



喷管对水下爆轰发动机推力性能影响的数值模拟研究

顾 津,康 杨*,李 宁,黄孝龙,李 灿,翁春生

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室,江苏 南京 210094)

摘要:为研究水下爆轰发动机的推力性能,推导了简化水下爆轰发动机模型的推力计算方法,基于 VOF 多相流模型,针对采用空气为氧化剂、汽油蒸气为燃料的不同喷管构型水下爆轰发动机,进行了数值模拟研究。探讨了水下爆轰发动机的推力来源,以及不同当量比、不同喷管构型下发动机的推进性能。结果表明:水下爆轰发动机的推力来源主要有内推力壁面、环形推力壁面和喷管壁面三个部分。其中内推力壁面的推力对总推力的贡献超过 67%,环形推力壁面的推力对总推力的贡献超过 16%。发动机出口的复杂波系和爆轰产物与发动机壁面作用,形成了水下爆轰发动机推力曲线的多个尖峰。在加装不同的喷管后,喷管对推力性能的改善有显著作用,收敛喷管能够增强水下爆轰的反射激波的强度,但喷管壁面带来的负推力使得比冲和平均推力相比直喷管降低了 11.31%。扩张喷管削弱水下爆轰的透射激波和反射激波,但喷管压力作用面积的增加使得比冲和平均推力较直喷管提升 28.09%,能够显著提高水下爆轰发动机的推力性能。

关键词:水下爆轰发动机;激波;推力;喷管构型

中图分类号: O382; TJ011 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-499X(2025)02-0021-10

Numerical Simulation Study on the Influence of Nozzle on Thrust Performance of Underwater Detonation Engine

GU Jin, KANG Yang*, LI Ning, HUANG Xiaolong, LI Can, WENG Chunsheng

(National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To study the thrust performance of underwater detonation engine (UDE), the thrust calculation method for the simplified UDE model was derived. Based on the VOF multiphase-flow model, the UDE with different nozzle-configurations using air as oxidant and gasoline vapor as fuel was numerically simulated. The thrust source of UDE and the propulsion performance of the engines under different equivalence ratios and nozzle configurations were discussed. The results show that the thrust sources of UDE mainly include three parts: internal thrust wall, annular thrust wall and nozzle wall. The thrust of internal thrust wall contributes more than 67% to total thrust, and the thrust of annular thrust wall contributes more than 16% to total thrust. The complex wave system and detonation products at the engine outlet interact with the engine wall, creating multiple peaks in the thrust curve of UDE. After installing different nozzles, the nozzles have a significant effect on the improvement of thrust performance. The convergent nozzle can enhance the intensity of the reflected shock wave of underwater detonation, but the negative thrust brought by the nozzle wall reduces the specific impulse and average thrust by 11.31% compared with the straight nozzle. The expansion nozzle weakens the transmission shock wave and reflection shock wave of underwater detonation, but the increase of the pressure area of the nozzle increases the specific impulse and average thrust by 28.09% compared with the straight nozzle, significantly improving the propulsion performance of UDE.

Key words: underwater detonation engine; shock wave; thrust; nozzle configuration

收稿日期:2023-12-02

基金项目:国家自然科学基金青年基金项目(12302438);江苏省自然科学基金资助项目(BK20220919);瞬态物理重点实验室基金项目(6142604210203)

*通信作者邮箱:vince_kang@126.com。

传统的水下推进装置中,能量需要通过各种中间转化过程变为水的动能,存在大量摩擦和机械传动造成的能量损失,同时由于部件受到空化和空蚀的影响,航行速度只能限制在 50 节以下。在这一背景下,针对新型高效水下推进装置的研究方兴未艾^[1-2]。

水下爆轰发动机是由 FROLOV 等^[3]提出的一种新概念发动机,由于采用了爆轰燃烧,该发动机具有燃烧效率高、比冲大、结构简单等优点。一些学者通过实验和数值模拟验证了该发动机的可行性^[4-6],阐述了爆轰波与水介质的作用过程及过程中的一些现象原理。

目前,针对水下爆轰已经有了一些初步研究。刘威等^[7-8]对水下单次爆轰燃气射流的初期流场特性进行了研究,指出在水下爆轰波蜕化的前导激波有明显指向性,并进一步分析了管口气泡的动力学特性和压力场特性。邵新科等^[9]研究了水下爆轰发动机的推力产生机理,分析了水下爆轰发动机推力的来源,以及水下爆轰过程中两个阶段的推力和复杂压力波传播的关系。FROLOV 等^[10-11]利用二维两相流方程进行数值模拟,计算研究了在具有 5 m/s 速度的气泡水流条件下多循环水下爆轰发动机的推进性能,理论比冲可达 350 s 以上。在数值模拟的基础上,设计制造了以汽油和氧气为燃料的水下爆轰发动机。通过一系列对结构的优化和时序改进^[12-13],实验中平均推力和比冲可以达到 40 N 和 550 s,表现出了极好的性能和应用前景。

在水下推进系统中,喷管对于推进性能的提高有着重要作用。文献[14]采用数值方法模拟了带有收敛扩张喷管的水下高压气体射流过程,得到的推力-时程曲线与过程中产生的宏观现象吻合较好。SHI 等^[15]通过数值模拟和实验的手段,测试了 3 种不同构型的喷管对于射流推力的影响,相比圆锥型和指数型喷管,流线型喷管展现了更好的推进性能。杨友胜等^[16-17]在考虑了能量损失和压力分布的基础上进一步优化了喷管,优化后的喷管拥有更高的推力和能量转换效率。

综上所述,目前国内外在水下爆轰方面的研究多集中于爆轰燃气射流发展特性方面,有关水下爆轰发动机推力性能的研究较少。已有的准稳态射流推进方面的研究表明,喷管能够改善水下发动机推力性能,但对于存在强间断和复杂波系作用的水下脉冲爆轰过程,不同构型喷管对推进性能的影响还

有待研究。

本文以水下爆轰发动机为研究对象,采用 VOF 两相流模型,对以汽油/空气为燃料/氧化剂的水下爆轰发动机内外流场进行二维轴对称数值模拟,分析水下爆轰发动机的推力构成,并研究不同喷管对水下爆轰发动机推进性能的影响。研究结果可以对水下爆轰发动机的工程化应用提供理论支撑。

1 模型及控制方程

1.1 控制方程

基于 VOF 模型,对水下爆轰发动机的工作过程进行数值模拟。由于气液两相流的复杂性,做出以下简化和假设^[18-19]:

①不考虑水下爆轰发动机内部复杂结构,将水下爆轰发动机简化为一端封闭、一端开口的爆轰管,爆轰管为二维轴对称结构;

②燃气相采用理想气体状态方程,液相采用可压缩液体 Tait 方程。

③忽略爆轰管管壁和外界的热量交换。

根据上述简化和假设,质量、动量、能量守恒方程及体积输运方程如下:

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial y}{\partial x_j} \left[u_m \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + F_i \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \sum (\alpha_q \rho_q E_q) + \frac{\partial}{\partial x_j} u_j \cdot \sum [\alpha_q (\rho_q E_q + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_g \rho_g) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\alpha_g \rho_g u_i) = 0 \quad (4)$$

式中:混合相密度 $\rho_m = \rho_g \alpha_g + \rho_w (1 - \alpha_g)$;混合相速度 $u_m = u_g \alpha_g + u_w (1 - \alpha_g)$;下标 w 表示水, g 表示气体, q 分别代表 w 和 g;气液两相体积分数关系为 $\alpha_w + \alpha_g = 1$; F_i 为因表面张力和壁面黏附作用产生的源项; k_{eff} 为有效热导率。

模型中将气体视为理想气体,其状态方程为

$$\rho_g = \frac{p}{RT} \quad (5)$$

计算中气体的燃烧模型采用有限反应速率模型,反应速率由 Arrhenius 公式控制,即:

$$k = AT^b e^{-\frac{E_a}{RT}} \quad (6)$$

式中: A 为指前因子, E_a 为活化能, R 为理想气体常数, T 为绝对温度,温度指数 $b=0$ 。在本文的计算中,采用汽油蒸汽与氧气的单步化学反应模型,其化学反应方程为 $C_{16}H_{29} + 23.25O_2 \rightarrow 16CO_2 + 14.5H_2O$,对于该反应, $A=2.587 \times 10^9$, $E_a=1.256 \times 10^8$ 。

水的密度使用 Tait 方程描述,其简化形式为

$$\left(\frac{\rho\omega}{\rho_0}\right)^n = \frac{K}{K_0} \quad (7)$$

式中: $K=K_0+n\Delta p$, $\Delta p=p-p_0$, p_0 为液相参考压力; ρ_0 为参考压力下的液体密度; K_0 为参考压力下的体积模量; n 为密度指数; p 为液体压力; K 为压力 p 下的体积模量。

1.2 计算模型及初始边界条件

图1给出了两相水下爆轰管的二维轴对称计算域和边界条件。计算域以爆轰管的管壁为界,分为内流场和外流场。内流场长度 $AE=700$ mm,半径 $AC=15$ mm。外流场宽度 $GH=450$ mm,长度 $JC=300$ mm, $FG=450$ mm。计算中所用的喷管长度均为20 mm。

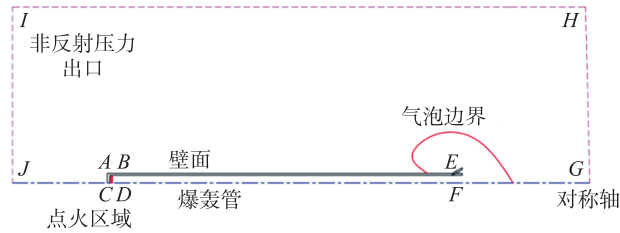


图1 计算域示意图

Fig. 1 Diagram of computation domain

初始时刻内流场 $AEFC$ 区域内填充给定当量比的汽油蒸汽/空气预混气,填充压力为0.1 MPa,温度为300 K。为了能够实现起爆,设置内流场左侧的 $ABDC$ 区域为点火区,宽度5 mm,设置点火温度和点火压力分别为2 500 K和2.5 MPa。外流场充满静止的水介质,压力为0.1 MPa,温度为300 K。

计算中内流场的左边界和上边界采用无滑移绝热固壁边界条件,轴线处采用轴对称边界条件,外流场出口处采用非反射压力出口边界。由于爆轰波为超声速燃烧波,波后扰动无法影响波前状态,因此在爆轰波传出管口之前,将内外流场的分界面 EF 视为压力出口,仅进行内流场的爆轰计算。在爆轰波传到管口时,不再对 EF 采用压力出口边界条件,而

是作为流场内部的一部分进行内外流场的耦合计算,同时以爆轰波波阵面到达管口的时间作为耦合计算的 $t=0$ 时刻。

对于无喷管的情况,计算网格采用结构化网格,对于有喷管的情况,采用结构化和非结构化网格相结合的方法。以加装扩张喷管算例为例,网格情况如图2所示。爆轰管内网格大小为0.5 mm,从喷管出口开始网格尺寸逐步增大。

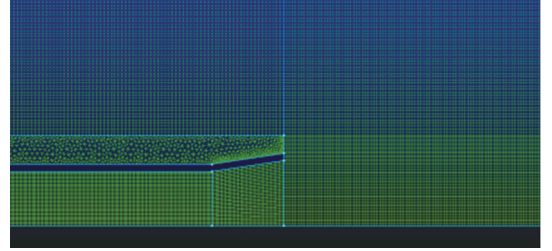


图2 计算网格示意图

Fig. 2 Diagram of computing grid

1.3 数值验证

在爆轰计算时,对管内网格选取3种网格尺寸,分别为1.0 mm×1.0 mm,0.5 mm×0.5 mm和0.2 mm×0.2 mm。对距离爆轰管封闭段400 mm处爆轰波的压力进行监测,由大到小3种网格尺寸下计算得到的爆轰波C-J压力分别为3.10 MPa,3.01 MPa,3.00 MPa,结果如图3所示。可以看出,当网格尺寸达到0.5 mm时,继续减小网格尺寸对爆轰波C-J压力影响不大,计算所得压力与CEA软件计算^[20-21]的理论值相比误差为1.69%(如表1所示),综合考虑计算资源和计算精度,采取0.5 mm网格进行计算。

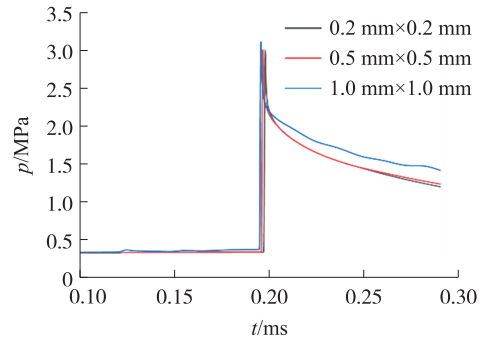


图3 不同网格尺寸下爆轰波的压力曲线

Fig. 3 Pressure curves of detonation waves at different grid sizes

在进行内外流场耦合计算时,为验证该计算模型的可靠性,采用3种不同密度的网格进行网格无关性验证,网格总数分别为59万、55万、42万。爆

轰管内距管口 20 mm 处监测点的压力曲线如图 4 所示。可见,3 种网格均能准确捕获反射激波,且激波峰值压力变化很小,为确保计算精度的情况下尽量减少所需计算资源,本文选择中等规模 55 万的网格进行计算。

表 1 数值计算结果和理论结果对比

Table 1 Comparison of numerical results and theoretical results

爆轰参数	理论 C-J 值	计算结果	误差
爆压	2.96 MPa	3.01 MPa	1.69%
爆速	2 145.7 m/s	2 202.5 m/s	2.65%

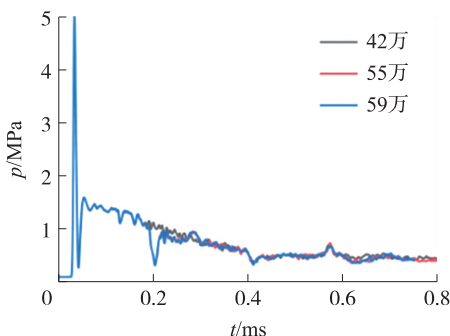


图 4 监测点处的压力曲线

Fig. 4 Pressure curve at the monitoring point

2 推力计算方法

水下爆轰管的推力原理同空气中工作的发动机基本原理相同,均由燃烧室工作时压力作用在推力壁上产生^[22]。考虑本文计算的情况,发动机在水下工作过程为强非稳态,且发动机外壁受到的外部介质的静压作用非均匀分布,采用对爆轰管内外表面所受压力载荷进行面积分的方法,达到对爆轰管推力的实时监测。具体方法为:将二维轴对称内流场计算域绕其轴线旋转 2π ,得到与之对应的三维模型,并在该三维模型的壁面对分布载荷进行面积分以得到推力^[9]。以不带喷管的爆轰管为例,如图 5,在内外圆柱面上只有内推力壁、外圆壁面、管口环形推力壁产生推力。

对于长为 L ,内径为 R_i ,壁厚为 δ 的水下爆轰管, $F_p(x_1, y_1, t_1)$ 为 t_1 时刻作用在 (x_1, y_1) 位置处网格单元的瞬时推力,内推力壁推力 F_{inner} ,外圆壁面推力 F_{outer} ,管口环形推力壁推力 F_{annul} 的计算公式分别为

$$F_{\text{inner}}(t) = \int_0^{2\pi} \int_0^{R_i} F_p(0, y, t) \cdot y dy d\theta \quad (8)$$

$$F_{\text{outer}}(t) = \int_0^{2\pi} \int_0^{R_i+\delta} F_p(-\delta, y, t) \cdot y dy d\theta \quad (9)$$

$$F_{\text{annul}}(t) = \int_0^{2\pi} \int_{R_i}^{R_i+\delta} F_p(L, y, t) \cdot y dy d\theta \quad (10)$$

当水下爆轰管加装长为 l ,倾角为 α 的扩张/收敛喷管时,管口环形喷管壁面的推力为

$$F_{\text{annul}}(t) = \int_0^{2\pi} \int_{R_i}^{R_i \pm \tan \alpha} \int_{L-l}^L F_p(L, y, t) \cdot y dx dy d\theta + \int_0^{2\pi} \int_{R_i}^{R_i \pm \tan \alpha + \delta} F_p(L, y, t) \cdot y dy d\theta \quad (11)$$

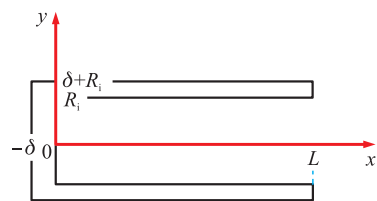
在水下爆轰过程中, t 时刻发动机的推力为内推力壁、外圆壁面、管口环形推力壁的作用力之和,即:

$$F_{\text{thrust}}(t) = F_{\text{annul}}(t) + F_{\text{inner}}(t) + F_{\text{outer}}(t) \quad (12)$$

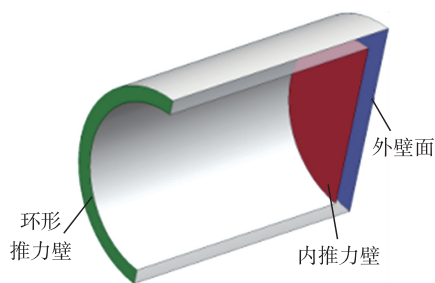
平均推力和比冲的计算公式为

$$F_{\text{avg}} = \frac{1}{T} \int_0^T F_{\text{thrust}}(t) dt \quad (13)$$

$$I_{\text{sp}} = \frac{1}{mg} \int_0^T F_{\text{thrust}}(t) dt \quad (14)$$



(a) 二维图



(b) 三维图

图 5 爆轰管模型示意图

Fig. 5 Diagram of detonation tube model

3 数值模拟结果

3.1 典型推力曲线分析

本节分析以爆轰波达到爆轰管管口作为 $t=0$ 时刻。图 6 是典型水下爆轰管的推力-时程曲线及推力构成分量。可以看到,整个推力-时程曲线有 3 个尖峰。内推力壁和环形推力壁贡献了正推力分量,外圆壁面贡献了负推力分量。由于外圆壁面离管口较远,激波在水中衰减迅速,不同工况条件下扰动在到达外圆壁面时强度差距不大,因此本文对其不做过多比较。

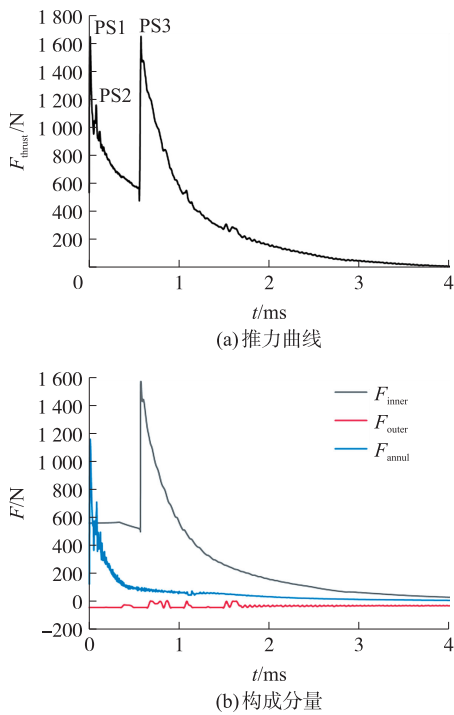


图 6 推力曲线及推力构成分量

Fig. 6 Thrust curve and its components

结合填充当量比为 1 的水下爆轰管压力云图, 进一步分析推力曲线。如图 7(a) 所示, 在爆轰波到达管口后, 由于燃料已经耗尽, 爆轰波解耦成无化学反应的激波, 与气液交界面接触, 由于管外水介质的密度、声阻抗远大于管内爆轰燃气, 激波在碰撞交界面后形成压力尖峰, 峰值可达 2.5 倍 C-J 压力, 同时向管外和管内分别传入一道透射激波和反射激波, 见图 7(b)。透射激波峰值高但衰减很快, 造成的压力扰动在管口环形推力壁上产生的推力达到 1 142.26 N, 形成了推力曲线图 6 的第一个尖峰 PS1。在爆轰波与两相交界面接触后的 0.05 ms 内, 燃烧产物形成的燃气射流冲出管外, 在管口区域形成一个持续 0.3 ms 时间以上的高压区, 环形推力壁上的推力分量在达到 705.44 N 的推力尖峰 PS2 后, 开始缓慢地震荡式下降。作为推力的另一重要组成部分, 内推力壁上的推力在反射激波达到壁面前保持约 530 N 的较平稳水平。在反射波碰撞内推力壁后, 如图 7(c) 所示, 推力突升至 1 583.52 N, 推力曲线出现第三道尖峰 PS3。由于激波的衰减特性, 撞击了内推力壁后向爆轰管出口移动的二次反射激波极其微弱, 对管外流场的影响可以忽略, 如图 7(d) 所示。由于这三道推力尖峰形成原因的差异, 其推力大小有所区别, 变化规律也有显著差异。其中, 第一道和第三道推力尖峰都是由激波碰撞压力壁面形

成, 衰减迅速, 作用时间短。而第二道推力尖峰由管内爆轰燃气喷射诱发的持续高压区形成, 衰减较慢且伴随持续震荡, 作用的时间较长。

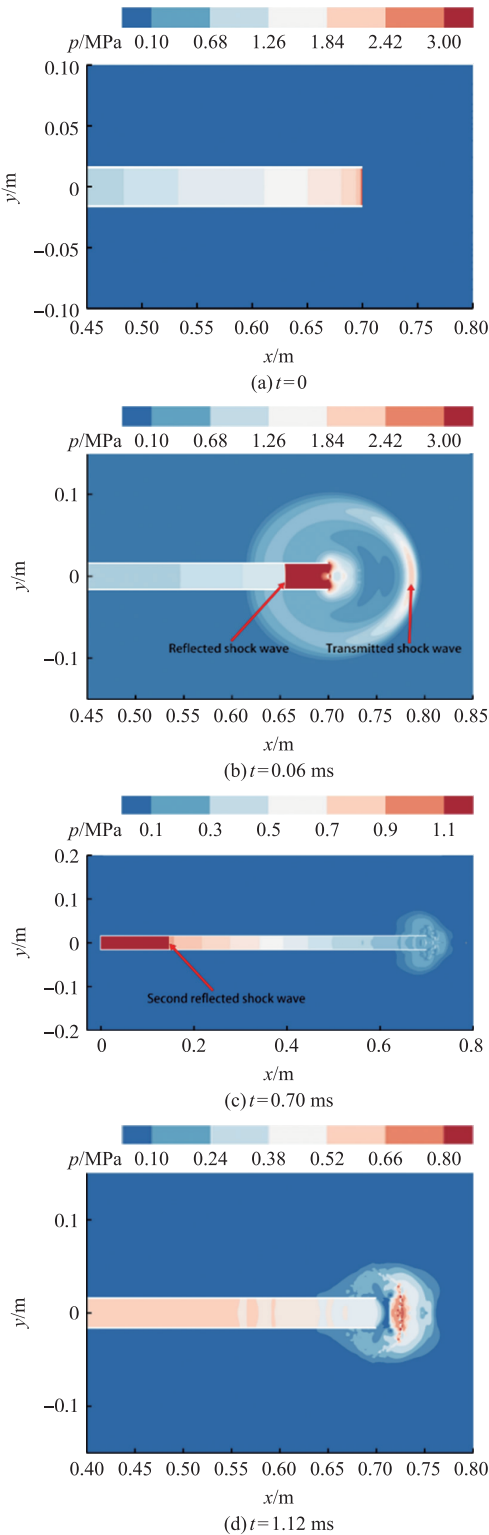


图 7 水下爆轰典型时刻压力云图

Fig. 7 Typical time pressure-cloud-image of underwater detonation

3.2 不同喷管构型的推进性能分析

在水下推进中,加装喷管是常用的改善发动机推进性能的手段之一。为了进一步测试水下爆轰管的推进性能,本节在不含喷管的爆轰管段填充当量比为1、填充压力为0.1 MPa的汽油空气混合物。图8为不同构型喷管示意图。对分别加装直喷管、收敛比为0.8的收敛喷管、扩张比为1.2的扩张喷管的水下爆轰管推力性能进行对比分析。与直喷管不同,对于收敛或扩张喷管,除了内外推力壁和环形推力壁,喷管壁面对于瞬时推力曲线的影响也不可忽略。对于不同构型喷管,研究各个推力分量的变化、推力曲线的演变以及推进性能的改善具有应用意义。

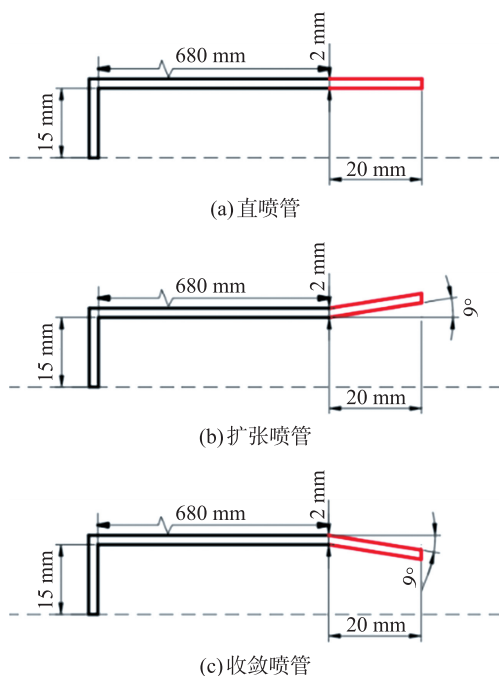


图8 不同构型喷管示意图

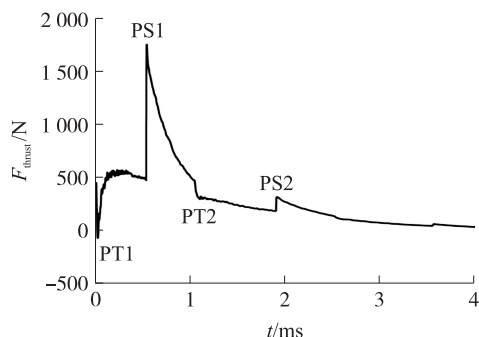
Fig. 8 Diagram of nozzle with different configurations

3.2.1 收敛喷管

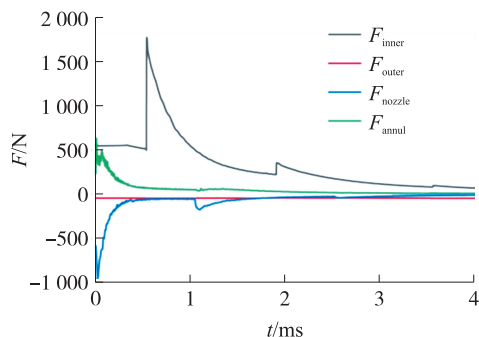
图9为加装收敛喷管的水下爆轰瞬态推力曲线。可以看出,该推力曲线与直喷管推力曲线相比有显著差异。观察各个推力分量,出现了整个时程均为负推力的喷管壁面推力分量。

分析喷管对于爆轰管中波系的影响。当爆轰波到达收敛喷管收缩段时,在倾斜壁面发生马赫反射,这种反射造成激波“聚焦”,在收敛段形成局部高温高压区,该区域会向头部的内推力壁传播反射激波,同时向管口传播透射激波。由于激波聚焦作用,收敛段的反射激波强度远大于初始激波。收敛喷管的出口面积相较于直喷管有所减小,燃气射流在喷管

出口膨胀得更加不完全,一部分能量得以保存,传播到管外的透射激波强度有所减弱。如图10(a)所示,在激波传出管口0.06 ms后,加装收敛喷管的水下爆轰管透射激波峰值压力为1.06 MPa,低于直喷管在该时间节点的透射激波峰值压力1.23 MPa。反射激波峰值压力为3.31 MPa,远高于直喷管在该时间节点的反射激波峰值压力2.87 MPa。



(a) 瞬时推力曲线



(b) 瞬时推力曲线各分量

图9 加装收敛喷管的水下爆轰管瞬态推力曲线

Fig. 9 Transient thrust curve of underwater detonation tube with convergent nozzle

进一步分析推力变化。由于透射激波的减弱,环形推力壁上的推力分量大小相比同等条件下的直管明显降低。收敛喷管捕捉到了激波“聚焦”作用于壁面的负推力脉冲,即推力曲线在0.024 ms到达的第一个推力低谷PT1。随着时间的推进,反射激波达到内推力壁面,见图10(b),并形成正推力脉冲,反应到曲线上推力曲线尖峰PS1可达1864.23 N。由于反射激波强度较高,因而二次反射激波的峰值压力与直管相比仍保持了更高的数值,在传播到爆轰管出口,如图10(c)时仍有足够的强度作用于喷管壁面形成负推力脉冲,形成第二个推力低谷PT2。这样的二次反射激波在达到管口与液面接触后,仍可以再次反射回内推力壁,形成压力尖峰PS2,见图10(d)。

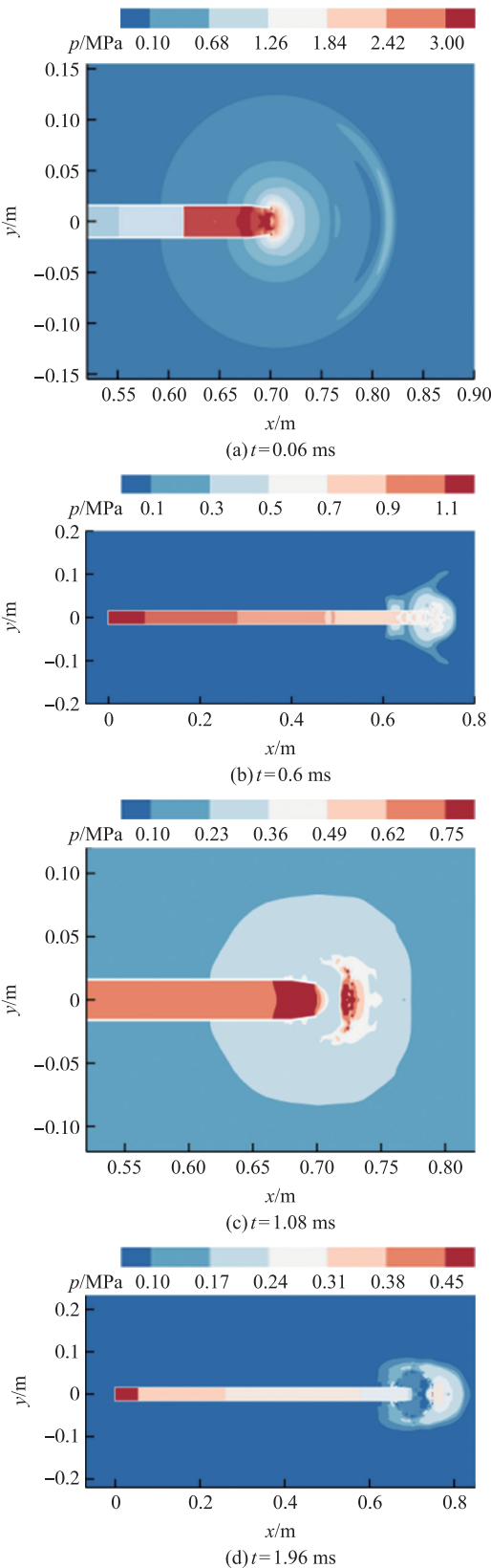


图 10 加装收敛喷管的水下爆轰管压力云图
Fig. 10 Pressure cloud image of underwater detonation tube with convergent nozzle

3.2.2 扩张喷管

图 11 为加装扩张喷管的水下爆轰管瞬态推力曲线。对于扩张喷管,由于喷管的激波膨胀作用,传到气-水交界面的激波压力相比同等填充条件下的直喷管有所降低。透射激波压力因此降低,而由于扩张段的存在,喷管壁面捕捉到两相交界面处反射激波的二次压缩,因此反射激波压力相比同等条件下的直喷管几乎保持了同一水平,见图 12。在这种情形下,内推力壁面的推力几乎与直喷管一样,环形推力壁上的推力相较直喷管大幅下降,但由于总的压力作用面积增加,同时喷管壁面可以捕捉激波后高压区的持续震荡以及燃气射流喷射过程的压力载荷,因而喷管壁面的推力较高且能维持较长时间。综合比较加装不同喷管后的推力曲线,相比直喷管和收敛喷管,扩张喷管更充分地利用了各种激波和燃气射流在管口的能量交换,使得能量尽可能都有效做功,平均推力也更高。

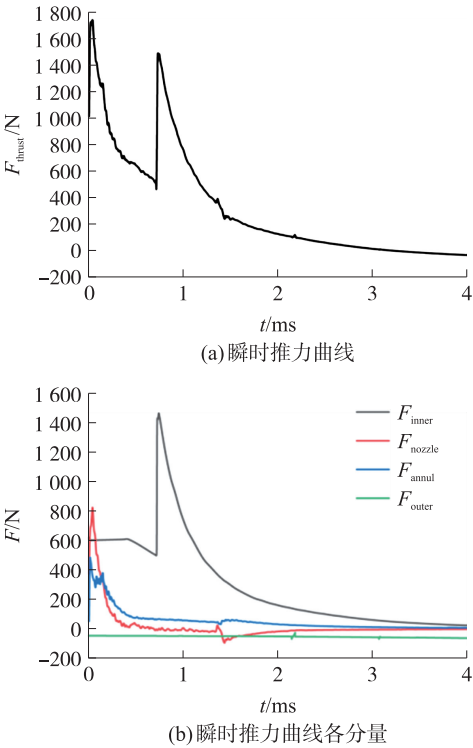


图 11 加装扩张喷管的水下爆轰管瞬态推力曲线
Fig. 11 Transient thrust curve of underwater detonation tube with expanding nozzle

3.2.3 不同构型喷管对比分析

分别对不同构型喷管下各壁面的瞬态推力曲线和推力分量曲线进行综合分析。与直喷管相比,在安装不同喷管后,环形推力壁、内推力壁面的推力曲

线发展规律有较大改变,本节主要对这两个面的推力分量进行分析。

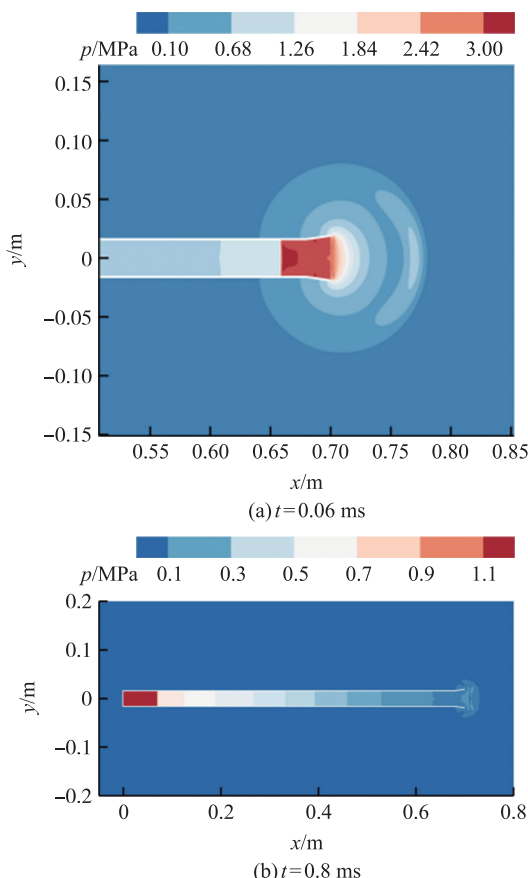


图 12 加装扩张喷管的水下爆轰管压力云图

Fig. 12 Pressure cloud image of underwater detonation tube with expanding nozzle

典型的环形推力壁上的瞬态推力曲线如图 13 所示。整个时程曲线主要可以分为以下 3 个阶段: $0 \sim 0.03$ ms 以内,捕捉到透射激波传播带来的压力阶跃; $0.03 \sim 0.2$ ms,爆轰产物喷出带来的高压区对推力壁有接近 0.2 ms 的持续影响; $0.2 \sim 4$ ms,爆轰产物高压区向管外传播,作用在环形推力壁上的压力进入了一个缓慢的衰减阶段。由于第三阶段不同喷管都大致相似,这里对比 $0 \sim 0.3$ ms 的时程曲线。比较直喷管和收敛喷管,第一阶段直喷管推力尖峰更高,这是由于收敛喷管的减速增压效应,不足以抵消爆轰波在收敛喷管内反射造成的传出管口能量的衰减,透射激波能量相较直喷管有所降低。而扩张喷管由于喷管的膨胀作用,激波强度降低且没有相应的补偿,因此第一阶段的推力尖峰峰值相较收敛喷管更低。第二阶段对于收敛喷管与直喷管相比幅值差异较小,时间差异较为明显。收敛喷管在该阶

段的推力尖峰出现的时间更早,这可能与堵塞比的增加导致局部当量比增加有关,局部当量比的增加提高了爆轰波速,使得爆轰产物可以更早传出管口。对于扩张喷管,透射激波能量的衰减使得波速降低。图 14 为管口 100 mm 处透射激波指向性图。图中,对不同角度处的激波强度进行了归一化处理, p_θ 为透射激波在距离管口 100 mm 且 θ 角度处的压力。由图 14 可以看到,透射激波在传播初期有明显的轴线方向的指向性,与其他两种喷管相比,对于扩张喷管环形壁面,指向性对壁面载荷的作用更为明显,如图 10 所示,因此爆轰产物传出管口的时间也后延,但是由于扩张喷管的降压增速效应,爆轰产物喷射速度提高,第二阶段的持续时间会有所下降。

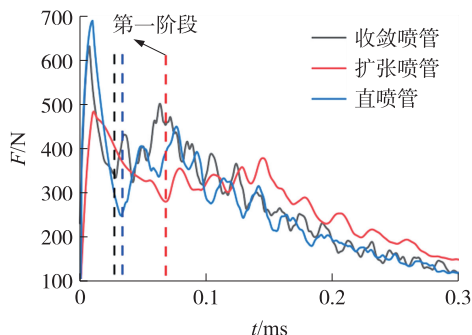


图 13 环形推力壁面典型曲线和对比图

Fig. 13 Typical curve and comparison diagram of annular thrust wall

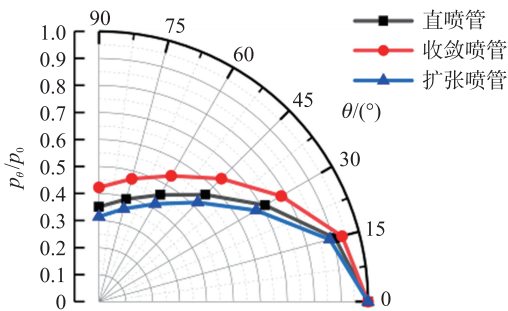


图 14 管口 100 mm 处透射激波的指向性

Fig. 14 Directivity of transmitted shock wave at 100 mm of tube

内壁面推力分量主要受反射激波影响。不同喷管下的内壁面推力曲线如图 15 所示。在加装收敛喷管后,受到喷管收敛段激波聚焦作用,反射激波强度增加,推力曲线首个尖峰峰值显著增加。相比直喷管,收敛喷管反射激波能保留更多的能量,因此反射激波再次传播到气-水交界面后的二次反射激波有足够强度碰撞内壁面,即曲线的第 2 个峰值。加装扩张喷管后,反射激波在回传管内时,反向经过了

扩张喷管,经历了图 16 所示的减速增压过程,反射激波到达内壁面的时间后延。

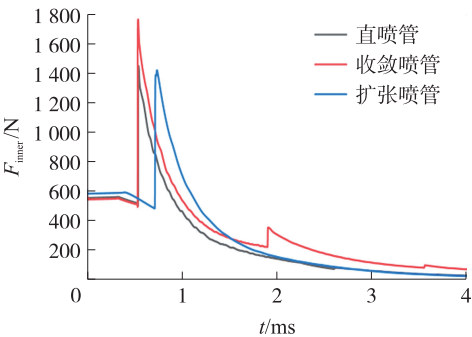


图 15 内推力壁面瞬态推力曲线对比
Fig. 15 Comparison of transient thrust curve of internal thrust wall

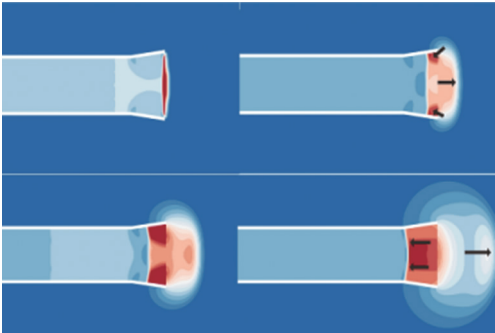


图 16 反射激波在扩张喷管中的演变
Fig. 16 Evolution of reflected shock waves in an expanding nozzle

综合比较加装直喷管、收敛喷管和扩张喷管的爆轰管水下推进性能,可以发现喷管对推进性能的改善有显著作用。表 2 为各壁面冲量对总冲量的贡献。可以看出,收敛喷管增强了反射激波强度,导致内推力壁面推力分量的正增益不及喷管壁面带来的负增益,使得比冲和平均推力不增反降。扩张喷管使得透射激波和反射激波因激波膨胀有所减弱,但是喷管壁面压力作用面积增加带来了显著的正增益,使得比冲和平均推力相比直喷管提高了 28.09%。

表 2 各壁面冲量对总冲量的贡献

Table 2 Contribution of each wall impulse to the total impulse

喷管 构型	内壁 面贡 献/%	环形推 力壁面 贡献/%	喷管壁 面贡献 /%	外圆壁 面贡献 /%	平均 推力 /N	比冲 /s
直喷管	92.35	20.03	—	−12.35	324.21	194.78
收敛喷管	119.45	19.09	23.01	−15.53	290.95	174.78
扩张喷管	83.67	22.34	8.75	−14.76	414.41	248.97

上述数值模拟的计算结果与实际实验结果相比整体偏大。主要原因有:数值计算中采用的网格内参数插值关系与网格内参数的真实分布规律存在差异,没有考虑真实情况中水导管、供气供油机构等对发动机整体系统的影响,忽略了发动机整体振动对推进的影响,忽略了真实情况中水域有界性带来的激波反射对推进的影响。

4 结束语

本文采用 VOF 两相流模型,通过对爆轰体壁面载荷进行面积分的方法,获得了给定条件下水下爆轰管的推力-时程曲线。阐明了推力形成机制,进而分析了不同当量比和不同喷管构型下发动机的推进性能。结论如下:

①内推力壁面、环形推力壁面、喷管壁面是水下爆轰管推力的主要来源。其中内推力壁面对总冲量的贡献超过 67%,环形推力壁面对冲量的贡献接近 16%。

②不加喷管时,推力曲线主要存在三道尖峰,第一道尖峰 SP1 和第三道尖峰 SP3 分别由透射激波经过环形推力壁、反射激波撞击内推力壁形成,具有峰值高、持续时间短的特点;第二道尖峰 SP2 由爆轰产物带来的高压区形成,具有震荡幅值大,持续时间长的特点。

③收敛喷管和扩张喷管对推进性能有重要影响,收敛喷管增强了反射激波的强度,但喷管壁面带来的负推力使得推进性能相比直喷管降低了 11.31%。扩张喷管的透射激波和反射激波因激波膨胀有所减弱,但是,喷管压力作用面积的增加使得比冲和平均推力相比直喷管提高 28.09%。

参考文献

[1] 张家瑞,夏智勋,黄利亚,等. 水下气液两相推进技术研究综述[J]. 船舶力学,2020,24(11):1507-1516.
ZHANG Jianrui, XIA Zhixun, HUANG Liya, et al. A review of underwater gas-liquid two-phase propulsion technology[J]. Journal of Ship Mechanics,2020,24(11):1507-1516. (in Chinese)

[2] 张继威,于复生,隗志龙,等. 水下推进形式应用现状及发展趋势[J]. 船舶工程,2021,43(6):61-65.
ZHANG Jiwei, YU Fusheng, JUAN Zhilong, et al. Application status and development trend of underwater propulsion[J]. Ship Engineering,2021,43(6):61-65. (in Chinese)

[3] FROLOV S M, AKSENOV V S, SADYKOV I A, et al. Hydrojet engine with pulse detonation combustion of liquid-fuel [J]. Doklady Physical Chemistry,2017,475:129-133.

- [4] FROLOV S M, AVDEEV K A, AKSENOV V S, et al. Experimental and computational studies of shock wave-to-bubbly water momentum transfer[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2017, 92: 20–38.
- [5] TESDENKO V S, DROZHZHIN A P, MEDVEDEV R N. In-water gas combustion for thrust production [J]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2017, 24: 583–591.
- [6] AVDEEV K A, AKSENOV V S, BORISOV A A, et al. Numerical simulation of momentum transfer from a shock wave to a bubbly medium[J]. *Russian Journal of Physical Chemistry B*, 2015, 9(3): 63–374.
- [7] LIU Wei, LI Ning, HUANG Xiaolong, et al. Experimental study of underwater pulse detonation gas jets: bubble velocity field and time-frequency characteristics of pressure field [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(8): 083324.
- [8] LIU Wei, LI Ning, WENG Chunsheng, et al. Bubble dynamics and pressure field characteristics of underwater detonation gas jet generated by a detonation tube [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(2): 023302.
- [9] SHAO Xinke, KANG Yang, LI Ning, et al. Mechanism and characteristics of thrust generated by a submerged detonation tube for underwater propulsion [J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34(10): 103321.
- [10] FROLOV S M, AVDEEV K A, AKSENOV V S, et al. Pulsed detonation hydroramjet: simulations and experiments[J]. *Shock Waves*, 2020, 30: 221–234.
- [11] FROLOV S M, AVDEEV K A, AKSENOV V S, et al. Pulsed detonation hydroramjet[J]. *Advances in Pulsed and Continuous Detonation*, 2019, 22(5): 372–396.
- [12] FROLOV S M, PLATONOV S V, AVDEEV K A, et al. Pulsed combustion of fuel-air mixture in a cavity above water surface: modeling and experiments[J]. *Shock Waves*, 2021, 32(1): 1–10.
- [13] FROLOV S M, AVDEEV K A. Pulsed detonation hydroramjet: design optimization[J]. *Marine Science and Engineering*, 2022, 10(9): 1171.
- [14] ELIZABETH A R, JAYACHANDRAN T. Numerical simulation of underwater propulsion using compressible multifluid formulation[C]//Recent Asian Research on Thermal and Fluid Sciences: Proceedings of AJWTF7 2018. Singapore: Springer, 2020: 641–653.
- [15] SHI Z, CAO S, LUO X, et al. Reverse thrust characteristics of water jet with different geometry nozzles [J]. *Indian Journal of Engineering & Materials Science*, 2013, 5(9): 476–482.
- [16] YANG Y S, XIE Y, NIE S. Nozzle optimization for water jet propulsion with a positive displacement pump [J]. *China Ocean Engineering*, 2014, 28: 409–419.
- [17] YANG Y S, FENG F Z, ZHU Y Q, et al. Study of the pressure distribution on nozzle inner wall [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(16): 182–186.
- [18] 翁春生, 王浩. 计算内弹道学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- WENG Chunsheng, WANG Hao. Computational internal ballistics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [19] 康杨, 李宁, 黄孝龙, 等. 反射装置对脉冲爆轰发动机外流场影响的数值模拟[J]. *兵工学报*, 2023, 44(7): 1966–1977.
- KANG Yang, LI Ning, HUANG Xiaolong, et al. Numerical simulation of the influence of the reflector on the external flow field of the pulse detonation engine [J]. *Acta Armamentarii*, 2023, 44(7): 1966–1977.
- [20] 蒋弢, 翁春生. 进气温度和当量比对脉冲爆轰发动机工作过程影响[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(1): 29–37.
- JIANG Sao, WENG Chunsheng. The influence of intake air temperature and equivalent ratio on the working process of pulse detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(1): 29–37. (in Chinese)
- [21] 王云, 范明华, 刘赛南, 等. 障碍物对脉冲爆震火箭发动机性能影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(4): 834–841.
- WANG Yun, FAN Minghua, LIU Sainan, et al. Experimental study on the effect of obstacles on the performance of pulse detonation rocket engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 834–841. (in Chinese)
- [22] 董师颜, 张兆良. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.
- DONG Shiyan, ZHANG Zhaoliang. Solid rocket motor principle[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1996. (in Chinese)