

文章编号: 1000-8055(2008)05-0927-05

导弹尾部外形对发动机水下点火推力的影响

张有为, 王晓宏

(中国科学技术大学 热科学和能源工程系, 合肥 230026)

摘 要: 利用球形气泡模型, 通过数值求解研究了导弹尾部对发动机水下点火时推力峰值、尾部压力分布以及推力波动特性的影响. 计算结果表明: 尾部收敛段半锥顶角的变化对推力峰值影响较大, 半锥顶角大于 45° 时, 随着半锥顶角的减小, 推力峰值缓慢下降; 半锥顶角小于 45° 时, 推力峰值随着半锥顶角的减小而加速下降; 半锥顶角对推力达到峰值的时间影响较小; 推力达到峰值时尾部收敛段压力分布变化较大; 半锥顶角对推力波动特性影响很小.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 水下点火; 尾部外形

中图分类号: E927

文献标识码: A

Influence of outline of missile tail on the thrust of solid motor launching under water

ZHANG Your wei, WANG Xiao hong

(Department of Thermal Science and Energy Engineering,

University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: By using the sphere model, the influences of outline of missile tail upon the thrust peak, pressure distribution on the tail and the oscillation character of the thrust for solid motor launching under water are numerically studied. Results indicate that the half cone angle of convergent segment has great effect upon thrust peak. The thrust peak decreases slowly as the half cone angle is above 45° , and decreases quickly as the half cone angle is less than 45° . But the half cone angle has very little effect upon the time for thrust reaching the peak. It is also shown that the pressure distribution varies a lot on the convergent segment of the missile tail as thrust reaches the peak value. The half cone angle has little effect on the oscillation frequency of thrust.

Key words: aerospace propulsion system; solid motor; launching under water; outline of tail

潜射导弹由于隐蔽性好、机动性强, 是各国重点发展的武器之一. 相比于无动力水下发射方式, 有动力导弹水下发射可提高导弹在水中的稳定性和获得有利的出水姿态, 如法国“飞鱼”、俄罗斯 SS-N-21 等弹型均采用了有动力水下发射方式, 导弹运载器由火箭发动机点火产生的推力助推出

水. 已有的试验和理论研究表明, 由于水惯性的作用, 火箭发动机水下点火后瞬间, 发动机出口处燃气泡的压力迅速升高, 使运载器受到的推力急剧增大, 并在达到峰值后迅速回落, 推力峰值可达到发动机正常工作推力的数倍^[1-8]. 急剧增大的推力所产生的冲击有可能严重影响导弹的正常发射,

收稿日期: 2007-05-11; 修订日期: 2007-10-16

基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划

作者简介: 张有为(1977-), 男, 山东兖州市人, 博士, 研究领域为火箭发动机水下点火问题.

因此如何有效地降低推力峰值、减轻瞬间冲击对导弹发射的影响,是一个需要研究解决的问题.在前面的工作中,我们利用球型气泡模型和准一轴对称模型研究了推力峰值与发动机各参数的关系^[7-8],根据计算结果提出了利用嵌金属丝端燃药柱发动机降低推力峰值的方案,并进行了研究计算^[9-10].在研究火箭发动机水下点火问题的过程中,我们发现“飞鱼”导弹运载器以及国内试验研究中^[1-2,11]采用了不同的尾部形状设计,为研究运载器(或导弹)尾部外形对火箭发动机水下点火推力峰值的影响,本文数值模拟了不同尾部外形情况下火箭发动机水下点火后的工作状态.

1 数学模型

计算中所采用的运载器尾部外形参照了“飞鱼”运载器的外形(如图1所示),简化后的尾部外形和燃气泡位置如图2和图3所示,尾部收敛段母线与轴线所夹的半锥角为 β .

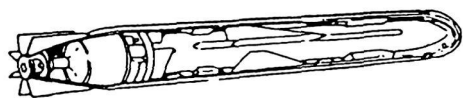


图1 “飞鱼”运载器
Fig. 1 Outline of missile

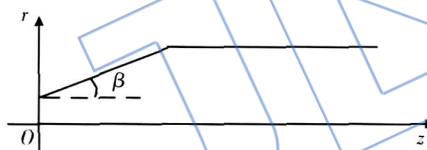


图2 尾部收敛段示意图
Fig. 2 Schematic of missile tail

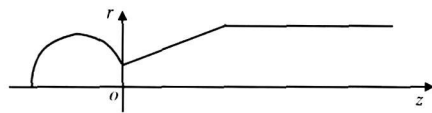


图3 燃气泡位置示意图
Fig. 3 Schematic of bubble

1.1 燃烧室气体压力、温度控制方程

假定燃气为理想、完全气体,并假定燃烧室内燃气密度均匀分布,由质量守恒得到燃气压力控制方程为

$$\rho_p V_p - M = \frac{p V_p}{R_g T} + \frac{V}{R_g} \left[\frac{1}{T} \frac{dp}{dt} - \frac{p}{T^2} \frac{dT}{dt} \right] \quad (1)$$

式中 p 、 V 、 T 分别为燃气压力、燃烧室自由容积、燃气温度, ρ_p 为药柱密度, V_p 为单位时间药柱燃烧的体积, M 为喷管质量流量, R_g 为气体常数.由

能量守恒得

$$\frac{dT}{dt} = \frac{\frac{q V_p}{C_v} + \gamma(V_p T_p - M T)}{\rho V} \quad (2)$$

式中, q 为药柱放热量, T_p 为药柱初温, γ 为比热比, C_v 为气体定容比热容.

1.2 燃气泡压力、半径控制方程

对燃气泡采用球形气泡模型^[12],把燃气泡考虑成球形等压滞止泡.燃气泡半径控制方程为

$$R_b \frac{d^2 R_b}{dt^2} + \frac{3}{2} \left(\frac{dR_b}{dt} \right)^2 = \frac{p_b - p_0 - \rho_w g H}{\rho_w} \quad (3)$$

式中 R_b 为燃气泡半径, p_b 为燃气泡压力, p_0 为大气压, H 为水深, ρ_w 为水密度.

燃气泡压力控制方程为

$$\frac{dp_b}{dt} = - \frac{3}{R_b^2} p_b \frac{dR_b}{dt} + \frac{MR_g T}{\frac{4}{3} \pi R_b^3} \quad (4)$$

1.3 喷管流量计算

喷管背压即为燃气泡压力 p_b ,当背压 p_b 小于喷管临界压力 p_b^* 时,喷管质量流量 M 为

$$M_{p_b < p_b^*} = \left(\frac{\gamma}{R_g} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \frac{p}{\sqrt{T}} A_t \quad (5)$$

式中 A_t 为喷管喉部截面积.当背压 p_b 大于喷管临界压力 p_b^* 时,喷管质量流量为

$$M_{p_b > p_b^*} = A_b \frac{p}{\sqrt{R_g T}} \left(\frac{p_b}{p} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_b}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (6)$$

式中 A_b 为喷管出口截面积.

1.4 推力计算

运载器受到的推力为

$$F = M V_e + A_b (p_e - p_{w0}) + \int_{A_s} (p_s - p_{w0}) dA \cdot \cos \beta \quad (7)$$

其中 V_e 是喷管出口处速度, p_e 是喷管出口处压力, A_b 为喷管出口截面积, p_s 为导弹尾部所受到的水压力, A_s 为导弹尾部与水接触的受力面积, p_{w0} 为导弹水深处静压.

由于运载器尾部与球形气泡球心不同距离处受到的压力不同,距球形燃气泡球心 L 处的压力 $p_s = p_s(L)$ 采用下式计算^[13]

$$\frac{p_s}{\rho_w} = \frac{p_{w0}}{\rho_w} - \frac{1}{2} \left(\frac{R_b^2 \dot{R}_b}{L^2} \right) + \frac{2R_b^2 \ddot{R}_b + R_b^2 \dot{R}_b}{L} \quad (8)$$

式中, R_b 和 $\dot{R}_b$ 分别为燃气泡膨胀的速度和加速度.通过(8)式计算出运载器尾部距气泡球心不同距离处所受到压力,由(7)式对运载器尾部与水接

触部分积分,即可计算出运载器所受推力.

2 计算结果与分析

选取药柱放热量 $q=5\,000\text{ kJ/kg}$, 药柱初温 $T_p=300\text{ K}$, 药柱密度 $\rho_p=1\,800\text{ kg/m}^3$, 气体常数 $R_g=368\text{ m}^2/\text{s}^2\cdot\text{K}$, 大气压 $p_0=0.1\text{ MPa}$, 水深 $H=50\text{ m}$, 比热比 $\gamma=1.2$, 喷管喉部截面积 $A_t=0.004\text{ m}^2$, 出口截面积 $A_b=0.02\text{ m}^2$. 通过数值求解研究了不同半锥顶角 β 对推力峰值、尾部压力分布以及推力波动特性的影响.

2.1 半锥顶角 β 对推力峰值的影响

图 4 是半锥顶角 β 分别为 $15^\circ, 30^\circ, 60^\circ$ 时火箭发动机水下点火后, 运载器(或导弹)所受推力随时间的变化. 从图中可以看到, 火箭发动机水下点火后, 推力迅速上升, 且半锥顶角 β 越大时, 推力上升的速度越快, 三种半锥顶角情况下推力几乎在同时达到峰值. 从图中可以看到, 半锥顶角 β 越大时, 推力峰值越高, 半锥顶角为 60° 时的推力峰值约为 15° 时推力峰值的 1.7 倍. 推力在达到峰值后回落, 并逐渐趋于稳定工作推力, 三种半锥顶角情况下稳定工作推力相差很小.

从前面的计算结果可以看到, 半锥顶角 β 的变化对推力峰值的影响很大. 我们通过计算研究了推力峰值随半锥顶角 β 的变化. 如图 5 所示, 半锥顶角 β 为 90° 时, 推力峰值约为 270 kN , 是正常工作推力(约 40 kN) 6.7 倍. 当半锥顶角 β 由 90° 逐渐下降(半锥顶角 β 为 90° 相当于尾部为圆柱体), 推力峰值也随之缓慢降低; 当 β 下降到约 45° 后, 随着 β 的减小, 推力峰值呈加速下降状态, 半锥顶角 β 下降到 10° 时, 推力峰值下降到了约 130 kN , 为正常工作推力的大约 3.2 倍. 因此, 为减小火箭发动机水下点火时的推力峰值, 在设计运载器(或导弹)外形时尾部收敛段应尽量采用较小的半锥顶角.

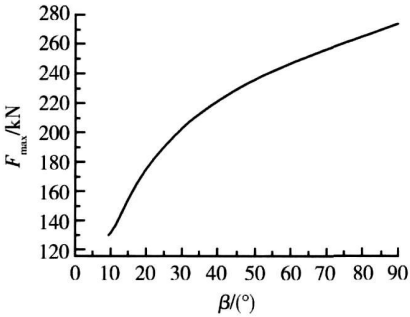


图 5 推力峰值随半锥顶角 β 的变化

Fig. 5 Thrust peak as a function of half cone angle

2.2 半锥顶角 β 对运载器尾部压力分布的影响

由公式(8), 尾部收敛段与燃气泡中心距离不同则受到的压力也不同. 通过计算我们研究了推力达到峰值时以及推力回落到正常工作推力附近时, 不同半锥顶角情况下尾部收敛段压力分布. 如图 6 所示, AD, BD, CD 分别对应半锥顶角 β 为 $15^\circ, 30^\circ, 60^\circ$ 时尾部收敛段母线. 图 7 和图 8 分别为 AD, BD, CD 上, 推力达到峰值时刻和推力回落到正常工作推力附近时的压力分布比较. 从图 7 中可以看到, 推力达到峰值时, 三种半锥顶角情况下尾部收敛段压力分布均变化较大, AD, BD, CD 段上压力分别由 3.6 MPa 下降到 $1.5, 1.8, 2.3\text{ MPa}$. 推力回落后, 三种半锥顶角情况下尾部收敛段压力分布均变化较小, AD, BD, CD 段上受到的压力为 0.63 MPa 左右.

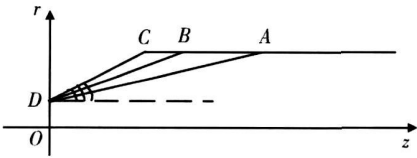


图 6 三种不同半锥顶角时收敛段示意图

Fig. 6 Schematic of convergent segment at different half-cone-angle

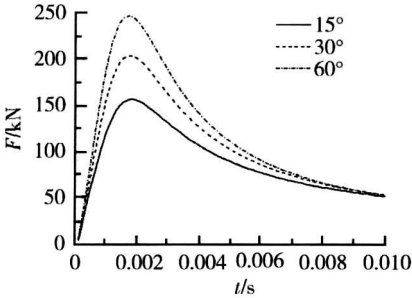


图 4 不同半锥顶角 β 时推力随时间变化比较

Fig. 4 Thrust as a function of time at different half cone angle

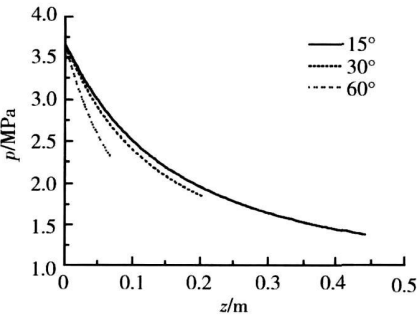


图 7 推力达到峰值时尾部压力分布比较

Fig. 7 Pressure distribution on the tail when thrust reach peak value

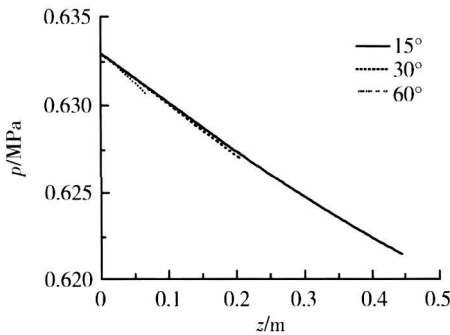


图 8 推力回落到稳定推力后尾部压力分布比较
Fig. 8 Pressure distribution on the tail when thrust return to normal value

2.3 半锥顶角 β 对推力波动特性的影响

推力由峰值回落后, 将围绕中心值上下波动^[7]. 为研究半锥顶角 β 对推力波动特性的影响, 我们计算了半锥顶角 β 为 15° , 30° , 45° 时推力随时间的变化. 图 9 显示, 不同半锥顶角时的推力由峰值回落后, 几乎重合在一起, 半锥顶角 β 对推力波动特性影响很小.

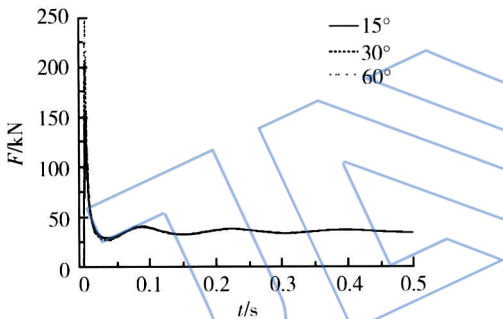


图 9 不同半锥顶角 β 时推力随时间变化
Fig. 9 Thrust as a function of time at different half cone angle

3 结 论

利用球形气泡模型, 通过数值求解研究了运载器(或导弹)尾部外形对火箭发动机水下点火时推力峰值、尾部压力分布以及推力波动特性的影响, 并得到以下结论:

- 1) 半锥顶角的变化对推力峰值影响较大, 当半锥顶角大于 45° 时, 随着半锥顶角的减小, 推力峰值缓慢下降, 当半锥顶角小于 45° 时, 推力峰值随着半锥顶角的减小而加速下降;
- 2) 半锥顶角的变化对推力火箭发动机水下点火后推力达到峰值的时刻影响较小;
- 3) 推力达到峰值时, 不同半锥顶角情况下尾部收敛段上压力分布变化都较大, 而推力回落到

正常工作推力时, 不同半锥顶角情况下尾部收敛段上压力分布变化都较小;

4) 半锥顶角对推力波动特性影响很小.

参考文献:

[1] 王宝寿, 许晟, 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 Sheng, YI Shuqun, et al. Test studies of underwater thrust vector control performance [J]. Journal of Ship Mechanics, 2000, 4(5): 9-15.

[2] 王聪, 王学孝, 徐世昌, 等. 潜射导弹运动特性的分析与测试 [J]. 导弹与航天运载技术, 2002(2): 1-4.
WANG Cong, WANG Xuexiao, XU Shichang, et al. Analysis and testing on dynamic property of submarine launched missile [J]. Missiles and Space Vehicles, 2002 (2): 1-4.

[3] 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(4): B124.
LU Chuanjing, CHEN Fang, FAN Hong, et al. The fluid dynamic research on the under-water ignition of missile [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13 (4): B124.

[4] 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(3): 19-24.
HUANG Jianchun, YE Qu yuan, ZHU Shiquan. Gas-water dynamic calculation for the underwater ignition of a missile at different depths [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1994, 11(3): 19-24.

[5] 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(3): 1-7.
WANG Cheng, YE Qu yuan, HE Yousheng. Calculation of an exhausted gas cavity behind an under water launched missile [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1997, 14(3): 1-7.

[6] 单雪雄, 杨荣国, 叶取源. 具有推力矢量控制系统的流体导弹流体动力 [J]. 上海交通大学学报, 2001, 35(4): 625-629.
SHAN Xuexiong, YANG Rongguo, YE Qu yuan. Fluid forces on a missile with control system of vectorial thrust [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2001, 35 (4): 625-629.

[7] 张有为, 王晓宏, 杨举贤. 利用球形气泡模型研究导弹水下点火瞬间的推力状况 [J]. 水动力学研究与进展, 2005, 20(5): 636-640.
ZHANG Youwei, WANG Xiaohong, YANG Juxian. Study on the working thrust for the missile launching under water using the spherical bubble model [J]. Journal of Hydrodynamics, 2005, 20(5): 636-640.

[8] 张有为, 王晓宏. 导弹水下点火推力峰值问题的数值研究 [J]. 应用力学学报, 2007, 24(1): 298-301.
ZHANG Youwei, WANG Xiaohong. Numerical research on thrust peak for missile launching underwater [J]. Chi

nese Journal of Applied Mechanics, 2007, 24(1): 298-301.

[9] 张有为, 王晓宏, 杨举贤. 嵌金属丝端燃药柱燃烧过程的数值研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 4-8.

ZHANG Youwei, WANG Xiaohong, YANG Juxian. Numerical study for end-burning solid motor embedded with wire[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 4-8.

[10] 张有为, 王晓宏. 嵌金属丝端燃药柱固体发动机水下点火数值模拟研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(1): 30-33.

ZHANG Youwei, WANG Xiaohong. Study on numerical simulation of underwater launch for end-burning grain solid motor with embedded wire[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(1): 30-33.

[11] 倪火才. 潜载飞航导弹发射技术的发展[J]. 舰载武器, 1997, 4: 7-16.

NI Huocai. Development of submarine launched missile technology[J]. Shipborne Weapons, 1997, 4: 7-16.

[12] 王晓宏, 陈义良, 李潜, 等. 导弹水下发射时喷管的气体流动[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 61-64.

WANG Xiaohong, CHEN Yiliang, LI Qian, et al. Nozzle flows of the missile launching under water[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 61-64.

[13] 清华大学工程力学系. 流体力学基础[M]. 北京: 机械工业出版社, 1982.

