

# 水下点火固体火箭发动机两相流流场数值分析

乌岳, 李卓, 江晓瑞

(内蒙古工业大学理学院, 呼和浩特 010051)

**摘 要:** 利用 FLUENT 软件, 使用湍流模型和 VOF(volume of fluid)模型对水下点火固体火箭发动机的气液两相流场进行数值分析, 对点火初期喷管中燃气的流动过程和燃气泡的发展过程进行了仿真, 数值模拟了固体火箭发动机尾流场燃气密度、压力和温度的分布规律。研究表明: 点火初期, 喷管内流场将有一个完整激波建立的过程, 除此之后的喷管尾流区域, 由于气体受到压力扰动的影响, 激波结构被破坏, 没有形成连续的膨胀—压缩波; 射流过程中燃气泡头部一直保持较大直径, 中部燃气通道存在随轴向周期性的膨胀—压缩现象; 喷管尾流区, 各流动参数出现不同程度的振荡现象; 喷管出口燃气密度受外界水的压缩及质传热的影响, 出现峰值后逐渐稳定; 喷管出口燃气总压由于受水环境的急剧压缩, 在喷管出口附近形成一个高压区; 喷管出口燃气温度经三次周期变化后, 温度逐渐降至 1750 K 以内。

**关 键 词:** 固体火箭发动机; 气液两相流; 点火初期; 燃气泡; 尾流场

**中图分类号:** V435<sup>+</sup>.6

**文献标志码:** A

## Numerical analysis for underwater ignition two-phase flow field of solid rocket motor

WU Yue, LI Zhuo, JIANG Xiaorui

(College of Science,

Inner Mongolia University of Technology, Hohhot 010051, China)

**Abstract:** Two-phase gas-liquid flow field in the underwater ignition process of solid rocket motor was numerically solved by using FLUENT software, turbulence model and VOF (volume of fluid) model. The flow process of gas and the development process of gas bubble at the beginning of ignition were analyzed. The distribution of gas density, pressure and temperature in the wake flow field was numerically simulated. The study showed that: at the beginning of ignition, a complete shock wave was established in the nozzle, after which the mechanism of shock wave was destroyed. No continuous expansion-compression waves were formed because of the gas was affected by pressure disturbances; the gas bubble's head was kept at a large diameter, and the middle gas channel had a periodic expansion-contraction; the parameters had different degrees of shock phenomenon; the wake flow field of the gas density greatly changed at the exit of nozzle with the reason for compression of the water and the increasing quality of gas; the total pressure of the outlet of the nozzle was drastically compressed by the water environment, forming a high pressure zone at the exit of the nozzle; the gas temperature reduced to 1750 K or less gradually after three cycles of change.

**收稿日期:** 2017-06-02

**基金项目:** 内蒙古工业大学科学研究项目(X201718)

**作者简介:** 乌岳(1986—), 女, 讲师, 博士生, 主要从事固体火箭发动机研究。

**引用格式:** 乌岳, 李卓, 江晓瑞. 水下点火固体火箭发动机两相流流场数值分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2508-2514. WU Yue, LI Zhuo, JIANG Xiaorui. Numerical analysis for underwater ignition two-phase flow field of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2508-2514.

**Key words:** solid rocket motor; gas-liquid two-phase flow;  
beginning of ignition; gas bubble; wake flow field

面临可持续发展大课题的新时代,人类对海洋战略地位及其价值的认识不断深化,海洋既是现实开发的资源,也是潜在的战略性资源。潜射导弹在海下发射时,固体火箭发动机喷管喷射出的高压高温燃气会与液体相互影响,形成典型的气液两相流场,射流将在喷管出口处形成一个对导弹水动力特性有很大影响的燃气泡。此外,燃气泡壁上的水层吸收热量发生汽化,使燃气流成为典型的加质运动,从而使固体火箭发动机尾流场密度、压力、温度等流动参数发生变化<sup>[1]</sup>。

而这些流动参数和燃气泡的形成会直接影响到导弹水动力特性,如导弹在水中的弹道、出水姿态及击中目标的准确性等。同时,由于尾流不断发生的气液相变及燃气泡周期性的膨胀-压缩特性,直接导致水下点火固体火箭发动机尾流场无论是轴线上的马赫数,还是密度、压力、温度等参数都具有小幅振荡特性,此种不稳定的现象,会对水下航行器的电子设备及连接结构带来较大的负面影响。所以对水下工作的固体火箭发动机的点火初期到尾流场各流动参数的数值仿真具有重大的工程意义,可不同程度上有效控制负面影响的产生。

国内研究人员对固体火箭发动机水下点火进行了相关研究:王建儒、赵仕广<sup>[1]</sup>对水下工作固体火箭发动机尾流场进行了相关的数值求解,虽然也考虑了燃气的传热传质影响,但是对一些问题做了相应的简化,例如,对喷管燃气压力进口边界条件取做恒值,这与实际的固体火箭发动机点火时,压力会发生变化的事实不符。贾有军等人<sup>[2]</sup>搭建了水下点火试车试验系统,采用高速摄像机对水下固体火箭发动机尾流场的形态和演化过程做了一些记录。哈尔滨工程大学的陈宏<sup>[3]</sup>采用相对较复杂的模型和方程对水下射流的燃气泡的发展过程做了一系列的研究。张正等人<sup>[4]</sup>采取水下近筒口处点火发射取代固体火箭发动机直接在水下点火工作,大大提高了水下点火的可靠性,但是该方法需要使用动网格技术,模拟流场形状由于边界运动随时间改变的问题,必须首先定义初始网格、边界运动的方式并指定参与运动的区域,虽然也能模拟水下点火瞬态过程,但不同程度加大了仿真的难度和复杂性,并且国内潜射导弹还是大多以固体火箭发动机直接水下点火为主。王晓

宏<sup>[5]</sup>通过建立了水下点火导弹喷管气体流的简化模型,定性地研究水的大惯性作用对喷管内气体流的阻碍作用。甘晓松等人<sup>[6]</sup>采用多相流 mixture 模型,研究了固体火箭发动机水下燃气射流流场的复杂多相流问题,通过对有、无来流情况下的湍流射流进行模拟,得出重要结论。

综上所述,有关固体火箭发动机水下点火两相流场瞬态的数值仿真分析鲜见公开报道,本文通过 CFD 方法,采用 VOF(volume of fluid)多相流模型,研究固体火箭发动机水下点火气液两相流场,对点火初期喷管中瞬态燃气的流动过程和燃气泡的发展过程进行了分析,数值模拟了固体火箭发动机尾流场燃气密度、压力和温度的分布规律。仿真结果与水下试车试验结果高度吻合。

1 计算模型

1.1 几何模型

本算例为二维轴对称计算,为简化选取上半部分区域,包含喷管和外部远场水空间两大部分,共四个区域,如图 1 所示。其中,区域 1 为固体火箭发动机拉伐尔喷管,区域 2、3、4 为外部水空间流场。计算区域长、宽分别取 7 倍喷管总长和 10 倍喷管半径。

流场选用四边形结构化网格划分,喷管内部和尾流部分区域加密,总网格数达到 78 000。

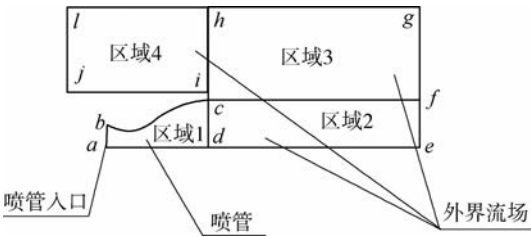


图 1 计算域

Fig. 1 Computational domain

1.2 控制方程

二维轴对称形式的 Navier-Stokes 方程为<sup>[7-8]</sup>

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \mathbf{H} = \mathbf{0} \tag{1}$$

其中

$$\mathbf{U} = r(\rho, \rho u, \rho E)^T$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F} &= r(\rho u, \rho u^2 - \tau_{xx}, \rho uv - \tau_{xr}, \\ &\quad \rho Eu - \tau_{xx}u - \tau_{xr}v + q_x)^T \\ \mathbf{G} &= r(\rho v, \rho uv - \tau_{rx}, \rho v^2 - \tau_{rr}, \\ &\quad \rho Ev - \tau_{rx}u - \tau_{rr}v + q_r)^T \\ \mathbf{H} &= (0, 0, \tau_{\theta\theta}, 0)^T, \\ E &= (\gamma - 1) \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \\ \tau_{xx} &= -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right) + \frac{4}{3}\mu \frac{\partial u}{\partial x} \\ \tau_{rr} &= -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{v}{r} \right) + \frac{4}{3}\mu \frac{\partial v}{\partial r} \\ \tau_{\theta\theta} &= -p - \frac{2}{3}\mu \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{4}{3}\mu \frac{v}{r} \\ \tau_{xr} &= \tau_{rx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ q_x &= -\kappa_{\text{eff}} \left( \frac{\partial T}{\partial x} \right), \quad q_r = -\kappa_{\text{eff}} \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right) \end{aligned}$$

式中  $\mathbf{U}$  为守恒变矢量,  $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$  为对流项通量,  $x$  和  $r$  分别为轴向和径向坐标,  $u$  和  $v$  分别为轴向和径向速度,  $\kappa_{\text{eff}}$  和  $\mu$  分别为有效导热系数和黏度,  $\tau$  为黏性应力张量,  $\rho$  为密度,  $p$  为压力,  $T$  为温度,  $t$  为时间,  $\gamma$  为比热比,  $E$  为内能。

### 1.3 模型选用

湍流模型:采用 RNG(renormalization group)  $k$ - $\epsilon$  湍流模型进行计算。该模型的详细解释可参考文献[9-10]。

两相流模型:采用 VOF 模型,VOF 模型是使用比较广泛的欧拉-欧拉多相流模型之一。

VOF 模型中体积分数方程为<sup>[11-12]</sup>

$$\frac{\partial \varphi_l}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla \varphi_l = 0 \quad (2)$$

$$\varphi_g + \varphi_l = 1 \quad (3)$$

其中  $\varphi$  为体积分数,  $\mathbf{v}$  为流体质点速度,下标  $g$  表征气体,  $l$  表征液体,该模型详细解释可参考文献[13-15]。

### 1.4 边界条件

本算例涉及压力进口边界、壁面边界、压力远场边界和对称边界四种边界条件。其中,喷管燃气进口  $ab$ ,取压力进口边界条件,给定燃气的总温为 3400 K 和总压为 5 MPa;喷管轴线  $ad$  和尾流场轴线  $de$ ,取轴边界条件;喷管壁面  $bc$ ,采用无滑移绝热固体壁面边界条件; $ef, fg, gh, hl, lj, ji$  采用压力远场边界条件。

水的密度设为定值 998.2 kg/m<sup>3</sup>,水进口总温为 300 K,水进口和出口压力为 0.2 MPa。

固体火箭发动机内压为 2.3 MPa 时,喷喉堵

盖才被燃气流冲开,因此从 2.3 MPa 时开始计算,假设燃烧室点火初期燃气进口压力按线性规律上升,如图 2 所示。

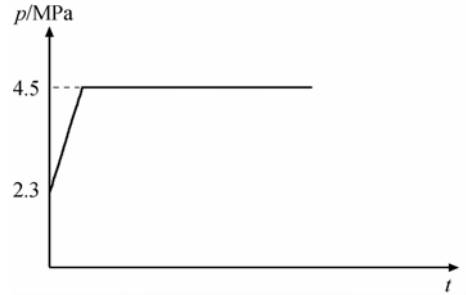


图 2 压力曲线  
Fig. 2 Pressure curve

## 2 计算结果与分析

### 2.1 点火初期喷管内瞬态流场数值模拟

在短时间内,喷管内瞬态流场将建立,随着喷管进口燃气压力骤增,从点火初期的亚声速流动,到喷喉下游首次出现的局部超声速流,再到超声速区逐渐向下扩散,直到喷管扩张区建立超声速流场,燃气燃速不断增加。

由喷管马赫数变化图(图 3)可以看出,计算从喷管喷喉处开始,在  $t = 1.64$  ms 时,喷管喷喉处开始有明显的激波,且随着时间的推移,激波速度逐渐增大,激波的位置不断向喷管出口处推移。直到计算到 7.58 ms 时,激波已完全被推移至喷管外,喷管此时实现满流。当计算到 11.02 ms 及 16.59 ms 时,喷管外并未形成完整激波,直到 18.74 ms 时喷管外形成了完整的压缩波<sup>[16]</sup>。之后的 29 ms 和 39 ms,水下工作的喷管后方未能形成规律的膨胀-压缩波系,激波结构由于压力波动和液体随射流燃气回旋等原因遭到破坏,激波串出现紊乱现象。该观点的可靠性从图 4 轴线上马赫数的分布曲线可得到验证。

如图 4 所示,燃气在喷管内逐渐加速,从最初的亚声速流短时间内上升到超声速状态,随后喷管内高温高压燃气将一直工作在超声速状态,在距离喷管大约 0.5 m,即激波尖端处,马赫数激增到峰值 4.28。之后马赫数突变降低,接着又上升、下降,如此反复,这是由于水下工作的特殊性,当固体火箭发动机在水下工作时,射流燃气与液体预混,并随射流向前推动的同时,不断形成回旋的涡流,后方激波结构均出现紊乱,但轴线上的马赫数整体呈现波动下降的趋势。

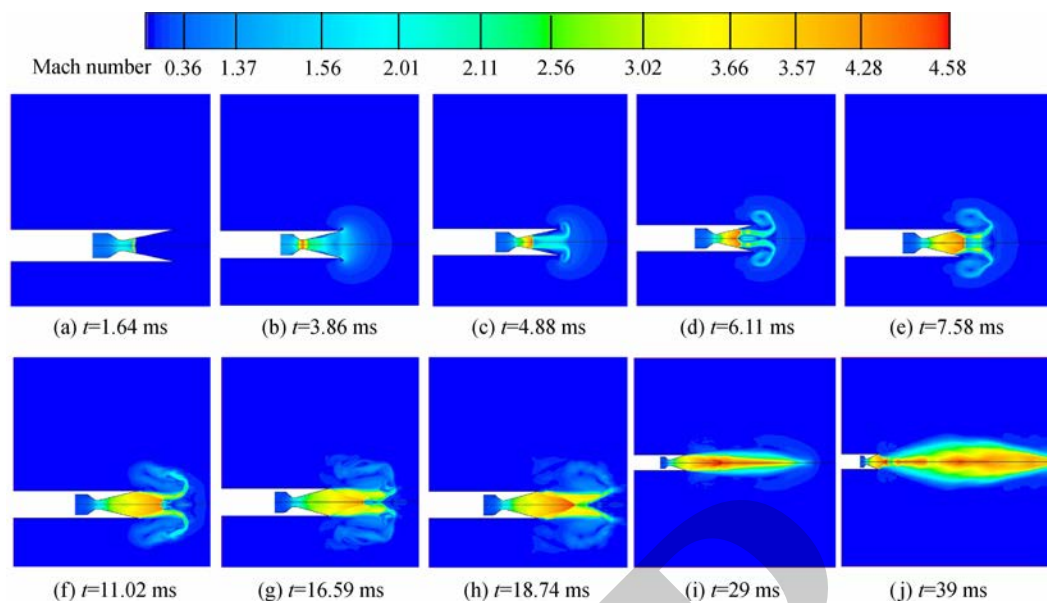


图 3 喷管马赫数变化图

Fig. 3 Tendency chart of Mach number of the nozzle

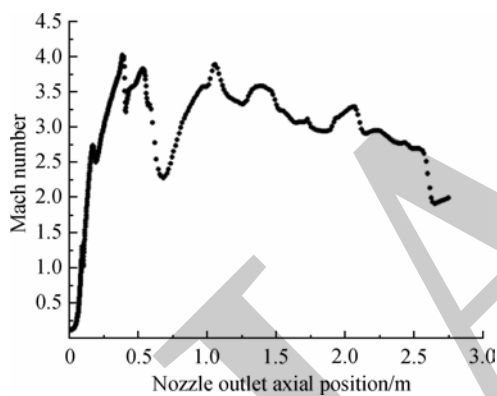


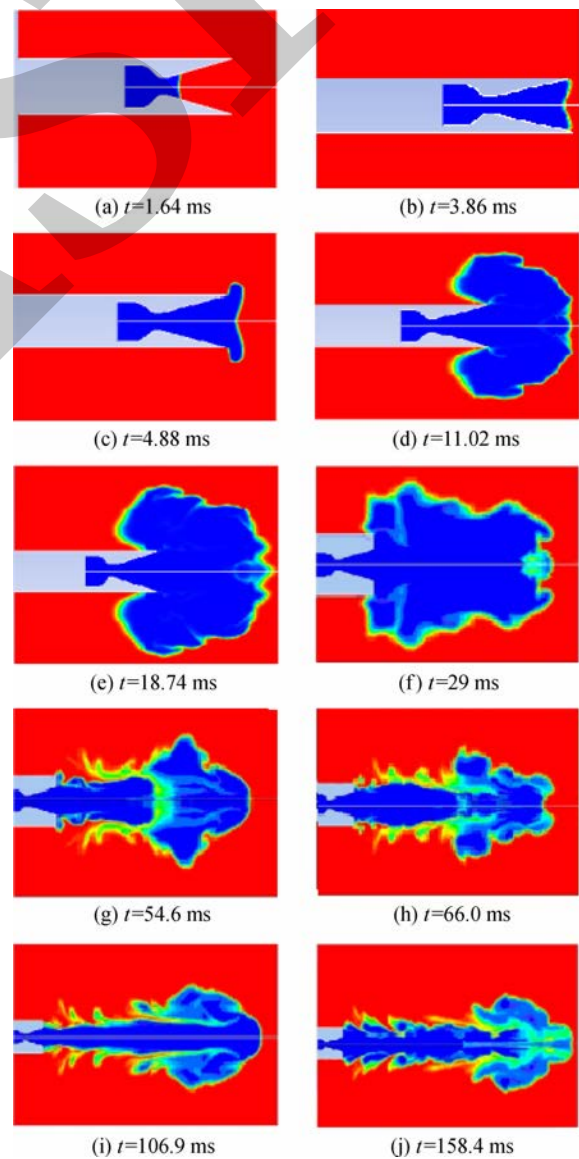
图 4 喷管出口轴向位置上马赫数分布曲线

Fig. 4 Mach number distribution curve along the axial direction of nozzle outlet

2.2 燃气泡发展过程

潜射导弹水下点火后,燃烧室推进剂充分燃烧,喷出的高温高压燃气流经喷管喷入常温常压的水中,由于外界高密度水的压缩作用,燃气将在喷管尾部形成一个瞬态燃气泡。燃气从喷管内流出逐渐将周围的水排开,形成典型的气液两相流。

如图 5 所示,超声速燃气从燃烧室冲出后,大约在 4.88 ms 左右,喷管尾部便开始出现燃气泡锥形,11.02 ms 左右已形成一个半径约为喷管出口半径的 3 倍的燃气泡,气泡随着喷出燃气的不断增加,逐渐增大,直到 29 ms 附近,燃气泡大到一定程度,气泡开始收缩,这是由于燃气泡发生胀裂,胀裂的气泡被水挟带,其余的燃气泡再增大,再胀裂,直到 169 ms 时可清晰看到,在射流的中



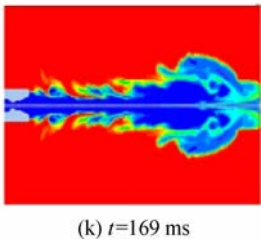


图 5 燃气泡发展变化图

Fig. 5 Developmental chart of gas bubble

间位置,燃气通道沿着轴向周期性的压缩—膨胀—压缩—再膨胀<sup>[17-19]</sup>,通道边缘形成多个涡流结构,直到能量消耗殆尽,此现象消失。

2.3 尾流场燃气密度变化规律

本节结合尾流场燃气密度云图和燃气密度随轴向的变化规律曲线,得出尾流场燃气密度变化规律。

如图 6、图 7 所示,尾流场初期,燃气密度为初始值  $4.75\text{ kg/m}^3$ ,随着外界高密度水的阻碍作用,喷出燃气瞬间降低至  $0.5\text{ kg/m}^3$  附近,之后由于水与高温燃气之间传质传热汽化过程的影响,

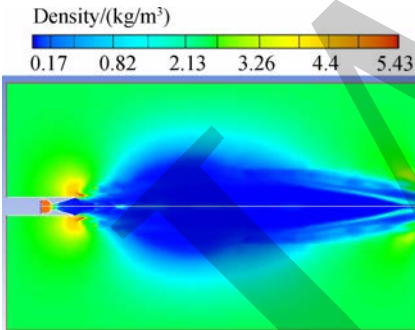


图 6 尾流场燃气密度云图

Fig. 6 Gas density contour of wake flow field

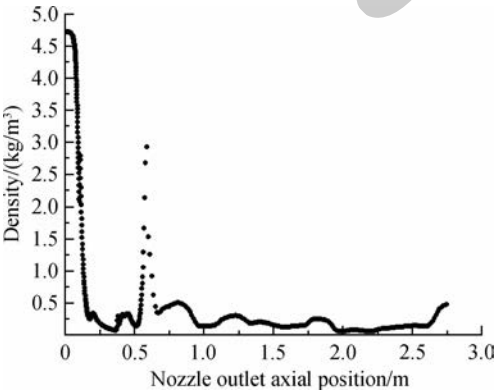


图 7 尾流场燃气密度沿轴向的变化规律

Fig. 7 Variation law of gas density in the wake flow field along the axial direction

响<sup>[9]</sup>,在距喷管出口不远处,燃气密度上升到一个峰值。

从尾流场燃气密度云图也能清晰看到,喷管出口不远处有一个峰值,之后在远处,由于燃气加质作用逐渐降低,外界扰动也趋于稳定,从而使得密度变化不大,再无峰值出现。

2.4 尾流场压力变化规律

尾流场初期,喷管出口燃气总压为  $4.5\text{ MPa}$ 。而后,随着燃气逐渐扩散离开喷管出口,燃气膨胀加速,以超声速状态流动,导致压力迅速衰减,损失的压力转化为燃气流体的动能。如图 8 所示。

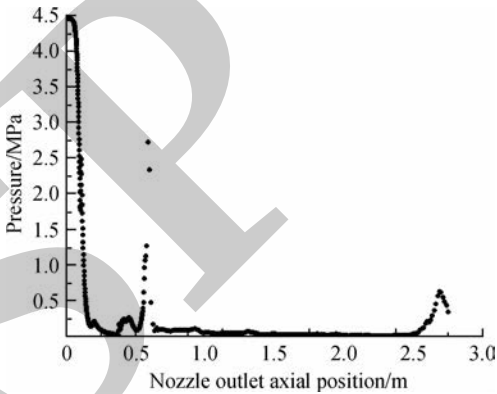


图 8 尾流场压力沿轴向的变化规律

Fig. 8 Variation law of pressure in the wake flow field along the axial direction

由于水下工作环境的特殊性,燃气受到外界水压的剧烈冲击作用,距离喷管大约  $0.6\text{ m}$  处,第一个完整激波形成,其尖端马赫数高达  $4.28$ ,因此受强压缩波的影响,流体减速增压,大量动能转化为流体压力能,此处形成一个相对高压区,压力高达  $1.28\text{ MPa}$ 。随后,压力降低,压力沿轴线方向变化不大,趋于平缓。

2.5 尾流场温度变化规律

本节结合尾流场混合物的温度云图和混合物温度随轴向的变化规律曲线得出尾流场温度的变化规律。图 9、图 10 显示了尾流场温度沿轴向的变化情况。

尾流场初期,燃气总温为  $3300\text{ K}$ ,由于燃气射流在喷管出口处膨胀加速,使得温度迅速下降,降低到约  $1100\text{ K}$ ,由于受水环境的热交换和压缩冲击波的影响,燃气动能损失转化为燃气热能,温度跳跃,又逐渐上升,出现峰值,此后燃气通道燃气泡出现沿着轴向周期性的压缩—膨胀—压缩—再膨胀的过程,导致相应的燃气温度沿轴向出现

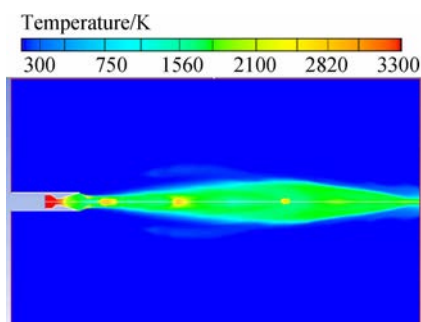


图 9 尾流场温度云图

Fig. 9 Temperature contour of wake flow field

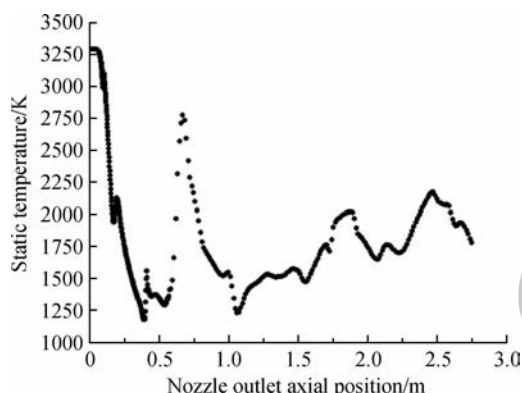


图 10 尾流场温度沿轴向的变化规律

Fig. 10 Variation law of temperature in the wake flow field along the axial direction

三次往返周期性的振荡变化。

从尾流场温度云图中,也能清晰看到三个高温区,之后迅速衰减,直至与周围环境一致趋于平缓,温度逐渐降至 1750 K 以内。

## 2.6 试验验证

为了验证本文数值仿真的可靠性,可参考文献[2]所搭建的水下点火试车试验系统,贾有军等人采用高速摄像机对水下工作的固体火箭发动机尾流场演化过程进行了记录和分析。对点火初期照片连续放映,可清楚地观察到固体火箭发动机水下工作点火瞬态、气泡的形成及整个尾流气泡区处于不断的膨胀-收缩-膨胀-收缩循环的过程,直到最终能量消耗殆尽,此现象停止;对尾流区照片连续放映,发现尾流区各流动参数一直做小幅振荡。以上试验结论与本文所做的仿真分析吻合度极高,进一步验证本文模型的正确性和可靠性。

## 3 结 论

通过对水下点火固体火箭发动机的气液两相流场进行仿真分析,得到喷管内燃气在点火初期

的马赫数变化过程、燃气泡的瞬态发展过程和固体火箭发动机尾流场射流轴线上燃气密度、压力和温度的分布规律,并与试验结果吻合。得出以下结论:

1) 点火初期在短时间内喷管内流场将有一个完整激波建立的过程,在喷管出口处激波建立结束,除此之后的喷管尾流区域,由于气体受到压力扰动的影响,没有形成连续的膨胀—压缩波系,尾流场马赫数出现无规律波动现象。

2) 射流过程中,燃气泡沿轴向出现周期性的压缩—膨胀—压缩—再膨胀的径缩现象。

3) 喷管出口尾流场各流动参数出现不同程度的振荡现象:喷管出口燃气密度、燃气压力和尾流区温度都在尾流场初期迅速衰减,之后受激波的急剧压缩及传质传热的影响,各个参数出现跳跃振荡。

## 参考文献:

- [1] 王建儒,赵仕广.水下固体火箭发动机尾流场计算[J].固体火箭技术,2007,30(5):388-391.  
WANG Jianru,ZHAO Shichang. Calculation of wake flow field for underwater solid rocket motor[J]. Solid Rocket Technology,2007,30(5):388-391. (in Chinese)
- [2] 贾有军,张胜敏,尤俊峰,等.固体发动机水下点火尾流变化过程实验研究[J].固体火箭技术,2015,38(5):660-664.  
JIA Youjun,ZHANG Shengmin,YOU Junfeng,et al. Experimental study on underwater ignition wake of solid engine[J]. Solid rocket Technology,2015,38(5):660-664. (in Chinese)
- [3] 陈宏.水下高速射流的燃气泡变化过程研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2008.  
CHEN Hong. Study on the change of bubble in underwater high speed jet[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2008. (in Chinese)
- [4] 张正,李冬,张木,等.潜射导弹水下近筒口点火数值模拟研究[J].战术导弹技术,2016(1):98-104.  
ZHANG Zheng,LI Dong,ZHANG Mu,et al. Numerical simulation of ignition of submarine launched missile underwater[J]. Tactical Missile Technology,2016(1):98-104. (in Chinese)
- [5] 王晓宏.导弹水下发射时喷管的气体流动[J].推进技术,2001,22(1):112-118.  
WANG Xiaohong. The gas flow of the nozzle when the missile is underwater[J]. Journal of Propulsion Technology,2001,22(1):112-118. (in Chinese)
- [6] 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. Numerical simulation of underwater gas jet flow field[J]. Solid

Rocket Technology,2009,32(1):23-26. (in Chinese)

[ 7 ] 常卫伟,孙明芳. 国外潜射巡航导弹的发射技术[J]. 舰载武器,2001(4):17-22.

CHANG Weiwei,SUN Mingfang. Launching technology of submarine cruise missile abroad[J]. Shipborne Weapons, 2001(4):17-22. (in Chinese)

[ 8 ] 徐旭,陈兵,徐大军. 冲压发动机原理及技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2014.

[ 9 ] 苗瑞生. 发射气体动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2006.

[10] 王柏懿,戴振卿,戚隆溪,等. 水下超声速气体射流回击现象的实验研究[J]. 力学学报,2007,39(2):267-272.

WANG Boyi,DAI Zhenqing,QI Longxi,et al. Experimental study on the phenomenon of underwater supersonic gas jet[J]. Journal of Mechanics,2007,39(2):267-272. (in Chinese)

[11] 朱卫兵,陈宏. 固体火箭发动机水下燃气泡计算[J]. 固体火箭技术,2009,32(5):486-491.

ZHU Weibing,CHEN Hong. Calculation of underwater gas bubble for solid rocket motor[J]. Solid Rocket Technology,2009,32(5):486-491. (in Chinese)

[12] 仲峰泉,陆夕云,庄礼贤. 火箭水下发射复杂流场的近似数值模拟[J]. 宇航学报,2000,21(2):1-7.

ZHONG Fengquan,LU Xiyun,ZHUANG Lixian. Approximate numerical simulation of underwater launch complex flow field[J]. Journal of Astronautics,2000,21(2):1-7. (in Chinese)

[13] 李悦,周儒荣. 导弹变深度发射动力调节研究[J]. 南京理工大学学报(自然科学版),2003,27(2):127-131.

LI Yue,ZHOU Rurong. Research on variable-depth launching power of missile[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Science Edition),2003,27(2):127-131. (in Chinese)

[14] 贺小艳,马汉东,纪楚群. 水下气体射流初期数值研究[J]. 水动力学研究与进展,2004,19(2):207-212.

HE Xiaoyan,MA Handong,JI Chuqun. Study on the initial value of underwater gas jet[J]. Research and Progress of Hydrodynamics,2004,19(2):207-212. (in Chinese)

[15] 罗金玲,毛鸿羽. 导弹出水过程中气/水动力学研究[J]. 战术导弹技术,2004,37(4):23-25.

LUO Jinling,MAO Hongyu. Study on gas/hydrodynamics in missile water discharge[J]. Tactical Missile Technology,2004,37(4):23-25. (in Chinese)

[16] 郭东升,江晓瑞,陈欣欣. 固体火箭发动机水下点火两相流场瞬态数值分析[J]. 战术导弹技术,2017(2):91-99.

GUO Dongsheng,JIANG Xiaorui,CHEN Xinxin. Transient value analysis of underwater ignition two phase flow field for solid rocket motor[J]. Tactical Missile Technology,2017(2):91-99. (in Chinese)

[17] 牛青林,傅德彬,李霞. 不同飞行状态下固体火箭发动机尾喷焰数值研究[J]. 航空动力学报,2015,30(10):1745-1751.

NIU Qinglin,FU Debin,LI Xia. Numerical study on the plumes of solid rocket motor under various flight conditions[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(10):1745-1751. (in Chinese)

[18] 耿令波,胡志强,林扬. 基于横向二次射流的水下推力矢量方法[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1922-1932.

GENG Lingbo,HU Zhiqiang,LIN Yang. Underwater thrust vectoring method based on cross second flow[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(8):1922-1932. (in Chinese)

[19] 吴宝山,潘子英,陈纪军,等. 潜艇组合翼舵的水动力非线性特性研究[J]. 船舶力学,2008,12(1):54-58.

WU Baoshan,PAN Ziyang,CHEN Jijun,et al. Investigation on nonlinear characteristics of normal force on sternplane of submarine by CFD stimulations[J]. Journal of Ship Mechanics,2008,12(1):54-58. (in Chinese)

(编辑:陈 越)