

水下固体火箭发动机的推力特性

唐云龙¹, 李世鹏¹, 刘 筑¹, 唐嘉宁², 谢 侃¹, 隋 欣¹, 王宁飞¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国兵器工业集团公司 中国兵器科学研究院 系统工程部, 北京 100089)

摘 要: 在微观层面对火箭发动机射流结构变化对推力的影响规律进行分析研究. 采用轴对称模型对不同工况下的二维发动机模型进行数值模拟, 获取推力振荡曲线, 并研究不同阶段的推力变化, 探究推力峰值与断裂的对应关系及推力振荡幅值与频率随工作环境变化的关系. 研究表明: 推力振荡产生的原因是射流在激波诱导下产生周期性颈缩; 由于胀股及回击破碎的作用, 水下射流推力存在多阶频率峰值; 根据胀股主要处于中频段的重要结论对前4阶频率的研究表明射流回击与胀股具有相关性.

关 键 词: 固体火箭发动机; 水下燃气射流; 推力; 多阶振荡; 回击与胀鼓

中图分类号: V238

文献标志码: A

Underwater thrust characteristic of solid rocket motor

TANG Yun-long¹, LI Shi-peng¹, LIU Zhu¹, TANG Jia-ning²,

XIE Kan¹, SUI Xin¹, WANG Ning-fei¹

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. System Engineering Department,

China Research and Development Academy of Machinery Equipment,

China North Industries Group Corporation, Beijing 100089, China)

Abstract: The underwater performance characteristics of solid rocket motors (SRM) are different from those in the air as they are surrounded with high density medium water. In order to have a deep understanding into the performance characteristics of underwater SRM, the impact of the change of the flow structure on thrust was analyzed. A 2-D axial symmetry model was adopted to simulate underwater SRM in different working conditions, and the figures of thrust oscillations were obtained. After analyzing the changes of thrust in different stages, the relationship of thrust peak value and neck breaking was studied, and the thrust oscillation amplitude and frequency changing with working environment were studied. The research results show that the thrust oscillation occurs due to the periodic neck breaking induced by the shock wave. In addition, as a result of the action of gas bulge and back-attack, the jet thrust takes on a multistage frequency and peak value. According to the conclusion that the bulges are in the middle-frequency band, researches on the first four order frequency

收稿日期: 2015-06-04

基金项目: 国家自然科学基金(11072032)

作者简介: 唐云龙(1986—), 男, 博士, 主要从事水下射流结构及推力的研究.

通讯作者: 李世鹏(1973—), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 主要从事发动机设计及仿真的研究.

引用格式: 唐云龙, 李世鹏, 刘筑, 等. 水下固体火箭发动机的推力特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 477-485. TANG Yunlong, LI Shipeng, LIU Zhu, et al. Underwater thrust characteristic of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 477-485.

show that the gas bulge is related to the back attack.

Key words: solid rocket motor; underwater gas jet; thrust; multistage oscillation; back-attack and bulge

固体火箭发动机以其具有机动性强、备战时间长等突出优点^[1]而逐渐成为各类深海航行器的主要动力装置. 固体火箭发动机在水下的燃气流动远比在大气中复杂. 研究水下发动机的工作特性, 众多研究者对水下气体射流的流场结构进行了分析. 王宝寿等^[2]发现推力峰值的存在. 何森生等^[3]研究了开/关机过程的射流不稳定性. 王柏懿等^[4]研究了回击过程与流场压力脉动的关系. Loth 等^[5]研究表明膨胀区中存在的复杂激波结构. Surin 等^[6]的研究表明水下气体射流的脉动机制与射流中心区的射流强度有关. Dai 等^[7]的研究表明推力脉动是由射流内的复杂激波结构引起的. Shi 等^[8]研究表明流体振荡与射流气相介质中的激波反馈现象有关.

目前国内外对于高温燃气水下射流结构对发动机推力的影响研究尚处于初级阶段, 尤为缺乏的是射流结构与推力变化对应关系的研究. 唐嘉宁等^[9-10]对所建立的轴对称模型进行了大量计算, 获得了水下射流推力特征的规律. 但文献^[8]实验结果显示, 发动机工作过程中推力频率谱出现了多阶频率峰值. 为了更深入地研究水下发动机推力振荡产生的原因及振荡规律. 故本文将推力曲线与射流典型结构时刻进行对照, 进一步分析水下射流结构变化对发动机推力的影响, 并阐述推力峰值频率及前 4 阶频率峰值变化特征.

1 基本方程

1.1 控制方程

水下发动机工作过程中, 将高温高压燃气视为目标流体, 基于 VOF(volume of fluid)模型的质量、动量、能量守恒方程及体积分数输运方程如下^[11]:

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

$$\frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i u_j)}{\partial x_j} =$$

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

$$\frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=w,g} (a_k \rho_k E_k) + \frac{\partial}{\partial x_j} u_j \cdot$$

$$\sum_{k=w,g} [a_k (\rho_k E_k + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) + S_h$$

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

式中 ϕ_m 为混合相的物理性质, 由 $\phi_m = \phi_g a_g + \phi_w (1 - a_g)$ 计算得到, ϕ 为密度、黏度等物理量, 下标 w 为水, g 为气体, 气-液两相体积分数关系为 $a_w + a_g = 1$, 模型中将气体假设为理想气体, 水为不可压液体, 其状态方程为

$$\rho_k = \begin{cases} p/RT & k = g \\ \text{const} & k = w \end{cases} \quad (5)$$

由于水下气体射流过程中的 Froude 数约为 10^3 量级, 故在动量守恒方程(2)中可忽略体积力的作用, 在能量方程(3)中 S_h 为源相, k_{eff} 为有效热传导率 ($k_{\text{eff}} = k_t + k$), k_t 为湍流热传导率, 由使用的湍流模型定义. 能量 E_k 可由下式决定:

$$E_k = \begin{cases} h_k - \frac{p}{\rho_k} + \frac{v_k^2}{2} & k = g \\ h_k & k = w \end{cases} \quad (6)$$

1.2 湍流模型

本文采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型对雷诺平均 N-S 方程进行封闭. 该湍流模型适用于完全湍流流动, 是针对高雷诺数的湍流计算模型.

湍流动能 k 及湍流能量耗散率 ϵ , 由以下两式求得^[12]:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_g k) + \frac{\partial}{\partial X_i} (\rho_m k u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu_m + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + G_k +$$

$$G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_g \epsilon) + \frac{\partial}{\partial X_i} (\rho_m \epsilon u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial X_j} \left[\left(\mu_m + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial X_j} \right] + C_{1\epsilon} \cdot \quad (8)$$

$$\frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon$$

式中 G_k, G_b 分别为由时均速度梯度和浮力产生的湍流动能; Y_m 体现了流体可压缩性, $Y_m = 2\rho\epsilon Ma^2$, 其中 $Ma = (k/\gamma RT)^{1/2}$ 为湍流马赫数, S_k, S_ϵ 为用户自定义源项; 由于不考虑体积力作用, 且流场中无源相存在, 故 G_b, S_k 和 S_ϵ 均为 0. 湍流黏度定义为

$$\mu_t = \frac{C_\mu \rho_m k^2}{\epsilon} \quad (9)$$

式中 $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, C_{μ} , σ_k 和 σ_{ϵ} 均为常数,取值如表 1 所示.

表 1 湍流模型中的常值参数

Table 1 Constant parameters of turbulence model

$C_{1\epsilon}$	$C_{2\epsilon}$	C_{μ}	σ_k	σ_{ϵ}
1.44	1.92	0.09	1.0	1.3

2 计算模型、工况及初始化

2.1 计算模型

2.1.1 计算域及网格

如图 1 所示,发动机喷管出口半径(d_e)为 15 mm,计算中选取轴对称计算域的总长度为喷管出口半径的 500 倍,宽度为喷管出口半径的 330 倍,以克服边界条件对主射流区流动的影响.对该轴对称模型计算区域进行网格划分,在壁面、喷喉附近及射流核心区域进行网格加密.喷管出口附近网格如图 2 所示.

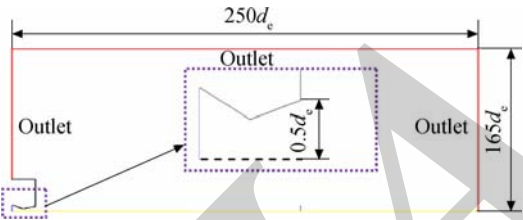


图 1 计算模型
Fig. 1 Model

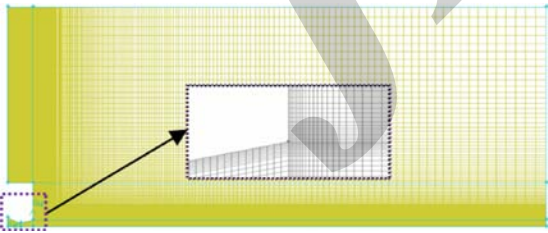


图 2 计算模型网格
Fig. 2 Grid of model

2.1.2 网格密度影响

为了说明网格密度对推力计算结果的影响,本文选用 3 种不同网格密度模型进行计算,对计算所得到的推力曲线进行比较,如图 3 所示.不同网格密度下,发动机推力振荡形式基本一致,这是由发动机射流的黏性作用相对压力作用非常小导致的.本文为了减小网格密度对计算结果的影响,所有计算外流场区域均采用同一网格密度.

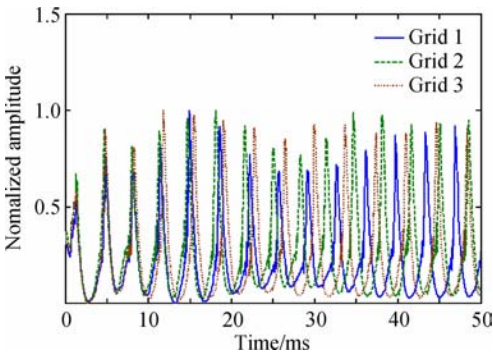


图 3 不同网格密度下的推力曲线

Fig. 3 Thrust curves with different grid density

2.1.3 湍流模型适用性分析

本文采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,其是一种高雷诺数模型,对充分发展的湍流有效.但是对于近壁面区域内流动,雷诺数较低,湍流发展不充分,黏性强于湍流脉动的影响,所以该问题必须采用特殊方法进行处理.由 Launder, Spalding^[13] 提出的标准壁面函数法是一组半经验公式可以将壁面上的物理量与湍流核心区待求的未知量直接联系起来.所以该模型正好适合本研究,并且该模型在唐嘉宁等文献中得到了充足的验证.

2.2 发动机计算工况及初始化过程

2.2.1 喷管选择条件及计算工况

为了研究固体火箭发动机水下超声速射流推力在不同条件下的波动情况,根据出口马赫数大于 1,激波一直处于喷管外等要求选取表 2 中数据经排列组合后的 12 种工况进行计算.

表 2 计算工况

Table 2 Condition of calculation

总温/K	扩张比	工作水深/m	总压/MPa
1 000	2.78	180	11
1 600	3.11	200	12
2 000	3.52	210	13

2.2.2 初始化方法

利用 VOF 模型对水下射流问题进行数值仿真,为了能够更加接近实际射流工况,本文利用压力出口条件对整个计算域进行初始化,使非稳态就算过程更快的收敛.

3 仿真结果分析

3.1 射流过程分析

图 4 所示数值模拟所得流场变化过程与文

献[8]中的射流结构实验相似,均周期性的出现了膨胀、胀鼓、颈缩/断裂及回击 4 个典型过程,导致了水下发动机推力振荡. 因为高温燃气射流较冷气射流速度增大,质量流量减小,气流的贯穿距离增加,使得尾流场射流通道压强降低,更容易受到水环境高压作用的挤压,发生颈缩/断裂,因此高温燃气射流形态比冷流细长,且推力振荡频率增加^[14]. 燃气射流的 4 个典型过程描述如下:

- 1) 在射流初期气泡前段由于受到水的惯性挤压作用而形成高压区,该高压区迫使气流产生回流,形成一个“气囊”,如图 4(a)所示.
- 2) 在完成膨胀后,激波在射流气相区内运动,激波系的收缩-扩张导致气流在喷管出口附近产生胀鼓泡^[15-16],如图 4(b)所示.
- 3) 胀鼓的不断出现导致气流中气相在胀鼓阶段压强降低,并因射流前端高压回流及气泡内外压强差的存在而产生颈缩/断裂现象,如图 4(c)所示.
- 4) 气体通道因颈缩现象而变窄,且压强升高,使得气流运动因受阻而产生回击,如图 4(d)所示.

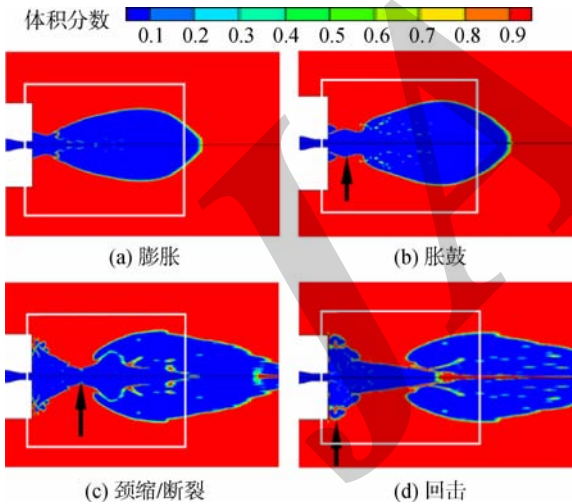


图 4 水下射流 4 个典型过程中水的体积分数分布
Fig. 4 Four typical process of the underwater jet gas with volume fraction distribution

3.2 推力及出口特征曲线分析

从文献[14]中给出的水下固体发动机推力计算公式可知,发动机推力主要受尾部背压、出口压强及和速度的影响,为了更细致的分析水下固体火箭发动机推力特征,须对上述参数的变化进行微观研究.

总压为 12 MPa,总温为 2 000 K 工况下,水下固体火箭发动机的振荡曲线、出口压强及速度曲

线,如图 5 所示. 发动机出口压强与速度曲线变化趋势与文献[17]中结果吻合度极高. 射流的出口压强、出口速度及发动机推力都呈周期性变化,其中出口压强及速度变化曲线均满足伯努利方程,故当背压小于临界压强^[18]时,激波位于喷管外,喷管出口压强恒为设计值,由喷管尺寸及燃烧室总压决定. 而当背压大于临界压强^[19]时,激波移动至喷管内,产生压强脉冲,此时的喷管出口压强由背压决定.

图 6 为推力幅值振荡曲线、出口压强及速度曲线中前两个脉冲的分析过程. A~G 为第 1 个脉冲周期中设置的 7 个特征时间点如表 3 所示. 由图 6 可知,一个脉冲的周期 ($T_1 = T_G - T_A$) 为 3.4 ms,其倒数 ($1/T_1$) 为 294 Hz,与脉冲频率 280 Hz 及利用傅里叶变换得到的峰值频率 277.1 Hz 较为一致.

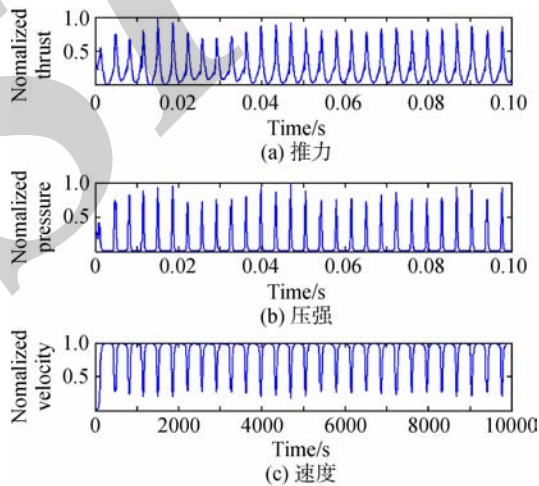


图 5 推力、出口压强及速度无量纲化结果
Fig. 5 Thrust, pressure and velocity curves of export

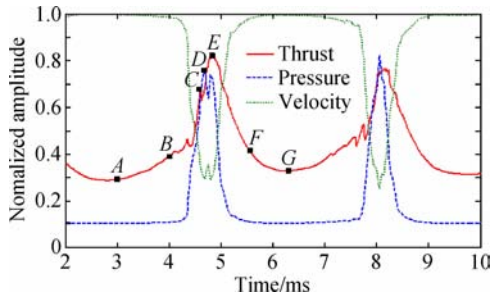


图 6 推力、出口压强及速度前两个脉冲变化曲线
Fig. 6 Thrust, pressure and velocity curves of export with two pulses of beginning

A~F 点所对应的流场结构如表 4 所示,通过图 6 与表 4 对应分析可知,推力的振动峰值并

不是由射流回击产生的,而是发生在气泡断裂瞬间.具体解释如下:

1) 射流膨胀开始阶段,速度已达到最大值,而压强处于最小值,这时由于水的惯性作用在气泡前端形成高压区,因气泡前端拉扯作用而导致喷管附近气泡内的压强较小,由于外部环境压强较大,故气泡在外界水压的作用下从发动机尾部壁面开始脱离,但发动机推力开始略微增长,发动机出口压强及速度基本不变.随着气体与发动机尾部壁面接触面积的减少,气泡后端所受到的拉扯不断减弱,如图 6 中过程前两个阶段与表 4 所对应时刻的流场分布.

2) 当射流气泡内外压强达到平衡状态时,由于激波的作用而产生胀鼓,能量和压强不断在喷管出口处聚集,推力增加并伴有小振幅振荡,出口速度减小,压强增大,如图 6 的第 2 个阶段与表 4 相应时刻的流场分布.

3) 当射流能量聚集到一定程度时会产生颈缩现象.由于气体通道受阻而导致出口速度进一步降低,压强持续增加,推力也随之持续增加.

4) 当气体通道完全堵塞后产生断裂现象,发生断裂时刻气体膨胀受阻最严重,压强和推力达

到最大值.气体被分割为两个气泡,由于水的惯性作用新生气泡体积较小压强较高,出口速度增加、压强减小,发动机推力也开始下降.如图 6 中第 4 阶段与和表 4 中所对应时刻的流场分布.

5) 随着新生气泡的增大,运动速度也逐渐加快,两个气泡因相互作用而产生回击现象,该阶段由于新气泡处于过膨胀状态,且气泡与发动机尾部接触面积增大,发动机推力进一步减小,这时出口压强处于最小值,出口速度最大,回击完成.

表 3 A~G 标志的时间

Table 3 Time of A ~ G

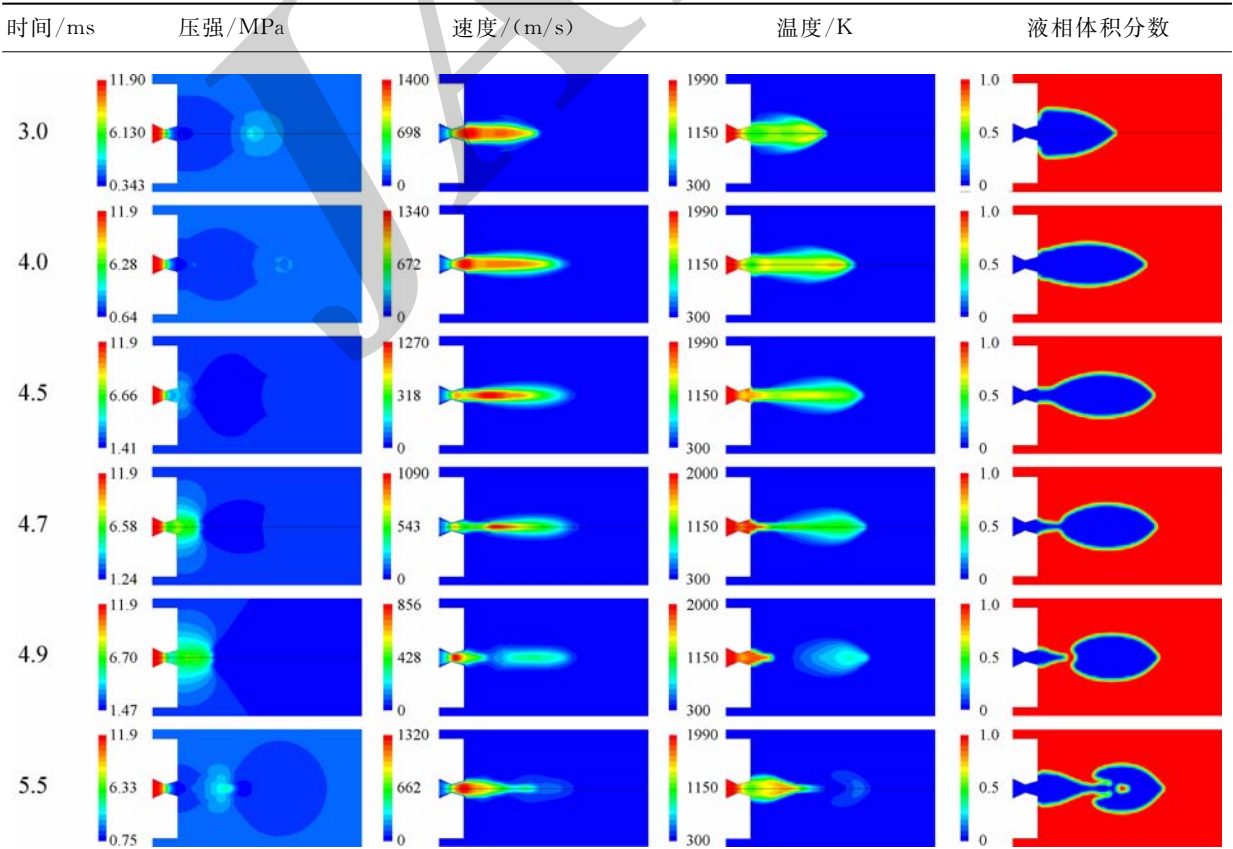
参数	时间标志						
	A	B	C	D	E	F	G
时间/ms	3.0	4.0	4.5	4.7	4.9	5.5	6.4

3.3 发动机尾部近壁面压强变化

从文献[14]中的水下发动机推力公式可知,发动机推力受到背压影响较大,故要对固体火箭发动机尾部壁面附近的压强变化做进一步分析,图 7 为发动机尾部壁面附近监测点在不同时刻

表 4 水下燃气射流典型时刻状态变量

Table 4 Typical variables of underwater gas jet



的压强分布。从图 7(a)可知,在膨胀阶段,气体与发动机尾部接触面内的气泡压强小于工作水环境

压强,表明此时气体处于过膨胀状态。从图 7(b)可知,在胀鼓阶段,壁面压强从小于发动机工作环境压强逐渐增大至超过发动机工作环境压强,特别是在 4.4~4.7 ms 两个时刻壁面压强随着离喷管的距离增大而不再是单调变化,喷管出口附近出现了小幅波动。4.7 ms 与 4.8 ms 时刻壁面压强开始减小,并且 4.9 ms 时刻壁面压强在喷管附近也产生了振荡,说明 4.7,4.8 ms 出现了颈缩。从图 7(b)和图 7(c)可知,4.9~5.5 ms 时刻壁面压强随着离喷管距离的增大呈现先增后减的趋势,这是由于气泡断裂前端气流受阻往回运动撞击壁面。在回击阶段,从 5.5 ms 时刻壁面压强从高于环境压强降到小于环境压强,这时两个气泡又合成一个气泡,此时壁面靠近喷管出口外又产生了较小振荡。发动机尾部壁面压强变化的解释与图 7 与表 4 对推力变化原因一致,且与文献[4]实验监测过程相同。

3.4 推力频率谱分析

对水下发动机推力计算结果进行傅里叶变换后得到的频率谱曲线与文献[19]中的实验结果一致,均出现了多阶频率峰值。图 8~图 11 为不同工况下水下固体火箭发动机推力振荡曲线去均值后的频率谱曲线,工况见表 2 所示。推力曲线频率谱曲线出现了多阶频率峰值,而且各阶频率峰值对应的振动幅值随着频率峰值阶数的增加而减小,与文献[14]的结果相一致。产生多阶频率峰值的主要原因是水下射流可能出现多次胀鼓及断裂/回击时气泡的破碎,如图 5 中胀鼓阶段及断裂阶段推力曲线的微小振荡。

水下固体火箭发动机推力振动峰值所对应的频率值随着总温的增加而增加(如图 8 所示)。该现象是由于在压强不变的情况下总温增加会导致气体流量降低、速度增加使得射流通道压强降低更容易受到水环境高压作用的挤压而发生颈缩/断裂现象,使得推力振荡频率和幅值均增加。

水下固体火箭发动机推力振动峰值所对应的频率值随着入口压强的增加而减小(如图 9 所示)。该现象是由于燃烧室压强增加,喷管设计出口压强增加,气体射流不易出现颈缩/断裂现象,从而推力振荡频率降低。此外,随燃烧室压强增大推力振动幅值增大。

水下固体火箭发动机推力振动峰值所对应的频率值随着工作水深的增加而增加,(如图 10 所示)。该现象是由于水深越大,气泡受到外界的挤压能力越强,越容易出现颈缩/断裂现象,从而推

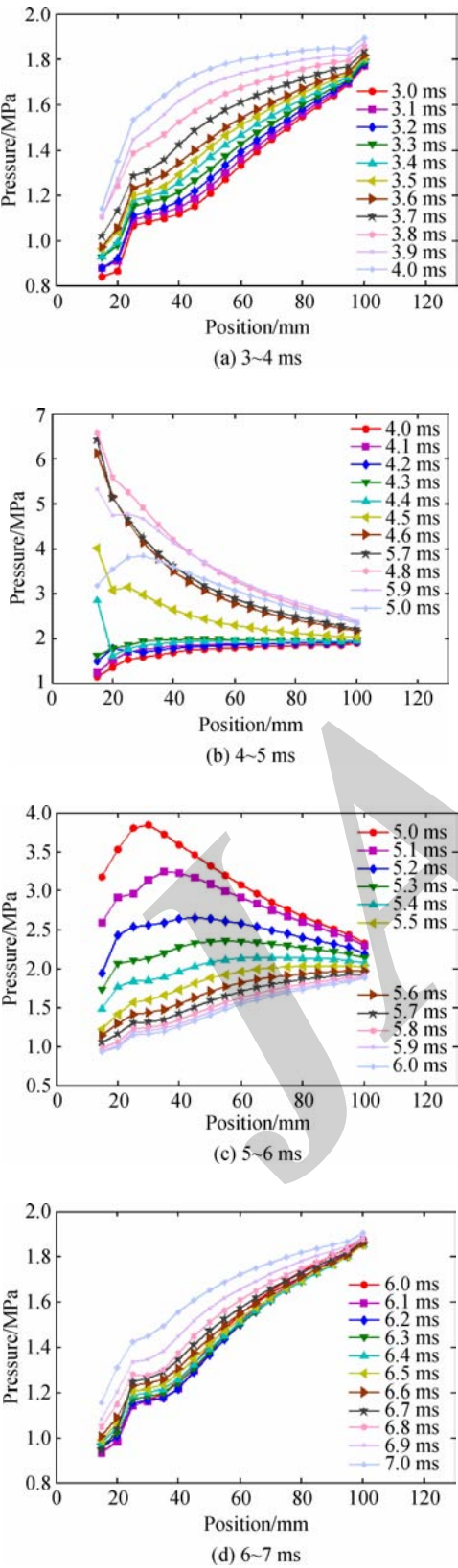


图 7 水下发动机尾部壁面不同时刻压强数据
Fig. 7 Pressure of rear wall at different time

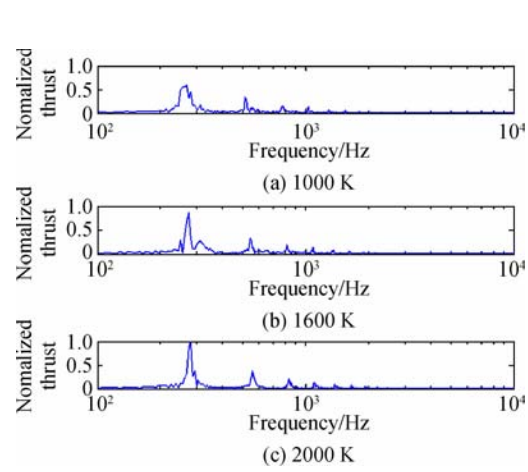


图 8 不同总温下推力的频率谱

Fig. 8 Frequency spectrum of the thrust under different total temperature

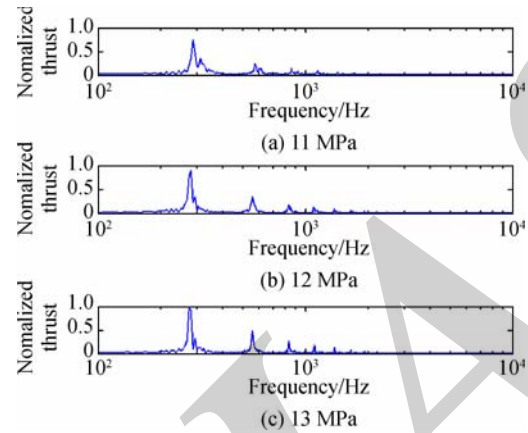


图 9 不同燃烧室压强下推力的频率谱

Fig. 9 Frequency spectrum of the thrust under different pressure

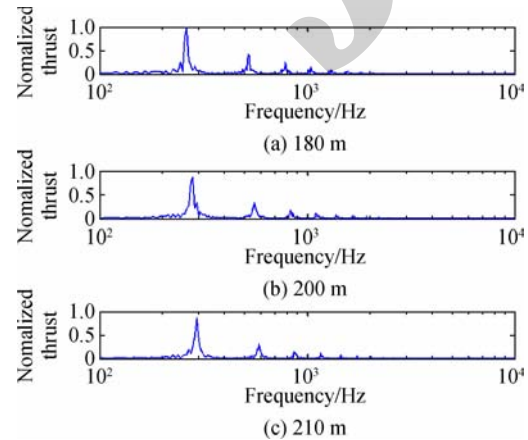


图 10 不同水深下推力的频率谱

Fig. 10 Frequency spectrum of the thrust different water depth

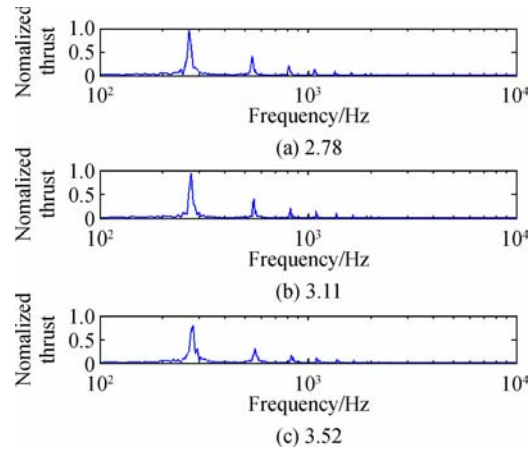


图 11 不同扩张比下推力的频率谱

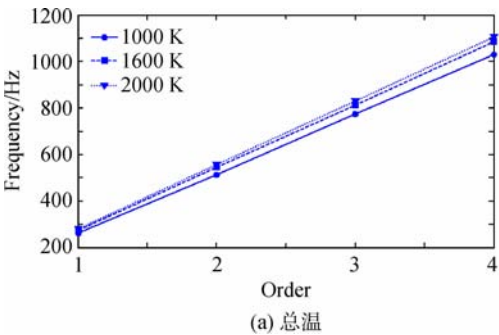
Fig. 11 Frequency spectrum of the thrust under different expansion ratio

力振荡频率增大. 此外,随着水深的增加推力振荡幅值减小.

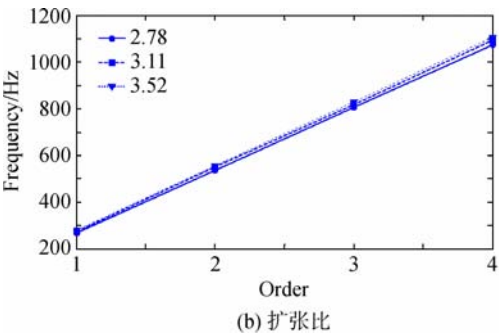
水下固体火箭发动机推力振动峰值频率随着扩张比的增大而增大,振幅减小(如图 11). 该现象是由于扩张比增大使喷管设计出口压强与环境压强比减小,气体进行膨胀和压缩的程度减小,从而使得推力振荡频率增大、振动幅值减小.

3.5 推力振荡频率与胀鼓相关性

图 8~图 11 中频率谱曲线的前 4 阶频率变化曲线如图 12 所示. 由图可知,固体火箭发动机推力振荡前 4 阶频率值基本呈线性变化,由于气泡的破碎等射流不稳定性^[15]导致振荡幅值比胀鼓产生的更小,且比数值振荡频率小很多(实验中



(a) 总温



(b) 扩张比

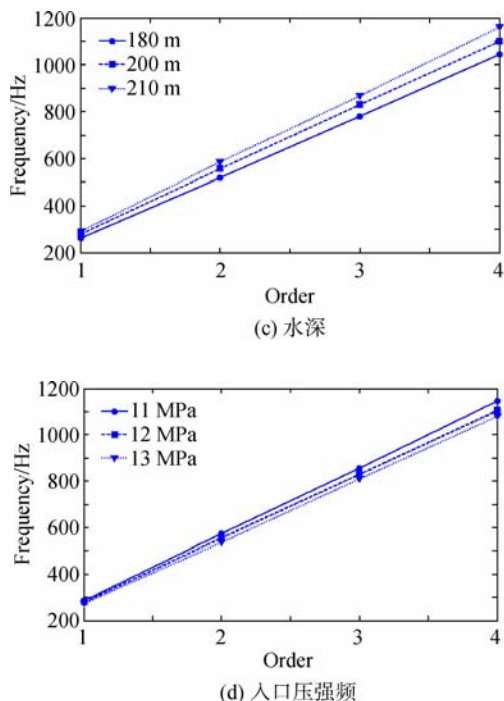


图12 频率谱曲线的前4阶频率变化曲线
Fig. 12 Curve of the top 4 order frequency

也存在倍频),故可得推力振荡的前4阶倍频主要是由胀鼓引起的。由图可知,前4阶频率直线斜率随着总温增大而增大;随着扩张比增大而增大;随着水深增大而减小;随着燃烧室压强增大而减小。并且推力频率峰值频率与回击频率一致,在文中第3.2节已做说明。由图5可知,发动机水下射流每次回击均要通过胀鼓来不断集聚能量,当能量集聚到一定程度时才会发生回击现象。因此可知,胀鼓与回击具有相关性,与文献[4,15]的实验结果相一致,而且从现有有的研究及能量角度表明该方法具有普适性。

4 结 论

固体火箭发动机水下高温燃气射流存在膨胀、胀鼓、颈缩/断裂和回击4个典型过程。由于断裂及回击的作用从而导致了发动机推力出现了周期性振荡。在高温、高压下水下发动机推力振荡脉冲更加明显,并且与射流结构一一对应,发现推力脉冲峰值出现在射流断裂时刻,并不是回击时刻,射流回击只是加快了脉冲的下降速度。从不同工况条件下的推力振荡频率谱可知:总温越高频率越高、振幅越大;燃烧室压强越大频率越低、振幅值越大;工作水深越大频率越高、振幅越小;扩张比越大频率越大,振幅越小。推力频谱出现倍频,是由于射流中存在多次胀鼓,证明了胀鼓与回

击之间具有相关性。本文对发动机推力变化规律进行了更细致的微观解释,为水下发动机的进一步改善与研发提供必要的理论依据及工程应用参考。

参考文献:

- [1] 钱柏顺,杨彪. 固体火箭发动机在水下航行体上应用的理论分析[J]. 鱼雷技术,2004,12(4):21-23.
QIAN Boshun, YANG Biao. Applied analysis for solid rocket motor used in the underwater vehicle[J]. Torpedo Technology,2004,12(4):21-23. (in Chinese)
- [2] 王宝寿,许展,易淑群,等. 水下推力矢量特性试验研究[J]. 船舶力学,2000,4(5):9-15.
WANG Baoshou, XU Zhan, YI Shuqun, et al. Test studies of underwater thrust vector control performance[J]. Journal of Ship Mechanics,2000,4(5):9-15. (in Chinese)
- [3] 何森生,覃粒子,何佳磊,等. 水下超声速喷嘴启动/关机过程射流的动态不稳定性研究[J]. 推进技术,2014,35(4):523-529.
HE Miaosheng, QIN Lizi, HE Jialei, et al. Instability of a transient submerged jet in supersonic nozzle during its start-up and shut-down process[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(4):523-529. (in Chinese)
- [4] 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 back-attack phenomenon in underwater supersonic gas jets[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2007,39(2):267-272. (in Chinese)
- [5] Loth E, Faeth G M. Structure of underexpanded round air jets submerged in water[J]. International Journal of Multiphase Flow,1989,15(4):589-603.
- [6] Surin V A, Evchenko V N, Rubin V M. Propagation of a gas jet in a liquid[J]. Journal of Engineering Physics,1983,45(4):1091-1101.
- [7] DAI Zhenqing, WANG Boyi, QI Longxi, et al. Experimental study on hydrodynamic behaviors of high-speed gas jet in still water[J]. Acta Mechanica Sinica,2006,22(5):443-448.
- [8] SHI Honghui, WANG Boyi, DAI Zhenqing. Research on the mechanics of underwater supersonic gas jets[J]. Science China,2010,53(3):527-535.
- [9] TANG Jianing, WANG Ningfei, Wei S. Flow structures of gaseous jets injected into water for underwater propulsion[J]. Acta Mechanica Sinica,2011,27(4):461-472.
- [10] 唐嘉宁,李世鹏,王宁飞. 水下固体火箭发动机的负推力现象研究[J]. 固体火箭技术,2012,35(3):325-344.
TANG Jianing, LI Shipeng, WANG Ningfei. Study on the negative thrust of the underwater solid rocket engines[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2012,35(3):325-344. (in Chinese)
- [11] 甘晓松,贾有军,鲁传敬,等. 水下燃气射流流场数值研

究[J]. 固体火箭技术,2009,32(1):23-26.

GAN Xiaosong, JIA Youjun, LU Chuanjing, et al. Research on numerical simulation of combustion gas jet under water [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(1): 23-26. (in Chinese)

[12] 魏海鹏, 郭凤美, 权晓波. 水下气体射流数值研究[J]. 导弹与航行运载技术, 2009(2): 37-40.

WEI Haipeng, GUO Fengmei, QUAN Xiaobo. Numerical research on gas jet in water[J]. Missile and Space Vehicle, 2009(2): 37-40. (in Chinese)

[13] Launder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flows [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.

[14] 唐嘉宁. 水下固体火箭发动机工作特性研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2012.

TANG Jianing. Study on the characteristics of the underwater solid rocket engines [D]. Beijing Beijing: Institute of Technology, 2011. (in Chinese)

[15] 施红辉, 王柏懿, 戚隆溪. 水下超音速气体射流[C]// 第七届全国水动力学学术会议暨第十九届全国水动力学研讨会文集. 北京: 海洋出版社, 2005: 75-81.

[16] 戚隆溪, 曹勇, 王柏懿. 水下欠膨胀高速气体射流的实验研究[J]. 力学学报, 2000, 32(6): 667-675.

QI Longxi, CHAO Yong, WANG Boyi. Experimental study of underexpanded sonic air jets in water [J]. Acta Mechanica Sinica, 2000, 32(6): 667-675. (in Chinese)

[17] 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, 30(5): 486-491.

ZHU Weibing, CHEN Hong. Computations for exhausted-gas-bubble of underwater solid rocket motor [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 30(5): 486-491. (in Chinese)

[18] 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.

[19] Chang K S, Kim J K. Numerical investigation of inviscid shock wave dynamics in an expansion tube [J]. Shock Waves, 1995, 5(1/2): 33-45.

(编辑: 叶 青)