外壁面温度

Fig. 3 Temperature of outer wall for inner tube at different injection angles

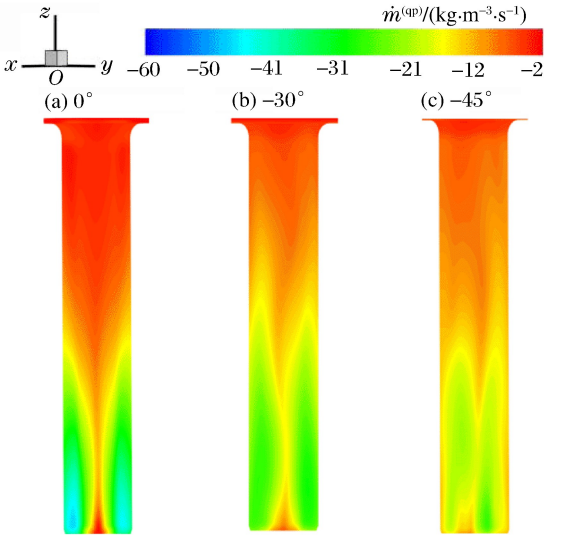


图 4 各注水角度内筒外壁面汽化率

Fig. 4 Vaporization rate of outer wall for inner tube at different injection angles

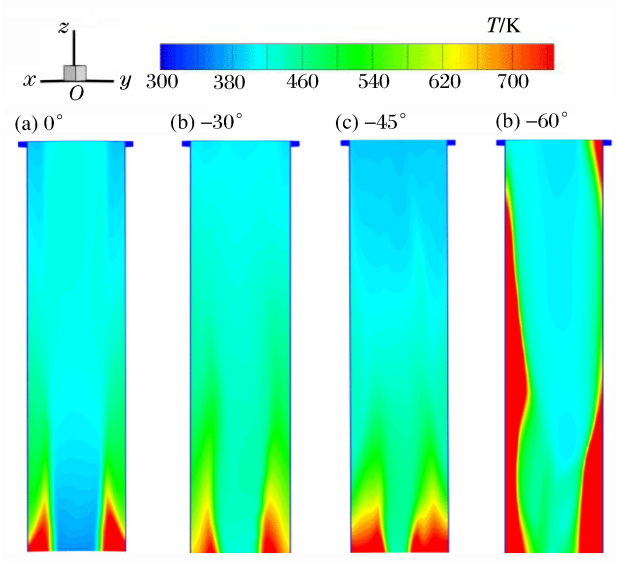


图 5 各注水角度外筒内壁面温度

Fig. 5 Temperature of inner wall for outer tube at different injection angles

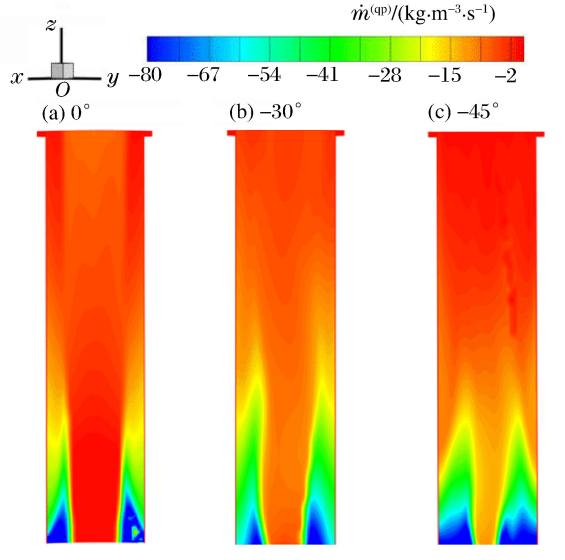


图 6 各注水角度外筒内壁面汽化率

Fig. 6 Vaporization rate of inner wall for outer tube at different injection angles

内外筒之间的热环境决定于从筒底向上排导的气液混合物的混合状态。从图 3 和 5 可以看出,在−60°注水方案中,液态水的动量最大,对燃气的阻滞作用最强,燃气流被挤压到 xOz 和 yOz 截面附近区域,未能和液态水充分混合汽化降温;在 0°注水方案中,由于液态水的动量最小,且入射角度最小,在燃气流的卷吸和包束作用下,内筒的降温范围小于−30°、−45°方案;−45°方案的内筒热环境比−30°方案稍好。对于外筒来讲,在燃气流经过导流锥排导后卷吸入射口液态水,−45°方案在出水口近壁区,水的动量大,和燃气流的掺混程度略低,降温范围小于−30°注水方案。鉴于−60°注水方案中,降温效果最差,在图 4 和图 6 只给出了 0°、−30°、−45°的相间转化率,可以看出,外筒的汽化率高于外筒;温度越高,则汽化率越高。

为进一步对比−30°、−45°这 2 种注水方案的降温效果,图 7～8 分别给出了对应横截面的温度和汽化率的分布图。从图 8(c)、(d)中可以看出,在筒底部液态水和燃气流直接作用的区域汽化率最高。总体来看,两种方案对筒内的降温效果都较明显,但是从图 7 中可以看出,−45°注水方案的高温区在外筒壁面集中,对应图 8(b)外筒壁面的汽化率也很高。可能是由于大角度导致相间作用强,动量损失大,横向扩散、掺混效应弱所导致的,而−60°注水方案中,高温区域的影响范围最大,甚至出现了不完全对称的情况。

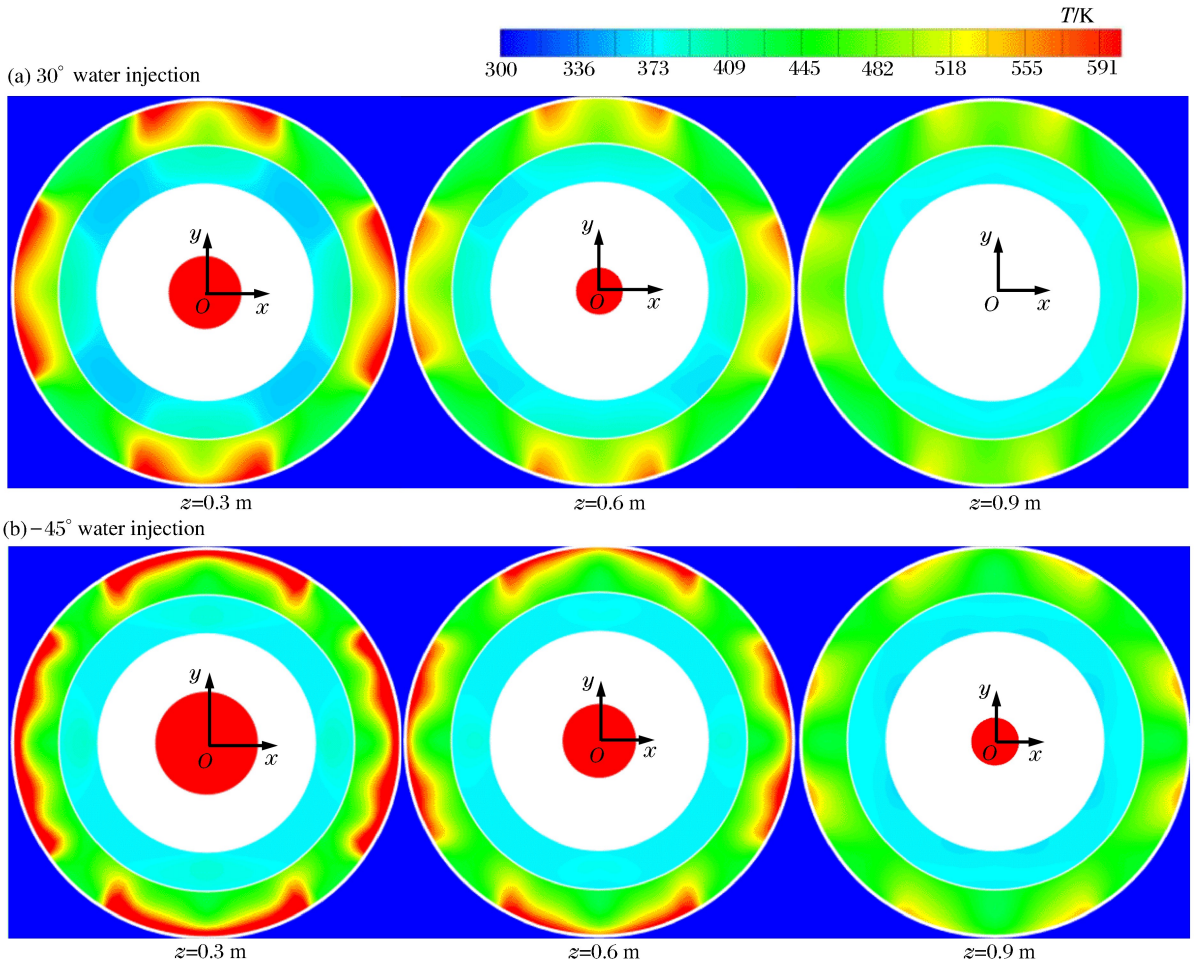


图 7 两种注水角度不同截面温度分布

Fig. 7 Temperature distribution of different section for two kinds of injection angle

综合比较看,−30°、−45°这 2 种注水方案的降温效果均较好,−30°注水方案中,气液两相掺混充分,筒内横向降温范围更大,降温效果更好。究其原因,可从以下来分析:表 3 显示,在 4 种注水工况下,水管直径相同,注水角度越大,水的流速越大,在注水角度分别为−30°、−45°、−60°时,水的流速分别达到 40.415、49.498、70.000 m/s;水流大入射角情况下,水射流动量较大,水和通过导流锥导向后的燃气

流在筒底直接作用，液态水对燃气流流动滞止，高温燃气在筒底被阻止，流向注水口所在的主截面（4 个注水管中相对的 2 个连成的切面）的两侧（包括 xOz 平面）截面上，使得燃气流和液态水混合不均匀，进而出现该工况下内筒外壁和外筒内侧温度高于其它 3 种工况的，特别是在离开注水口所在的主截面的两侧；另外该工况下燃气和液态水的强烈相互作用，加之采用了湍流模型，这使得内筒外壁和外筒内侧局部高温区域不完全对称，特别是在－60°注水角度的情况下，对于三维计算来讲，这是合理的现象。

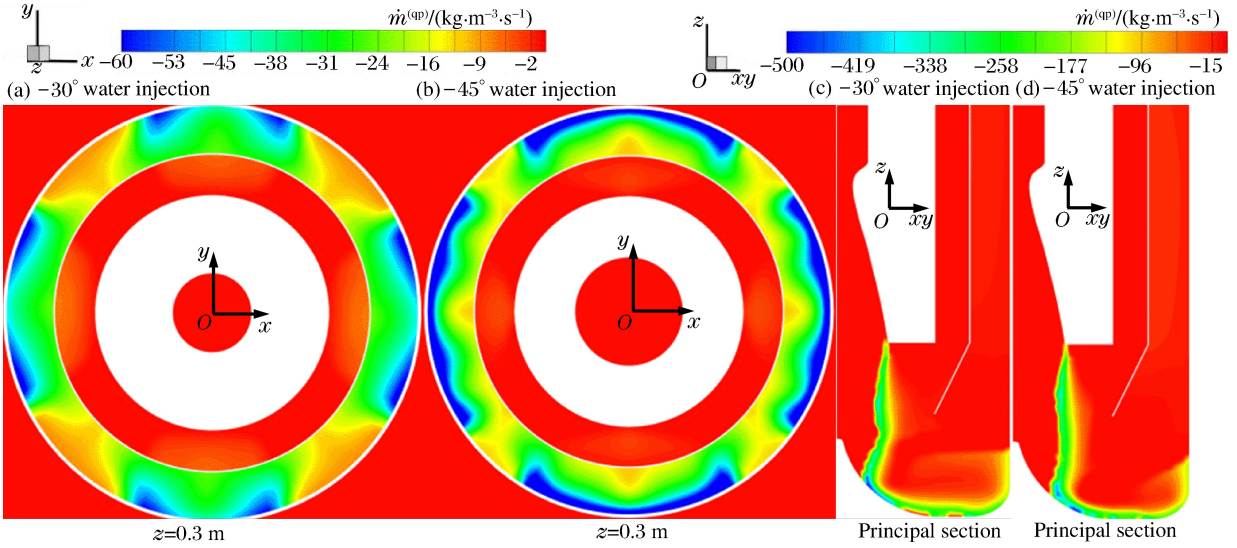


图 8　两种注水角度不同截面汽化率

Fig. 8　The vaporization rate of different section for two kinds of injection angle

2.2　注水对同心筒自力发射瞬态热环境和载荷的影响

为防止注水量过多导致在发射筒内出现燃气流的阻滞现象，筒内注水采用变质量入口，注水流量逐渐增大到最大值，然后流量逐渐衰减至最小，质量入口质量流率时程曲线如图 9 所示。图 10 给出了发射筒底部注水示意图，喷水孔呈 90°均布布置。在导弹壁面 3 个高度观测面 0°、45°、90°均布 3 个观测面，每个高度的观测面流场参数值取 3 个角度对应值的平均。

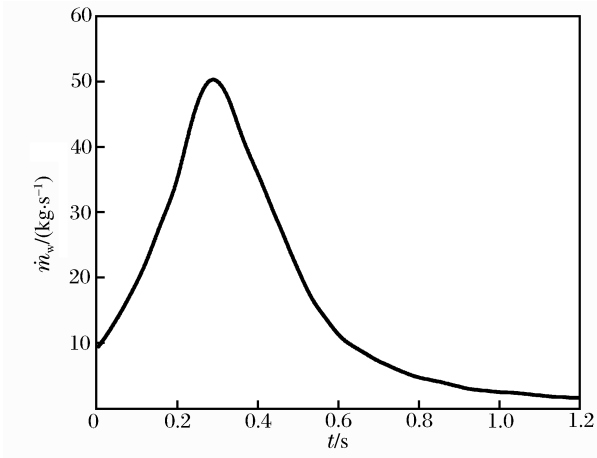


图 9　注水口流量时程曲线

Fig. 9　History of flow mass of water injection port

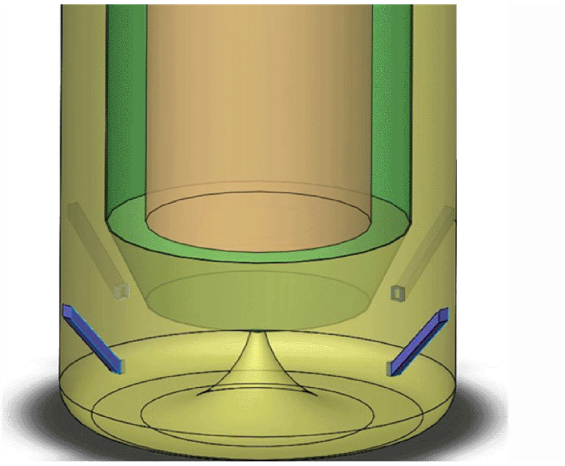


图 10　筒底注水示意图

Fig. 10　Sketch of cylinder bottom water injection

2.2.1　对导弹热环境优化效果

图 11 给出了导弹观测壁面温度随时间变化曲线，可以看出，通过筒内注水和燃气流掺混汽化可以有效改善导弹的热环境，导弹壁面几乎不受核心高温燃气流的干扰。图中显示导弹底部的最高温度从 2 350 K 降低到 850 K，降幅达到 1 500 K；如图 2 所示设置的 3 个观测面中，观测面 1 的温度由 1 200 K

降到740 K,降幅为 460 K;观测面 2 的温度由 850 K 降到 480 K,降幅为 370 K;观测面 3 的温度直接降到环境温度;从 3 个观测面的温度变化规律来看,采用集中注水方案,能有效优化导弹壁面的热环境。在以上观测面中,燃气、蒸汽混合气体在筒内的引射过程中,液态水对筒体燃气流有一定的压缩与干扰,使得燃气、蒸汽混合气体的“引射效应”[4]有所提前;燃气流和液态水相遇后,液态水和高温燃气流掺混、汽化,使筒底的温度降低,筒底气流的“引射效应”逐步减弱并提前结束;而与此同时,冷气流进入内筒的“倒吸效应”提前到来。

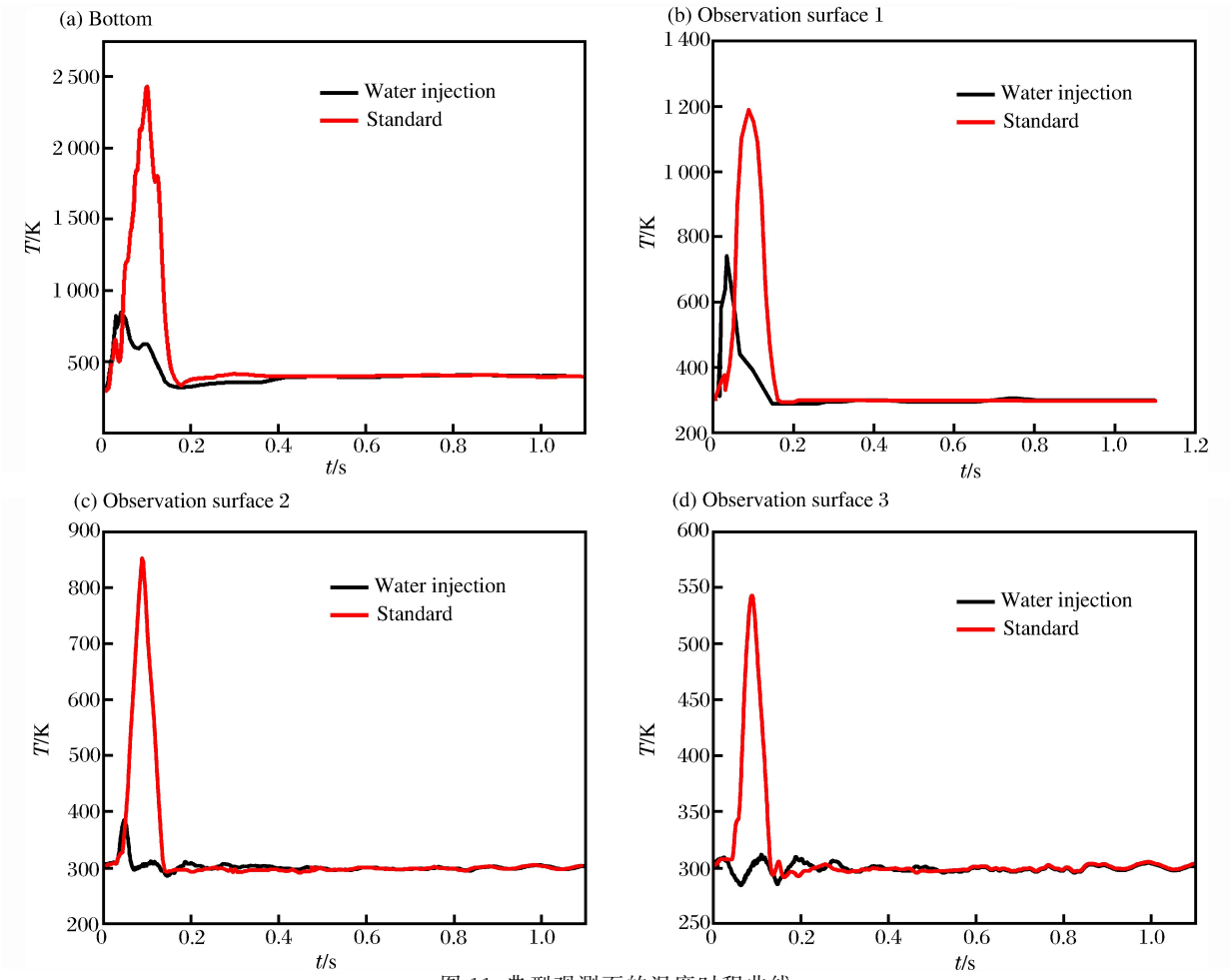


图 11 典型观测面的温度时程曲线

Fig. 11 History of temperature in typical observation surface

综合来讲,采用变质量注水方案,有效抑制了发射初期高温燃气进入内筒的“引射效应”,提前了冷气流进入内筒的“倒吸效应”,极大改善了自力发射过程导弹的瞬态热环境,对导弹热环境的优化效果和文献[6]中采用热结构优化方法基本一致。

2.2.2 对发射装置热环境优化效果

图 12 给出了在变质量注水和不注水工况下典型时刻切面(*AOB* 和 *COD* 切面)的温度分布图。对比相同时刻不同方案温度分布图可看出,在注水方案中,外筒的热环境明显优于不注水方案;但是随着导弹在喷管推力等合力的作用下逐渐运动,为避免燃气和液态水掺混不足而导致的筒内排气不畅现象,筒底喷水量逐步减少,这使得注水方案中,系统降温效果有所减弱。

在同一时刻,注水方案中,正对注水口的 *COD* 切面(垂直于 xOy 面 45°方向,注水主截面,即注水口中心所在的纵向切面)温度明显低于注水口侧面的 *AOB* 面(xOz 面,将 *COD* 逆时针旋转 90°后的切面)。这是由于在注水口侧面的降温,需要主截面的液态水和燃气掺混且横向流动到该侧面汽化降温,这个过程中,液态水横向转移的过程中,液态水很少,降温效果不如中心切面。

对比图 12 中可以看出，在 0.206 s 同一时刻，注水方案中，燃气蒸汽的作用区域明显比纯燃气小，说明气液混合过程伴随着相间的强烈作用，燃气的动量衰减，速度降低。

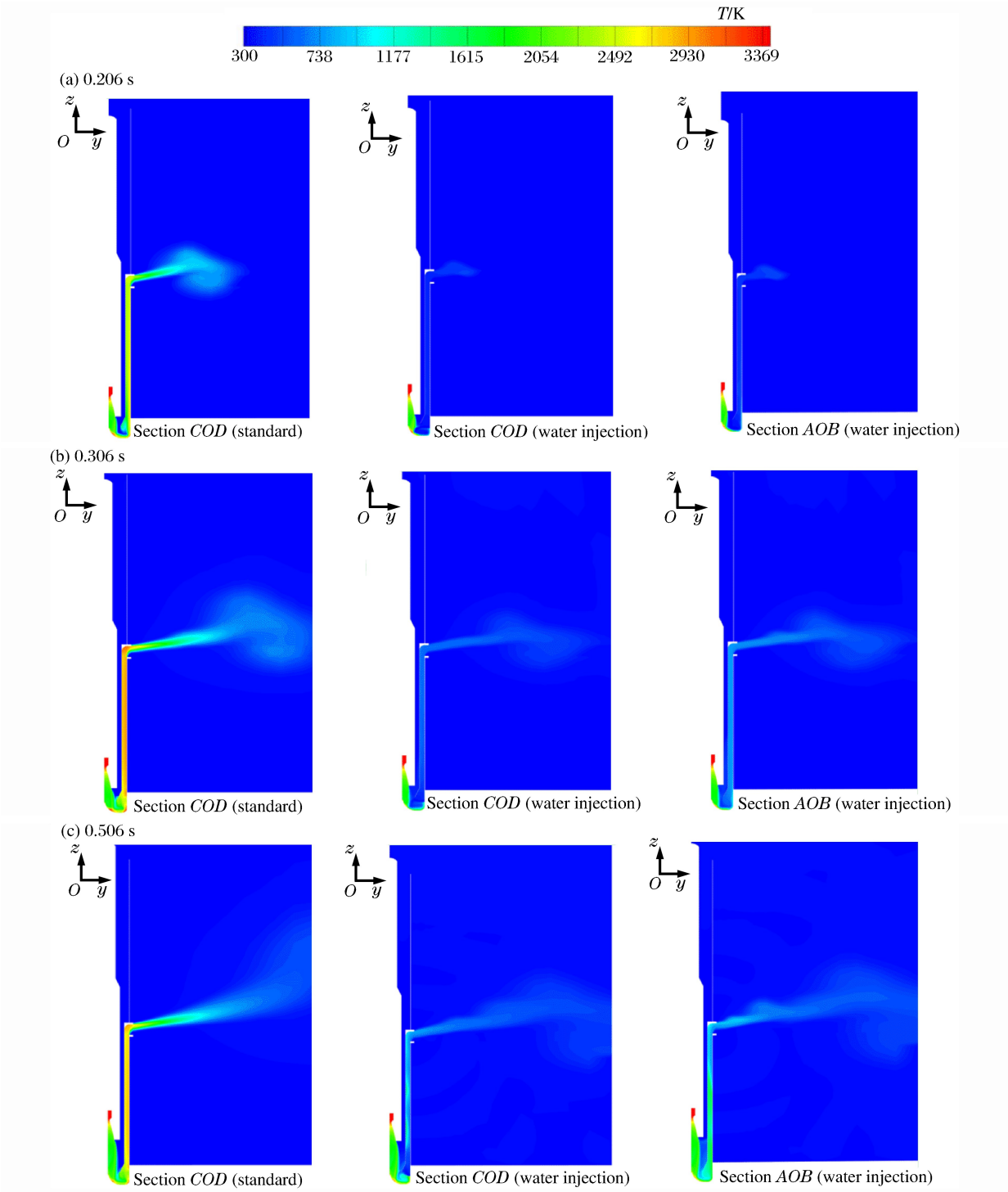


图 12　典型时刻切面温度

Fig. 12　Section temperature of typical observation surface

为分析集中注水自力湿式发射过程中筒内的流场特征，图 13 给出了 2 种方案的筒内 *COD* 截面速度流线图。从图中可以看出，在标准方案中，燃气流通过高导流锥导流，筒底发生折转，形成涡结构。在 −30°注水方案中，由于采用了变质量注水，且耦合了导弹的运动规律，这使得该方案筒内的流场特征和标准方案明显不同。在 0.206 s 时刻，燃气经过导流锥折转后和注水口的液态水相遇，并发生掺混、卷

吸作用,此时燃气流动量未达到最大,将未汽化完的液态水向上卷起,但没有折转,燃气流在筒底降温的同时形成了较大的涡结构;在 0.306 s 时刻,入水口的流速降低,水的动量降低,燃气流的动量要大于水的动量,燃气流和液态水发生更强烈的掺混作用,且卷吸作用更强烈,水射流发生了折转,此时注水方案的筒内分离现象更为严重,且在内筒导流板附近出现了 1 个小涡结构,这是水射流动量强且发生折转所致。在0.506 s时刻,注水方案中水射流的动量进一步减小,在燃气流的卷吸作用下,折转现象更明显,筒底出现了 3 个涡结构:一方面燃气流受到水射流的规制作用在筒底形成涡结构;另一方面,水射流在燃气的强烈卷吸作用下强烈折转,水射流两侧的混合气体在其抽吸下发生旋转,在其两侧均出现了涡结构。在 0.506 s 以后,水的流量逐步减小,对流场影响减弱。在湿式发射全过程中,筒底基本没有出现由于排导不畅引起的燃气蒸汽再次进入内筒的二次"引射效应",导弹热环境一直优良。从以上的分析可以看出,燃气和液态水有效掺混,采用筒底注水湿式方案实现了筒内导弹热环境的优化,采用筒底喷水湿式发射技术有效改善了发射系统整体热环境。

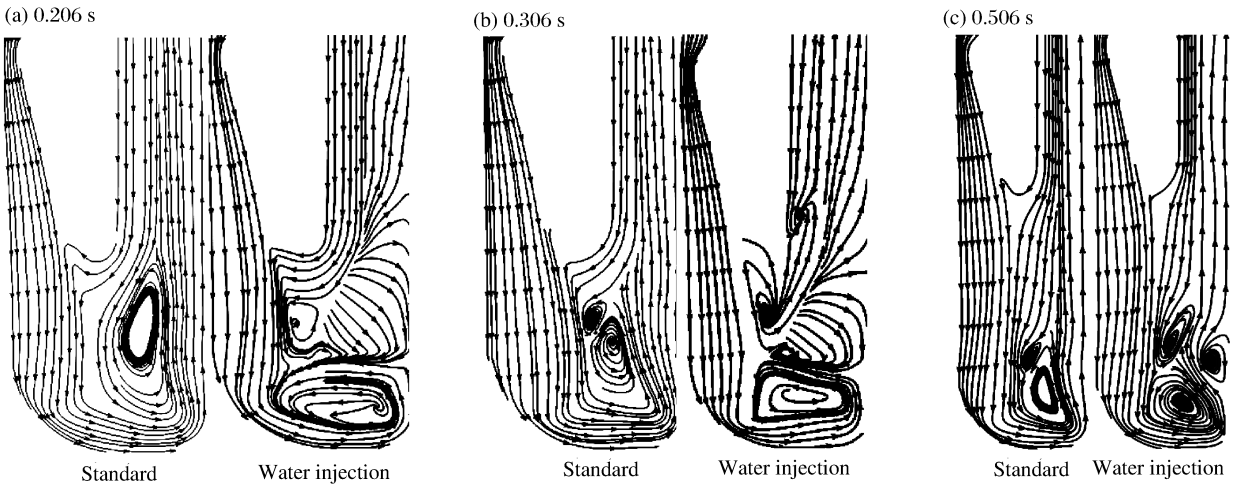


图 13 典型截面流线分布

Fig. 13 Streamline of typical cross section

2.3 集中注水对导弹载荷影响

在中段导流同心筒自力湿式发射过程中,导弹顶部的热环境和载荷特性基本不受底部气流影响,图 14~16 给出了受底部气流影响较大的弹底部所受燃气附加推力、火箭发动机喷管推力以及导弹所受合力曲线。图中可以看出,在前 0.05 s,导弹底部附加推力、火箭发动机推力及所受合力基本一致,从 0.05 s 开始,2 种方案中导弹底部推力出现明显差异,注水方案中导弹底部的附加推力出现大幅度的震荡。在 0.05 s 初期,结合图 11(a),可以看出,此时为燃气和液态水刚开始接触,液态水汽化降温的开始阶段,在弹底部降温明显但是汽化量较少,使得弹底部温度停止上升,温度下降的同时弹底部的气体密度变化很小,进而使得弹底部的附加推力迅速下降。

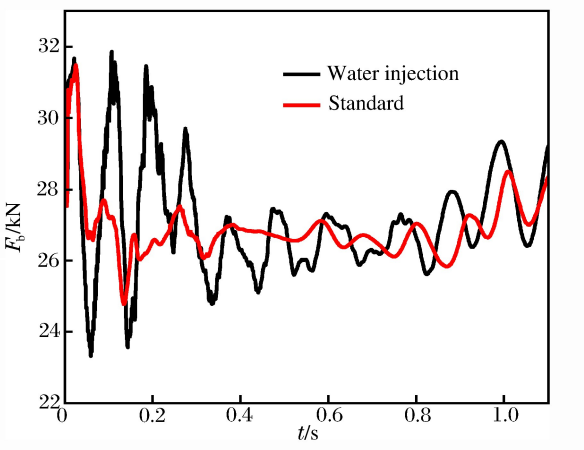


图 14 弹底附加推力时程曲线

Fig. 14 History of missile bottom's additional force

在 0.1 s 以后,随着"倒吸效应"的到来,图 11(a)显示标准方案中弹底部的温度也迅速下降,且随着燃气和液态水的充分混合,注水方案中弹丸底部的温度下降非常明显,与此同时,伴随着大量水蒸气的生成,在 0.3 s 以前,导弹处于初始启动阶段,注水量迅速爬升,发射筒底部的液态水汽化量也随之增

大，此阶段以水蒸气的大量聚集为主导因素，综合来讲，在 0.1～0.3 s，注水方案中导弹的底部的附加载荷更大；同时生成的大量水蒸气在筒底对喷管有一定阻滞，从图 15 中可以看出，注水方案中喷管的最大推力大于未注水方案的对应推力；综合来看，导弹的总推力也略大。在 0.3 s 以后，标准方案和注水方案中，随着“倒吸效应”的到来，弹底部温度均下降到环境温度，此阶段导弹开始启动；与此同时，注水方案中注水量开始逐渐减小。综合来讲，注水方案中弹底附加推力的变化幅度要更大，且随着导弹的运动，注水对弹底载荷的影响逐渐减弱。

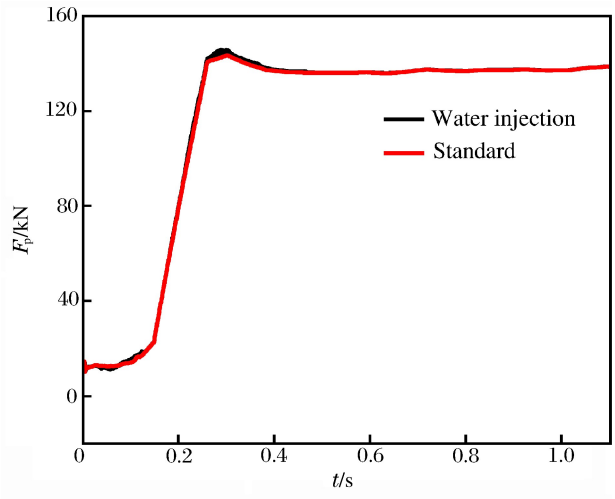


图 15　喷管推力时程曲线

Fig. 15　History of missile nozzle force

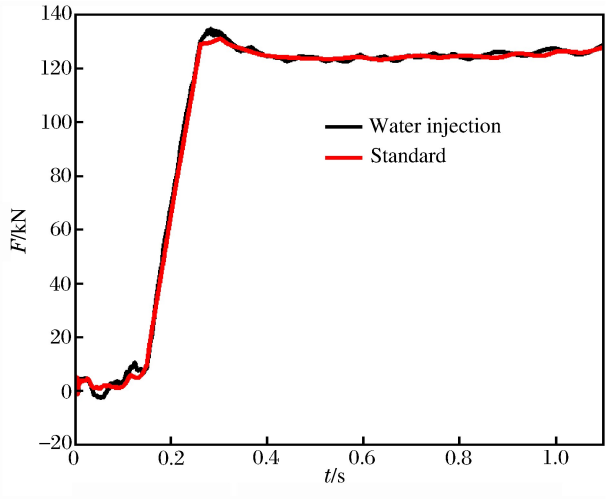


图 16　导弹所受合力时程曲线

Fig. 16　History of joint force acted on a missile

3　结　论

针对路基同心筒自立发射过程导弹和发射装置整体热环境恶劣的问题，采用筒底持续注水的路基湿式发射方式优化同心筒自力发射系统的总体热环境。得到了以下结论：

(1)筒内不同注水角度对发射装置的热环境和流场形态有显著影响，注水角度越大，水的流速越大；注水角度对筒内的流场结构、内外筒的汽化降温效果影响明显，注水角度过大或者过小，降温效果均不太理想，采用－30°或－45°注水方案能取得较好的降温效果，－30°注水方案中，气液两相掺混充分，筒内横向降温范围均匀，降温效果更好。

(2)采用－30°变质量注水方案对自力发射系统热环境进行优化。结果显示，高温燃气和液态水充分掺混，降温效果良好，没有出现明显的排气阻滞现象；相对于基准方案，导弹的热环境得到显著改善，优化效果和文献[6]中热结构组合优化效果基本一致，同时发射系统总体热环境也得到了显著的改善，实现了发射系统持续降温的目的。

(3)在筒底注水对路基同心筒自力发射过程中导弹的载荷有一定影响，其中弹底的附加推力影响较大，在筒底注水量逐渐增大的初期，弹底的推力明显大于未注水方案的对应推力，喷管的最大推力大于未注水方案的对应推力，导弹的总推力也略大；随着注水量的不断减少，注水对弹底载荷、发动机推力的影响越来越弱。

参考文献：

[1]　杨风波，马大为，杨帆. 高压弹射装置内弹道建模与计算[J]. 兵工学报，2013，34(5)：527-534.
YANG Fengbo, MA Dawei, YANG Fan. Interior ballistics modeling and calculation of high-pressure ejection device[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(5): 527-534.

[2]　张仁军，鲍福延. 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 Fuyan. Comparison of internal ballistic properties between gas and steam launching system

in two different modes of water injection[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005,28(1):5-9.

[3] 邵立武,姜毅,马艳丽,等.新型舰载同心筒发射过程流场研究[J].导弹与航天运载技术,2011(4):54-58.
SHAO Liwu, JIANG Yi, MA Yanli, et al. Launching process of the new type ship-borne concentric canister launcher[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(4):54-58.

[4] 杨风波,马大为,任杰,等.新型湿式发射对同心筒瞬态热冲击的影响机理研究[J].固体火箭技术,2014,37(3):301-306.
YANG Fengbo, MA Dawei, REN Jie, et al. Research on flow field mechanism and thermal environment of a new vehicle-carried concentric canister launcher[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014,37(3):301-306.

[5] 杨风波,马大为,薛新宇,等.新型路基同心筒热冲击机理与热环境影响因子[J].爆炸与冲击,2016,36(2):153-160.
YANG Fengbo, MA Dawei, XUE Xinyu, et al. Study on thermal shock mechanism and thermal environment effecting factors of a new concentric canister launcher[J]. Explosion and Shock Waves, 2016,36(2):153-160.

[6] 姜毅,郝继光,傅德彬,等.新型"引射同心筒"垂直发射装置理论及试验研究[J].宇航学报,2008,29(1):236-241.
JIANG Yi, HAO Jiguang, FU Debin, et al. Study on theory and test of a new type concentric canister with jet flow vertical launcher[J]. Journal of Astronautics, 2008,29(1):236-241.

[7] 于勇,母云涛.新型变截面同心筒发射装置及其热环境气动原理研究[J].宇航学报,2013,34(9):1281-1287.
YU Yong, MU Yuntao. Configuration and gas dynamic dynamics analysis for a new variable cross-section concentric canister launcher[J]. Journal of Astronautics, 2013,34(9):1281-1287.

[8] 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, et al. Research on launching process cooling effect of wet concentric canister launcher[J]. Journal of Ballistics, 2010,22(4):89-93.

[9] 郭锦烈.两相与多相流动力学[M].西安:西安交通大学出版社,2002.

[10] MAMORU I. Themo-fluid dynamic theory of two-phase flow[M]. Paris: Eyrolles, 2005.

[11] WEN C Y, YU T H. Mechanics of fluidization[J]. The Chemical Engineering Progress Symposium Series, 1966, 62(1):100-111.

[12] 李萍,丁珏,翁培奋,等.两种颗粒湍流扩散模型数值模拟气液两相流泄露扩散的比较[J].爆炸与冲击,2005,25(6):541-546.
LI Ping, DING Jue, WENG Peifen, et al. A numerical simulation on liquid gas two phase leakage dispersion by using two partical turbulent models[J]. Explosion and Shock Waves, 2005,25(6):541-546.

[13] MANNINEN M, Taivassalo V, Lallio S. On the mixture model for multiphase flow[M]. VTT Publications 288, 1996.

[14] 王汉平,余文辉,魏建峰.潜射模拟弹筒口压力场仿真[J].兵工学报,2009,30(8):1009-1013.
WANG Hanping, YU Wenhui, WEI Jianfeng, et al. Simulation of pressure field near canister outlet for underwater launched emulated missile[J]. Acta Armamentarii, 2009,30(8):1009-1013.

[15] 曹嘉怡,鲁传敬,李杰.水下超声速燃气射流动力学特性研究[J].水动力学研究与进展:A 辑,2009,24(5):1-10.
CAO Jiayi, LU Chuanjin, LI Jie. Research on dynamic characteristics of underwater superasonic gas jets[J]. Journal of Hydrodynamics, 2009,24(5):1-10.

[16] VERSTEEG H K, MALALASEKERA W. An introduction to computational fluid dynamic: The finite volume method [M]. Berlin: Springer Heidelberg, 2007.

[17] 王志健,杜佳佳.动网格在固体火箭发动机非稳态工作过程中的应用[J].固体火箭技术,2008,31(4):350-353.
WANG Zhijian, DU Jiajia. Application of dynamic mesh to unsteady burning of solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008,31(4):350-353.

[18] ORSZAG S A, YAKHOT V, FLANNEY W S. Renormalization group modeling and turbulence[J]. Journal of Scientific Computing, 1986,1(1):3-51.

[19] 陈则韶.高等工程热力学[M].北京:高等教育出版社,2008.

[20] 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.

Influence of thermal shock mechanism and thermal environment on concentric canister launcher

XIA Qianqian[1], ZHANG Wenyi[1], QI Bing[1], YANG Fengbo[1], YUE Guigao[2]

(1. *Nanjing Institute of Agricultural Mechanization, Ministry of Agriculture, Nanjing* 210014, *Jiangsu, China*;
2. *School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing* 210094, *Jiangsu, China*)

Abstract: Based on the homogeneous multiphase theory and vaporization solving program of liquid water, the three-dimensional model of the gas-liquid two-phase fluid dynamics for new concentric canister launcher (CCL) self-launching system was built using the dynamic mesh technology of spring-based smoothing method and laying-based zone moving method. The reliability and validity of the three dimensional calculation of the vaporization program were verified by the experiment of injecting liquid water into the free rocket jet. Transient numerical calculation was carried out, and the influences of the water injection angle on the thermal environment of the launching system and the load characteristics of the missile were discussed. Analysis shows that obvious vaporization reaction occurred in the launch tube, in the −30 degree water injection scheme, the gas-liquid two-phase mixing was sufficient, and the transverse cooling range of the cylinder was more uniform; the overall thermal environment of the missile and launching system was improved significantly, and the goal of continuously cooling the launching system was achieved; after the water injection at the cylinder bottom, the additional thrust and the thrust of the rocket engine increased, with the decrease of the water injection quantity, and the influence of the water injection on the missile load was increasingly weaker.

Keywords: concentric canister launcher; thermal shock characteristics; gas-liquid two-phase flow; vaporization phase transition; load characteristic

(责任编辑　王易难)