

水下固体发动机尾流场数值仿真^{*}

向 敏, 吴 雄, 张为华, 王中伟

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 基于轴对称非定常可压缩 N-S方程和 VOF两相流模型, 对水下固体发动机尾流场进行了数值仿真。结果较好地预示了尾流场燃气泡生长过程, 得到了水下发动机工作初期尾流场形态及其演化过程。对发动机在水下和地面两种工况下的性能进行了对比。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 水下火箭; 尾流; 二相流; 流场仿真

中图分类号: V435.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2009) 04-0479-05

Numerical simulation for underwater solid motor tail flow

XIANG Min, WU Xiong, ZHANG Weihua, WANG Zhongwei

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Based on axisymmetric unsteady-compressible N-S equations and VOF multiphase model, underwater solid motor tail flow was numerically simulated. Results show that well it has been well predicted for the growth process of the gas bubble in tail flow, as well as the shape and evolution process for tail flow. Then, work performance has been compared between motor working on the ground and working underwater.

Key words Solid propellant rocket engine; Underwater rocket; Wake; Two phase flow; Flow field simulation

1 引 言

研究固体发动机水下工作过程具有十分重要的意义。发动机在水下工作所处的环境介质水的密度远大于空气。发动机水下点火后产生的高温、高速燃气向可视为不可压缩的水介质喷射, 但喷管外水流场的背压效应会限制燃气的迅速扩散, 大量喷入水中的燃气形成燃气泡, 在水中以很快的速度膨胀, 其所造成的压力场会对航行器载荷和运动产生影响^[1,2]。点火瞬间喷管中的气流场和管口外的水流场物理变化非常迅速, 气流中会出现复杂激波系的动态传播等, 是一个涉及可压与不可压缩相的非稳态两相流动工程问题^[3]。

发动机水下工作可能出现以下几方面异常:

(1) 水的惯性作用造成燃烧室内部压强过高, 致使固体发动机出现故障甚至失败^[4];

(2) 背压过大造成喷管内气流分离, 气流与水的回流之间发生掺混, 导致流动的不对称产生不希望的

侧向力, 或由于分离面位置的变化而引起推力的变化等^[5];

(3) 发动机水下点火后出现压力峰值, 可能影响航行器正常工作^[6]。

本文试图建立水下固体发动机点火瞬态尾喷流数值仿真模型, 预示点火过程中燃气泡生长过程, 全面研究尾流场各性能参数变化规律, 为开展水下工作固体发动机研究奠定理论基础。

2 物理模型和计算方法

发动机喷出的燃气视为可压理想气体, 周围水流场视为不可压流。忽略高温燃气与周围水介质的换热换质^[7]。数值计算基于非定常轴对称 N-S方程, 湍流模型采用 $k-\epsilon$ 标准双方程模型, 多相流模型采用 VOF模型追踪气水交界面。燃气由喷管收敛段进入, 外部水流场按静止计算, 喷管壁面设为绝热壁面。设定如下边界条件:

(1) 燃气入口: 给定总温、总压;

* 收稿日期: 2008-07-02 修订日期: 2008-12-10

作者简介: 向 敏 (1982—), 女, 博士生, 研究领域为冲压发动机。E-mail: xiangmin333@hotmail.com

(2) 水入口: 给定水温、水压;

(3) 水出口: 给定水压。

采用四边形网格划分计算域, 针对喷管内部、水流入口及喷管出口区域进行了局部加密, 网格见图 1。

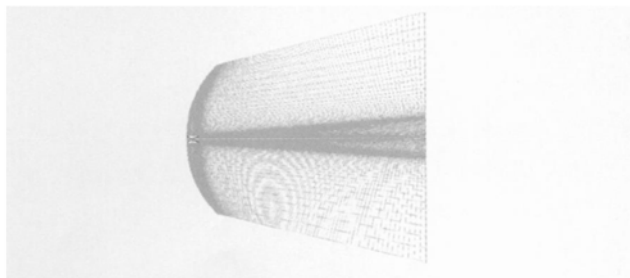


Fig. 1 Computational grid

整个求解过程采用分离隐式求解, 采用 SIMPLE 算法进行压力校正, 控制体界面上压力插值格式选用 Body-Force-weighted 方式, 通过假设压力和体积力之间差值梯度是常数来计算表面压力, 便于处理计算中可能出现的由大压力梯度引起的收敛困难问题, 时间项采用一阶隐式格式离散。

3 计算结果与讨论

假定发动机工作在水下 10 m 处, 点火后喷管入口压力按照线性规律上升, 0.02 s 后上升到稳定值。稳态时燃烧室总温 3 200 K, 总压 8 MPa, 喷管底盖打开压强视为 2 MPa。文中详细计算了发动机点火瞬态过程中发动机尾流场分布情况。喷管底盖打开的

时刻视为初始时刻。

3.1 尾流场燃气泡生长过程

图 2 为燃气泡生长过程仿真结果。从图中可以看出, 在初始阶段, 燃气泡呈现出由喷管出口圆周处向四周翻卷的趋势, 即由喷管的出口边缘开始, 逐渐向四周膨胀而出。且由于水的阻碍作用, 冲出喷管的燃气未能顺利向前发展, 而在水的阻止下向径向扩散, 形成扁平的燃气泡。喷管轴线附近的区域呈现向喷管入口方向凹进去的趋势。随着燃气泡的生长, 燃气泡沿轴向扩张的趋势逐渐增强。说明在气泡生长后期水流在径向上阻碍作用强于轴向。燃气泡径向影响区域大约为喷管出口直径的 4~5 倍。图中所示燃气泡生长形态与文献 [8] 中试验结果基本一致。

3.2 尾流场压强变化规律

图 3 为不同时刻尾流场压强分布等值线图。在 $t = 0.002$ s 时, 喷管内压强先较小后增大。说明在初始阶段, 由于喷管入口总压较小, 而背压较大, 喷管内未形成超声速流。随着喷管入口总压的增大, 喷管内超声速流逐渐形成。

在 $t = 0.01$ s 时, 在喷管扩张段形成一道较清晰正激波。随着喷管入口总压的进一步增大, 正激波从喷管内逐渐向喷管出口移动, 最终进入燃气泡内, 使燃气泡前区出现超声速流。超声速流区域对应界面上的压力随之下降很低, 气泡膨胀受到抑制作用而减

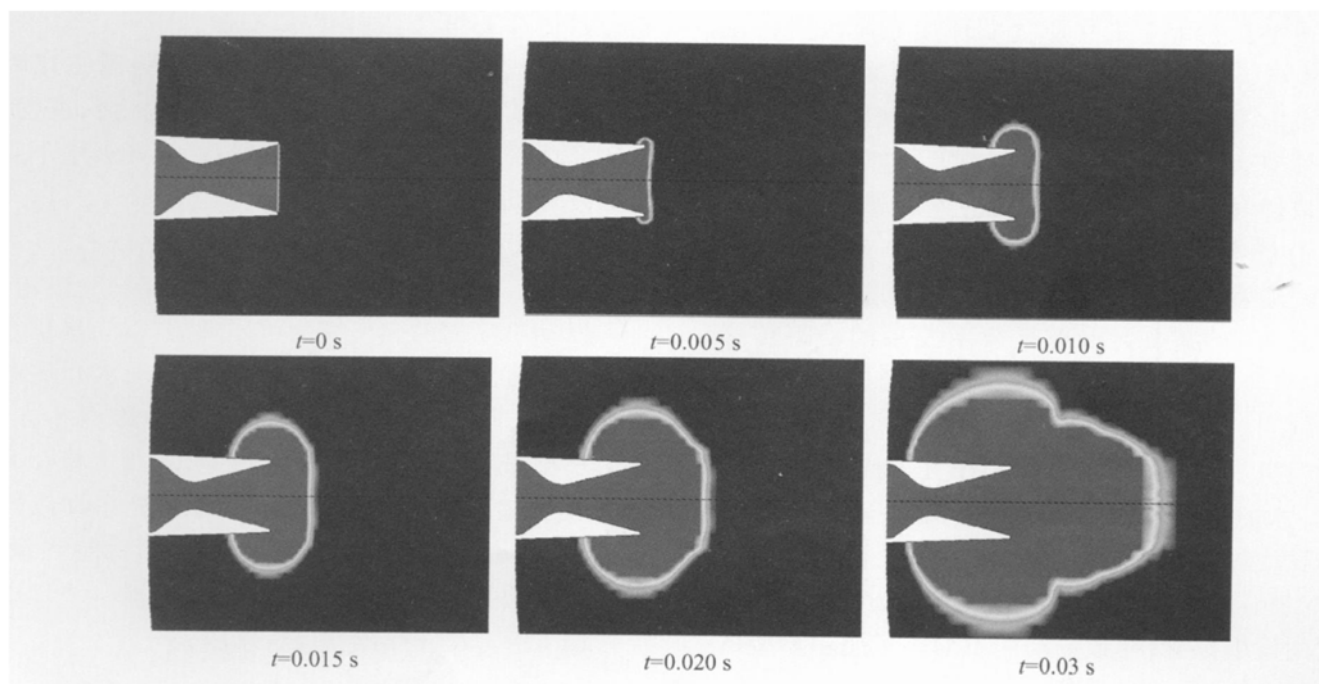


Fig. 2 Simulation results for hot gas bubble growth

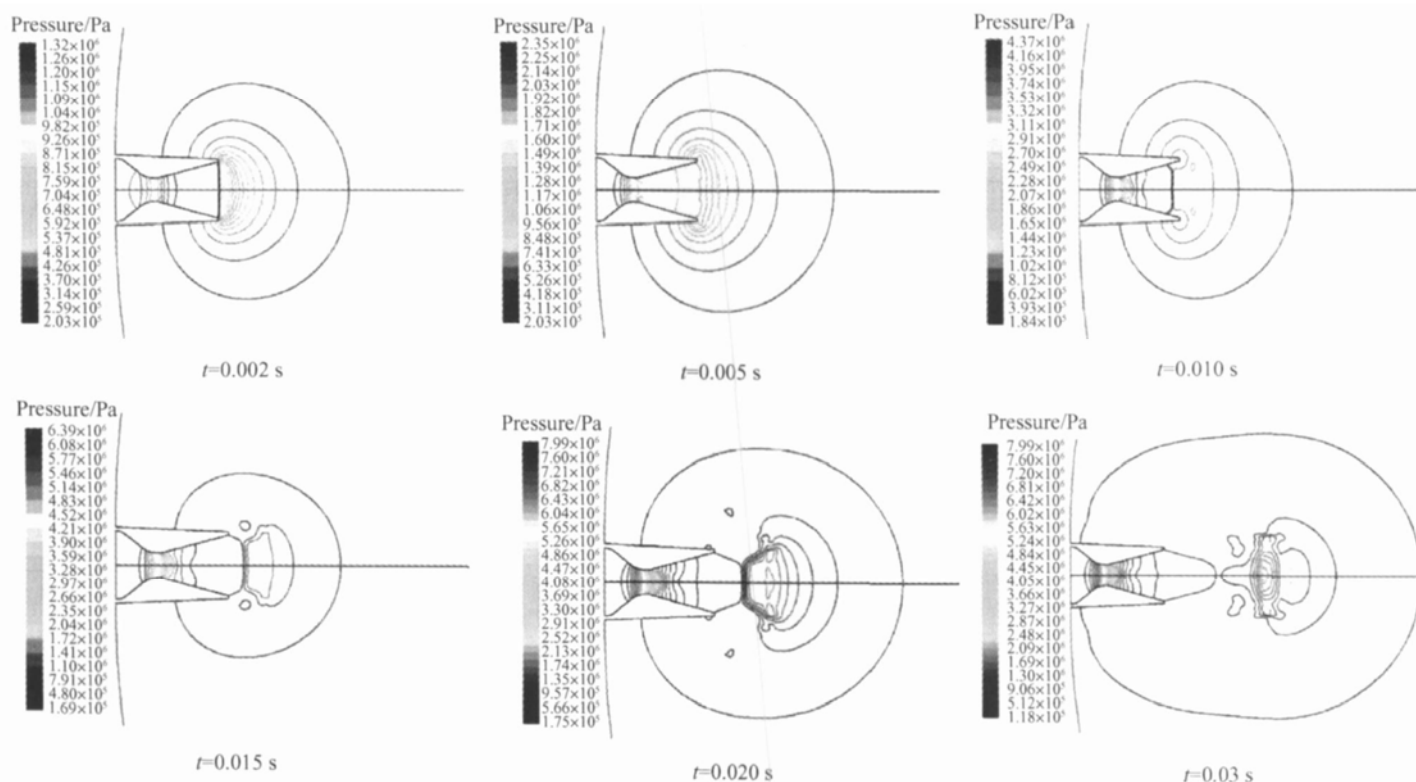


Fig. 3 Pressure contours at different time

速。正激波后气泡区域为亚声速流, 仍然为高压区, 因此在气泡发展后期水流在径向上阻碍作用大于轴向。可以推测气泡发展到一定阶段后, 前部压强下降过多将造成气泡断裂。

图 4 为不同时刻压力沿轴线分布。随着时间增加, 喷管入口压强逐渐上升。 $t=0.005$ s 时喷管内未形成超声速流, 压强沿轴线先减小后增大, 气流出喷管后逐渐膨胀到与外界水压平衡。 $t=0.010$ s 时喷管扩张段形成一道正激波, 正激波前喷管内压强逐渐减小, 经过正激波后, 压强急剧上升, 气流出喷管后又逐渐膨胀到与外界水压平衡。 $t=0.02$ s 时喷管扩张段为超声速流, 气流出喷管后继续膨胀, 压强继续降低, 直到经过一道正激波, 压强急剧上升, 随后气流继续膨胀到与外界水压平衡。

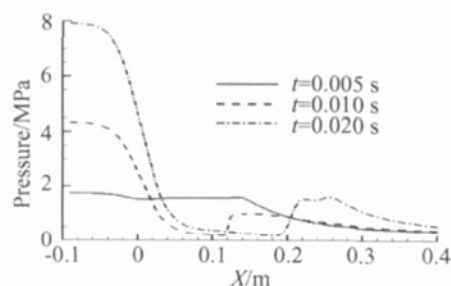


Fig. 4 Pressure distribution along the axis at different time

间变化规律。由图可知, 在气泡形成初始阶段, 底部压力和出口压强急剧上升, 在 $t \approx 0.003$ s 处形成压力峰, 峰值约为环境水压的 8 倍。随后气泡急剧膨胀, 压力下降。 $t \approx 0.013$ s 时, 激波被推出喷管出口, 之后压力变化趋于平稳。出口压力与底部压力相比, 在初始阶段出口压力高于底部压力, 因为初始阶段气泡在轴向上受环境水阻滞作用更为强烈, 导致出口处压强下降速度慢。激波被推出喷管出口后, 喷管出口处气流由亚声速突变为超声速, 压强急剧下降。底部压力受环境水强烈阻止作用而高于出口压强。发动机在水下与在空气中工作底部受力有很大不同。发动机在空气中工作时, 底部常出现低压区, 而形成底部阻力; 在水下工作时, 底部为高压区。气泡断裂前底部压强一直高于环境水压, 形成

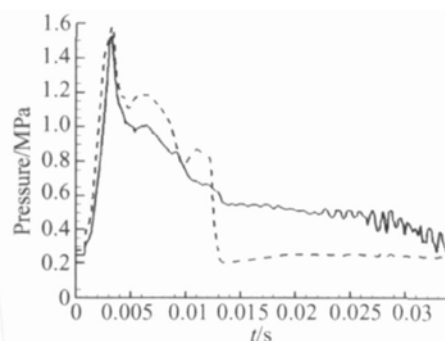


Fig. 5 Time records of pressure at nozzle outlet and nozzle base

图 5 为喷管底部平均压力和喷管出口压力随时

较大的附加推力。

3.3 尾流场速度变化规律

图 6 给出了不同时刻速度等值线图。不同阶段速度场变化规律与压力场变化规律相对应。由图中可以看出,初始阶段,气流向两侧翻卷较为严重。随着时间推移,气流沿中心轴线变化较为剧烈。

图 7 为不同时刻气流速度沿轴线分布。无超声速流形成时,气流速度沿轴线先增大后减小。超声速流形成后,激波前速度分布保持不变,经过正激波作用后,气流速度急剧降低。 t 为 0.03 s 时,气流冲出喷管后首先经过一道斜激波,气流速度降低,随后在接近气水交界面处气流经过正激波作用,速度急剧降低,在气水交界面处气流速度接近于 0。

图 8 给出了喷管出口气流速度随时间变化规律。由图可知,初始阶段出口气流速度接近于 0 导致气泡以较小速度膨胀。随着喷管入口总压升高,喷管内气流从亚声速到超声速过渡,出口气流速度先增加后减小。当喷管内正激波被推出喷口时,喷管出口速度

急剧增加,此后由于喷管内超声速流不受下游流场影响,喷管出口流速保持不变。

3.4 性能影响分析

喷管尾流场特征变化会引起发动机性能变化,有必要对发动机水下和地面工作性能进行对比分析。假定发动机地面工作时燃气性质及燃烧室压力上升规律与水下工作计算条件一致,环境压强视为 1 个标准大气压。图 9 给出了两种工况下喷喉质量流量随时间变化规律。图中可见不可压水对气流的阻滞作用。在水中工作时,堵盖推开后约延迟 0.2 ms 质量流量才开始上升。对比图 5 流量差异最大时刻即为喷管出口压力峰值时刻。此时受阻滞流量大于 50%。图 10 为两种工况下推力随时间变化曲线。两者差异主要表现在激波未被推出喷口的阶段。地面工作时,推力按线性规律均匀上升。水下工作时,推力一开始便急剧上升,在压力峰值处达局部峰值,由出口压力和底部压力共同作用引起。此工况下局部峰值为平衡推力的 80%,不会威胁发动机性能。当发动机工作在水下更深处时,可能产生更大的推力峰值。

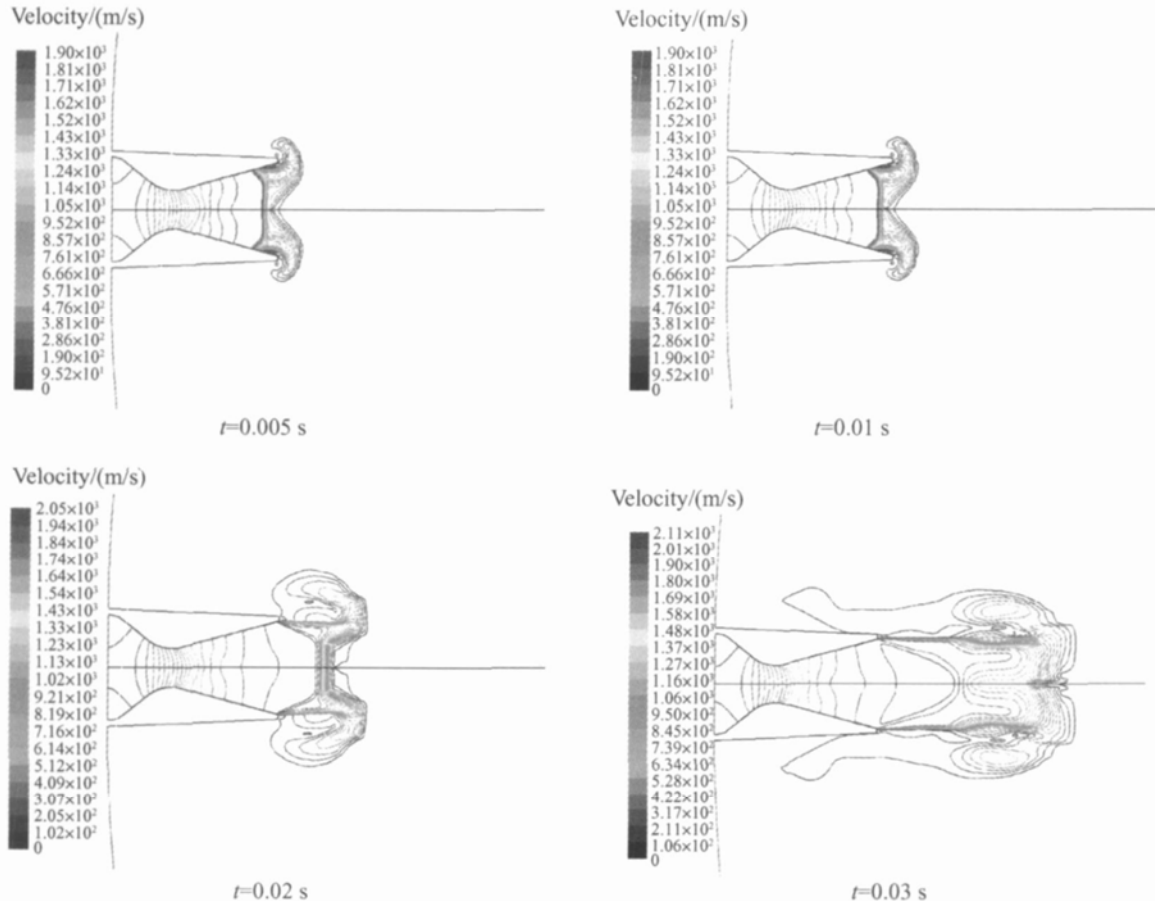


Fig. 6 Velocity contours at different time

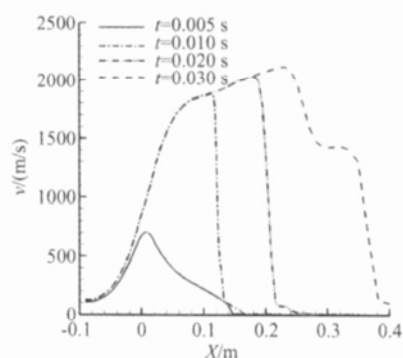


Fig. 7 Flow velocity distribution along the axis

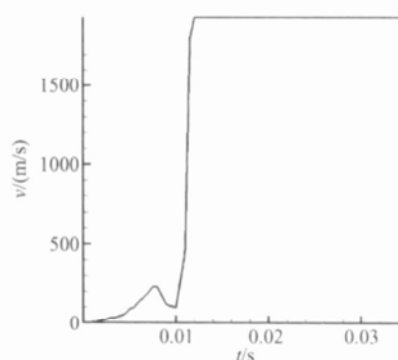


Fig. 8 Time record of flow velocity at nozzle outlet

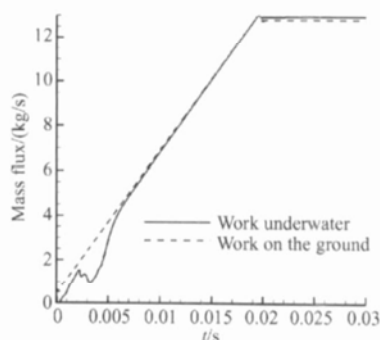


Fig. 9 Time records of mass flux across nozzle throat

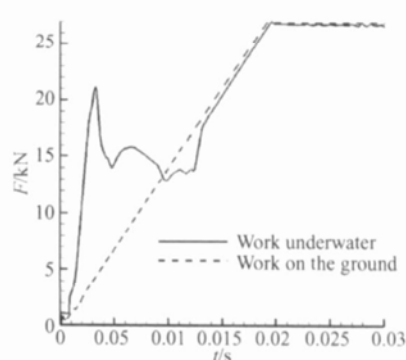


Fig. 10 Time records of thrust

4 结 论

本文建立了水下固体发动机点火瞬态尾流场数值仿真模型,对水深 10 m 处发动机尾流场进行了瞬态数值仿真,分析了尾流场燃气泡生长过程及尾流场压强、速度分布规律,并与地面工作发动机性能进行了对比,得出以下几点结论:

(1)模型较为准确预示了燃气泡生长过程,模型正确合理;

(2)气泡径向影响区域大约为喷管出口直径的 4 ~ 5 倍;

(3)受阻滞燃气流量最大达 50%;

(4)喷管底部压强高,产生附加推力,在点火初始阶段形成局部推力峰值;

(5)模型不足之处在于没有考虑气水换热换质,且没有对气泡断裂过程进行仿真,有待进一步改进。

参考文献:

[1] 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). (WANG Xiao-hong Nozzle flows of the missile launching under water[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(1).)

[2] CHENG Yongsheng Mathematical modeling of fluid flows for underwater missile launch[C]. *Conference of Global Chinese Scholars on Hydrodynamics*, 2000

[3] 徐小强. 水下燃气喷管高速射流问题研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2004

[4] 王健儒. 水下固体火箭发动机尾流场计算[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(5).

[5] 潘哲. 火箭发动机水下分离特性试验研究[J]. 船舶力学, 2004, 8(4).

[6] 张有为. 固体火箭发动机水下工作特性的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2007.

[7] 王诚. 导弹水下发射燃气泡计算[J]. 应用力学学报, 1997, 14(3).

[8] Linck Martin B, Gupta Ashwani K. Combustion characteristics of pressured swirling spray flame and unsteady two-phase exhaust jet[R]. *AIAA* 2006-377.

(编辑: 郭振伶)