

导弹水下发射时喷管的气体流动^{*}

王晓宏¹, 陈义良¹, 李 潜², 刘长江²

(1. 中国科学技术大学 热科学和能源工程系, 安徽 合肥 230026; 2. 北京空气动力研究所, 北京 100074)

摘 要: 针对导弹水下发射时喷管的气体流动问题, 建立了水下喷管流的简化模型, 定性地研究水环境的惯性对水下喷管内气体流动造成的阻滞作用。计算显示受阻滞流量 ΔQ 及受阻滞时间 Δt 和喷管的喉部面积 A_t 呈幂函数关系, 固定其他参数仅改变水深, ΔQ 及 Δt 和进口处气体的滞止压力 p_0 与当地水下静压之间的压力差也有幂函数关系。结果表明喷管所处的水下深度越大, 喷管内气体流动受阻滞状况也就越严重, 而减小喉部面积 A_t 和适当增加膨胀比 A_b/A_t 以及增加滞止压力 p_0 , 均有助于改善水环境对喷管喷出气体造成的阻滞状况。

关键词: 潜射导弹; 水下点火; 喷管气流; 数学仿真

中图分类号: V430, V553.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2001)01-0061-04

Nozzle flows of the missile launching under water

WANG Xiao-hong¹, CHEN Yi-liang¹, LI Qian², LIU Chang-jiang²

(1. Dept. of Thermal Science and Energy Engineering,
China Univ. of Science and Technology, Hefei 230026, China;
2. Beijing Inst. of Aerodynamic Beijing 100074, China)

Abstract: A simple model was proposed to study the flows in the Laval nozzle under water. Numerical simulations show that there are power law relations for the obstruction mass flows ΔQ and the obstruction interval Δt with the throat area A_t of nozzle: $\Delta Q \propto A_t^{1.5}$, $\Delta t \propto A_t^{0.5}$, and with the difference between the stagnant pressure p_0 and the local static pressure: ΔQ and $\Delta t \propto \{ [p_0 - (p_1 + \rho_w gH)] / \rho_w \}^{-0.76}$ when only changing the depth H . It is reasonable that the obstruction is stronger when increasing the depth H . Nevertheless, the obstruction can be decreased by decreasing the throat area A_t , or increasing ratio of exit to throat areas A_b/A_t or increasing stagnant pressure p_0 .

Key words: Submarine launched missile; Underwater firing; Nozzle flow; Mathematical Simulation.

1 引 言

导弹水下点火时, 水环境的惯性作用将严重制约喷管气体的喷出, 有可能导致导弹内部压力过高, 造成导弹发射故障甚至失败。对此问题的研究大多以实验为主, 对尾腔喷出气体形成燃气泡的生长和脱落过程国内已有一些数值研究^[1~4], 但所采用的方程较为复杂。本文将对该问题作出一些简化, 定性地研究浸没在水下喷管喷出气体时, 水环境的惯性对喷管喷出气体的制约作用。

2 数学模型

为了数学上处理方便, 将喷管喷出的气体形成的气泡看成是球形的, 暂不考虑该气泡和周围水环境的换热作用。研究单一球形气泡在无穷大水域中的运动状况和喷管中气体的一维流动问题。这两个问题的结合点是气泡的内部压力等于喷管的出口背压。

将气泡外水的运动看成是不可压缩无粘流体的有势流动, 气泡半径为 $R(t)$, 则有

$$\nabla^2 \varphi = 0 \quad r \geq R(t) \quad (1)$$

* 收稿日期: 2000-06-20; 修订日期: 2000-07-31。基金项目: 中国科技大学青年基金 (KB1323) 和留学回国人员基金 (KB1324) 资助项目。

作者简介: 王晓宏 (1966—), 男, 博士生, 副教授, 研究领域为湍流理论、复杂流动问题及表面生长现象。

$$-gH + \frac{p_w}{\rho_w} + \frac{1}{2}(\dot{\varphi})^2 + \frac{\partial \varphi}{\partial t} = \frac{p_1}{\rho_w} \quad r \geq R(t) \quad (2)$$

忽略气体的表面张力,有如下的界面条件

$$\frac{\partial \varphi}{\partial r} = \frac{dR}{dt} \quad r = R(t) \quad (3)$$

$$p_w = p_b \quad r = R(t) \quad (4)$$

式中, ρ_w 和 p_w 为水的密度和压力, p_1 为水面上的大气压力, p_b 为气泡的内部压力, H 为水深, g 为重力加速度, φ 为速度势。式(4)中假定气泡的空间尺寸相对于所处的水深为小量,当重力作用相对较弱时,问题可看成是球对称的,由界面条件式(3)可得式(1)的解为

$$\varphi = -\frac{1}{r} \left(R^2 \frac{dR}{dt} \right) \quad (5)$$

将式(5)代入式(2),并由界面条件式(4)可以得到

$$R \frac{d^2 R}{dt^2} + \frac{3}{2} \left| \frac{dR}{dt} \right|^2 = \frac{p_b - p_1 - \rho_w gH}{\rho_w} \quad (6)$$

其中 H 为气泡所处的水下深度, $p_1 + \rho_w gH$ 为喷管出口处的水下静压。这即为著名的 Rayleigh-Plesset 方程,是分析空泡运动变化规律的重要方程^[5]。

当喷管出口处的背压升高到某个 p_b^* 时,整个喷管除喉部为声速外,均为亚音速等熵流动,该临界压力 p_b^* 可由喷管膨胀比 A_b/A_t 以及喷管气体进口处的滞止压力 p_0 所确定^[6]。当 $p_b \leq p_b^*$ 时,流动在喷管喉部出现壅塞,喷管的流量 $M_{p_b \leq p_b^*}$ 与背压 p_b 及出口截面积 A_b 无关,

$$M_{p_b \leq p_b^*} = \left| \frac{Y}{R_g} \right|^{\frac{1}{2}} \left| \frac{2}{Y+1} \right|^{\frac{Y+1}{2(Y-1)}} \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} A_t \quad (7)$$

其中 T_0 为气体的滞止温度, R_g 为气体常数。当 $p_b > p_b^*$ 时,流动在整个喷管内均为亚音速等熵流动,流量与喉部截面积 A_t 无关:

$$M_{p_b > p_b^*} = A_b \frac{p_0}{\sqrt{R_g T_0}} \left| \frac{p_b}{p_0} \right|^{\frac{1}{Y}} \sqrt{\frac{2Y}{Y-1} \left[1 - \frac{p_b}{p_0} \right]^{\frac{Y-1}{Y}}} \quad (8)$$

气体从喷管中喷出后,由于水环境的阻滞作用,速度会迅速减小。忽略气泡内气体的运动动能,得到能量守恒关系

$$\frac{d}{dt}(\rho_b V_g e_b) = -p_b 4\pi R^2 \frac{dR}{dt} + M_{p_0} \quad (9)$$

其中 ρ_b 为气泡内部的气体密度, $V_g = \frac{4}{3}\pi R^3$ 为气泡

的体积, $e_b = \frac{1}{Y-1} \frac{p_b}{\rho_b}$ 为气泡内部的气体内能, $e_0 =$

$\frac{1}{Y-1} R_g T_0$ 为从喷管中喷出的气体内能,由关系

$$\frac{d}{dt}(\rho_b V_g) = M_{p_0} \text{ 可得}$$

$$\frac{dp_b}{dt} = -\gamma \frac{3}{R} p_b \frac{dR}{dt} + \frac{M_{p_0} R_g T_0}{\frac{4}{3}\pi R^3} \quad (10)$$

式(6)和式(10)以及式(7)和式(8)构成一组封闭的非线性常微分方程组,选取初始条件 $R|_{t=0} = 0$, $\frac{dR}{dt}|_{t=0} = 0$ (初始时刻周围水为静止流场)和 $p_b|_{t=0} = p_1 + \rho_w gH$,对式(6)和式(10)离散后进行数值求解。

3 计算结果及讨论

选取高压空气的滞止温度 $T_0 = 2640$ K, 水面上的大气压力 $p_1 = 0.1$ MPa, 气体常数 $R_g = 287.6$ m²/s²K, 比热比 $\gamma = 1.4$ 。选取计算时间步长 $\Delta t = 1$ ns, 高压空气的滞止压力 $p_0 = 1.45$ MPa 研究不同喉部面积 A_t 、喷管的膨胀比 A_b/A_t 以及水深 H 情况下喷管内气体流动受阻滞状况。计算结果显示高压空气从喷管喷出后,喷出气体形成的气泡的内部压力迅速增加,在极短的时间 $0.01 \mu s \sim 0.1 \mu s$ 内,喉部失去声速,整个喷管内部的流动变为亚声速流动,相应的喷管流量减小,随着气泡体积的逐步增大,内部压力逐步减小,喉部恢复声速,在此之后气泡内部压力从高位迅速回落,然后围绕所处水深处的静压 $p_b|_{t=0}$ 上下波动。对在导弹水下点火瞬间燃气泡内的压力出现峰值,然后再回落这一现象文献[1,2]的数值模拟结果相一致。图1给出水深 $H = 80$ m, 膨胀比 $A_b/A_t =$

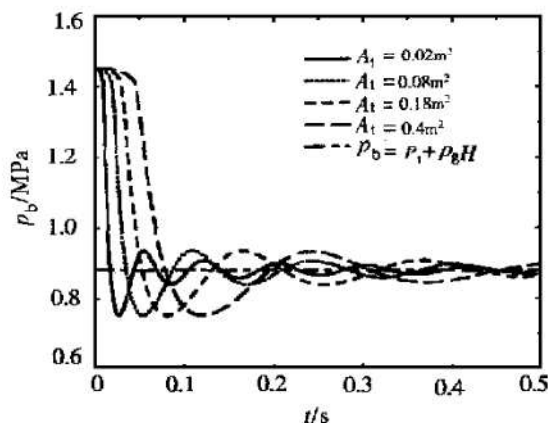


Fig. 1 Pressure in the air bubble as a function of time t for different throat areas A_t of the Laval nozzle

3.424 4时不同喉部面积 A_t 情况下气泡内部压力(喷管出口背压) p_b 随时间 t 的变化情况,水环境惯性作用对喷管喷出气体的阻滞作用可用受阻滞时间 $\Delta t =$

$t_2 - t_1$ (t_1 为喉部失去声速的时刻, t_2 为喉部恢复声速的时刻) 和相应所减小的流量 ΔQ (受阻滞流量) 予以描述, 受阻滞流量为

$$\Delta Q = \int_{t_1}^{t_2} (M_{p_b \leq p_b^*} - M_{p_b > p_b^*}) dt \quad (11)$$

计算结果及讨论如下:

(1) 受阻滞状况与 A_t 之间的关系:

计算结果显示喉部截面积越大, 喷管内流动的受阻滞状况也就越严重, 减小喷管喉部截面积, 受阻滞流量 ΔQ 和受阻滞时间 Δt 均会相应减小。在不同水深和膨胀比下, ΔQ 和 Δt 与喷管的喉部截面积 A_t 呈幂函数关系: $\Delta Q \propto A_t^{1.5}$, $\Delta t \propto A_t^{0.5}$ (见图 2(a) 和(b))。若定义受阻滞率

$$P_q = \frac{\Delta Q}{M_{p_b \leq p_b^*} \Delta t} \quad (12)$$

表示受阻滞时间内所减少的流量和应喷出的流量之比。则发现对 $H = 40$ m, $A_b/A_t = 4.5$; $H = 80$ m, $A_b/A_t = 3.424$; $H = 100$ m, $A_b/A_t = 2.0$ 三种情况受阻滞率 P_q 均接近常数: $P_q \approx 0.65$ (见图 2(c)), 这表示在受阻滞时间段内有近 2/3 的气体因水环境的惯性作

用而未能顺利喷出。

(2) 受阻滞状况与 A_b/A_t 之间的关系:

由方程(7)和(8)可得临界背压 p_b^* 随喷管膨胀比 A_b/A_t 的增加而升高。这样 A_b/A_t 越小, 气泡的内部压力也就越容易超过临界背压 p_b^* , 喷管内流动的受阻滞状况也就越严重。图 3(a) 和(b) 显示受阻滞流量 ΔQ 和受阻滞时间 Δt 随膨胀比的增加而减小, 当 $A_b/A_t > 2$ 时, ΔQ 和 Δt 随膨胀比的增加, 其变化逐步趋缓。由此可见, 可以适当增加喷管膨胀比用以减轻喷管内流动的受阻滞状况, 但 $A_b/A_t > 2$ 时, 再增加喷管膨胀比对改善喷管内流动的受阻滞状况帮助不大。图 3(c) 显示在不同水深和喷管喉部截面积情况下, 受阻滞率 P_q 随膨胀比的变化范围为 0.5 到 0.66, 当 $A_b/A_t > 2.0$ 时, 受阻滞率 P_q 接近于常数 0.65。

(3) 受阻滞状况与水深 H 之间的关系:

喷管所处水深 H 越大, 喷管出口处水的静压也就越大, 不难理解此时喷管内流动的受阻滞状况也就越严重。 ΔQ 及 Δt 和喷出气体的滞止压力与当地水下静压之间的压力差有幂函数关系: ΔQ 和 $\Delta t \propto \{[p_0 - (p_1 + \rho_w gH)]/\rho_w\}^{-0.76}$ (见图 4(a) 和(b))。

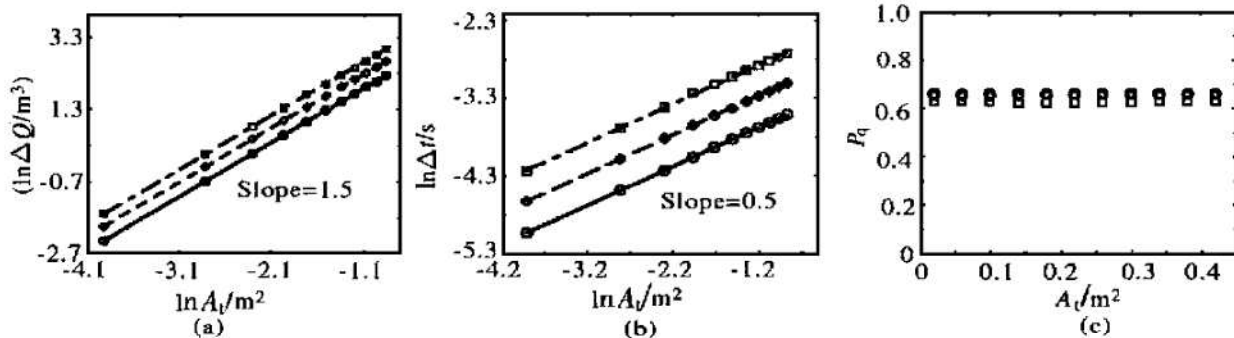


Fig. 2 Obstruction with the throat area A_t of the Laval nozzle for different cases

Circle corresponds to $H = 40$ m, $A_b/A_t = 4.5$; Diamond corresponds to $H = 80$ m, $A_b/A_t = 3.424$; square corresponds to $H = 100$ m, $A_b/A_t = 2.0$

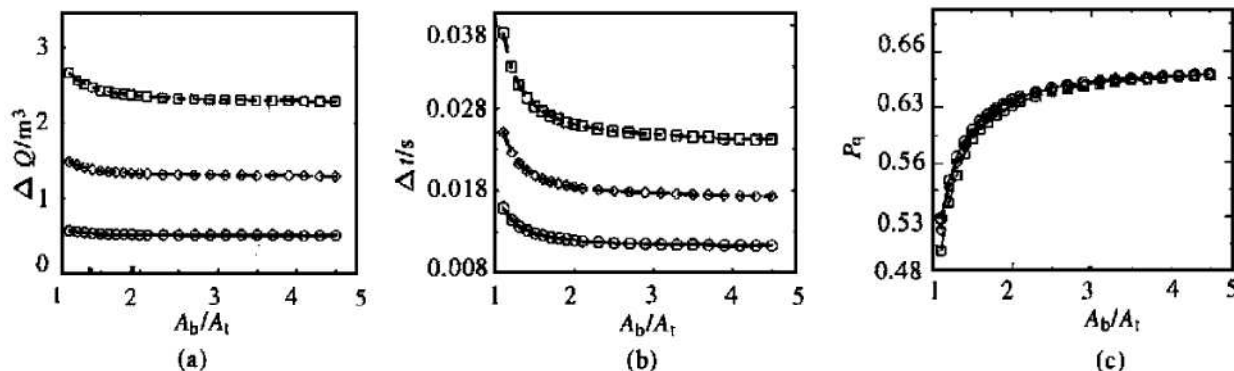


Fig. 3 Obstruction with the ratio of the exit to the throat area A_b/A_t of the Laval nozzle for the different cases

Circle corresponds to $H = 40$ m, $A_t = 0.06$ m²; Diamond corresponds to $H = 60$ m, $A_t = 0.1$ m²; square corresponds to $H = 80$ m, $A_t = 0.125$ m²

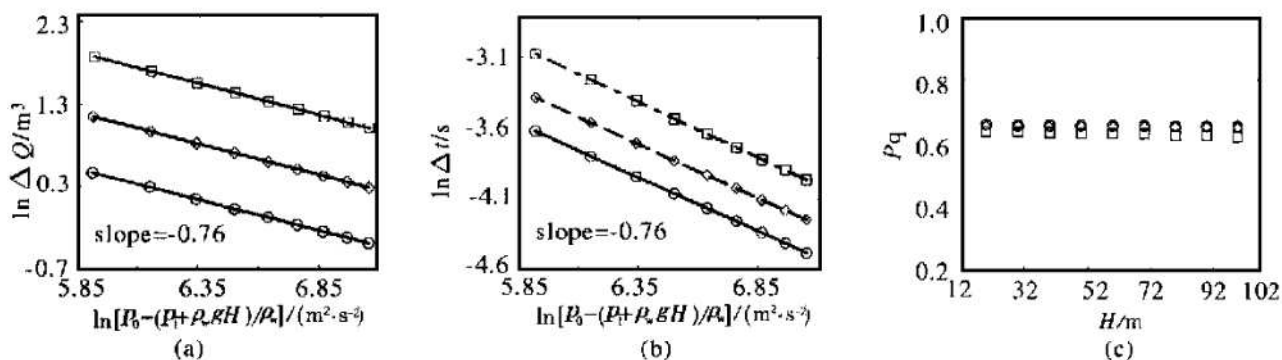


Fig. 4 Obstruction with the depth H of the Laval nozzle under the water surface for the different cases

Circle corresponds to $A_1 = 0.08 \text{ m}^2$, $A_b/A_1 = 4.0$, Diamond corresponds to $A_1 = 0.1256 \text{ m}^2$, $A_b/A_1 = 3.424$, square corresponds to $A_1 = 0.2 \text{ m}^2$, $A_b/A_1 = 2.0$

而图 4(c) 显示在不同的喉部截面积和膨胀比下, 受阻滞率 P_q 均接近于常数 0.65。

在上面的计算中, 固定喷管进口处气体的滞止压力 $p_0 = 1.45 \text{ MPa}$ 。若改变该滞止压力 p_0 , 计算发现随着 p_0 的升高, 喷管内流动的受阻滞状况将会减轻,

而 p_0 的改变对受 Δt 的影响要比对 ΔQ 的影响大(见图 5(a) 和(b)), 这是由于伴随着滞止压力的升高, 喷出气体的密度也会相应增大, 在一定程度上抵消了临界背压 p_b^* 升高对受阻滞流量的影响。对不同的 p_0 , p_q 仍均接近于常数 0.65(见图 5(c))。

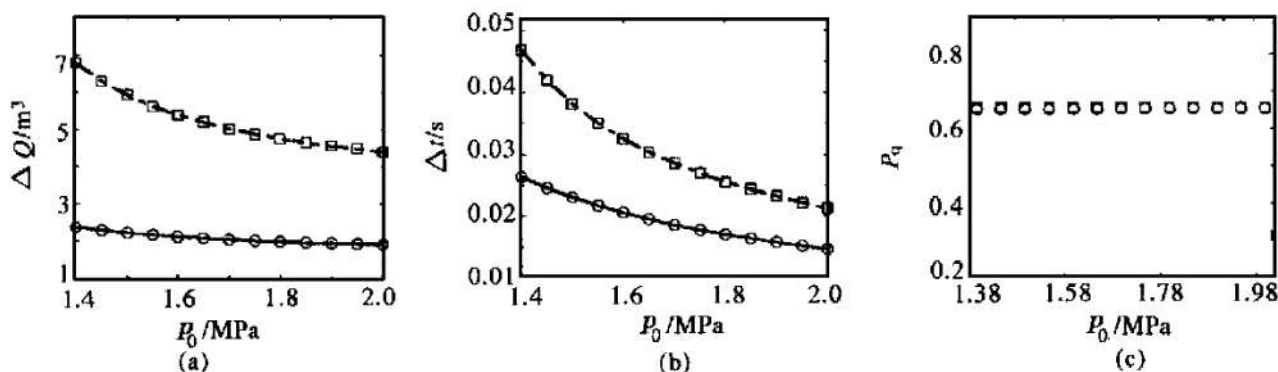


Fig. 5 Obstruction with the stagnant pressure p_0 of the gas at the inlet of the Laval nozzle for the different cases

Circle corresponds to $H_1 = 80 \text{ m}$, $A_1 = 0.1256 \text{ m}^2$ and $A_b/A_1 = 3.4244$, square corresponds to $H = 100 \text{ m}$, $A_1 = 0.2 \text{ m}^2$ and $A_b/A_1 = 4.0$

4 结 论

(1) 喷管流动受到阻滞只发生在点火后较短的时间内, 此时, 有 60% 左右的气体不能顺利喷出。

(2) 受阻滞 P_q 和喷管所处的水下深度 H 、喷管的喉部面积 A_T 以及喷管进口处气体的滞止压力关系不大。 $A_b/A_1 > 2$ 时, P_q 接近于常数 0.65。

(3) 喷管所处 H 越大, 喷管内气体流动受阻滞状况也就越严重, 而减小 A_1 和适当增加 A_b/A_1 以及增加喷管喷出气体的滞止压力 p_0 均有助于改善水环境对喷管喷出气体造成的阻滞状况。

(4) 受阻滞流量 ΔQ 及受阻滞时间 Δt 和 A_1 呈幂函数关系; 固定其他参数仅改变水深 H , ΔQ 及 Δt 和喷出气体的滞止压力与当地水下静压之间的压力差 $[p_0 - (p_1 + \rho_w gH)]$ 也有幂函数关系。

参考文献:

- [1] 鲁传敬, 陈 方, 樊 泓, 等. 导弹水下点火的流体动力研究[J]. 航空学报, 1992, 13: B124.
- [2] 黄建春, 叶取源, 朱世权. 不同发射深度下导弹水下点火气水流体动力计算[J]. 应用力学学报, 1994, 11(19).
- [3] 王 诚, 叶取源, 何友声. 导弹水下发射燃气泡计算[J]. 应用力学学报, 1997, 14(1).
- [4] 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).
- [5] 谢定裕讲授, 周显初, 戴世强整理. 流体力学[M]. 天津: 南开大学出版社, 1987.
- [6] 童秉纲, 孔详言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.

(编辑: 盛汉泉)