

固体火箭发动机流体喉部推力矢量特性

李 博¹, 于新宇², 谢 侃¹, 郭常超¹, 魏志军¹, 王宁飞¹

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

2. 中国航天科技集团公司 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对采用水作为二次流工质的流体喉部进行了冷流实验及数值模拟研究. 研究了该种固体火箭发动机流体喉部的一般规律, 包括不同二次流射流方式, 不同二次流流量下流体喉部的扼流性能, 推力偏角及推力效率, 数值模拟及实验结果吻合较好. 结果表明: 扼流性能与二次流的注射位置、注射角度及流量比有关, 且随二次流/主流流量比的增大而增大. 喉部二次流喷射能有效的调节有效喉部面积进而调节推力大小, 当流量比为 0.4 时, 最大有效喉部面积比为 0.8; 扩张段二次流喷射能有效调节推力方向, 当流量比为 0.4 时, 最大推力偏角为 20°; 喉部二次流与扩张段二次流入射位置存在相位差可有效降低喉部与扩张段二次流干扰.

关 键 词: 固体火箭发动机; 流体喉部; 二次流; 推力矢量; 计算流体动力学 (CFD)

中图分类号: V435⁺.23

文献标志码: A

Thrust vectoring features about fluidic throat for solid rocket motor

LI Bo¹, YU Xin-yu², XIE Kan¹, GUO Chang-chao¹,

WEI Zhi-jun¹, WANG Ning-fei¹

(1. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: A cold-flow experiment and numerical simulation research were performed on the fluidic throat using water as working fluid. The general rules of the fluidic throat for solid rocket motor were studied, including the injection styles choke performance, the thrust angle and the thrust performance of the fluidic throat under different conditions of secondary flow injection styles and secondary flow ratio. Numerical simulations were in good agreement with experimental results. Results show that, the choke performance is related to the point, angle and flow ratio of secondary injection. Meanwhile, the choke performance will be better with the increase of the flow ratio of the secondary flow and main flow. Secondary injection of the nozzle throat can effectively regulate the effective throat area which contributes to the thrust magnitude. When the flow ratio is 0.4, the maximum effective throat area ratio is 0.8. Secondary injection at the divergent section can regulate the thrust direction effectively. When the flow ratio is 0.4, the maximum thrust angle is 20°. The phase difference of the throat injection and divergent section injection is used for reducing the interference from throat and divergent segment.

Key words: solid rocket motor; fluidic throat; secondary flow; thrust vector; computational fluid dynamics(CFD)

为了提高导弹机动性和突防能力,作为动力装置的发动机要求具有更强的推力实时调节能力.通过改变喷管喉部面积来调节推力是固体火箭发动机推力调节技术的一个研究分支,目前多采用机械的喉栓移动来改变喉部面积^[1-2].流体喉部(fluidic nozzle throat, FNT)是一种通过改变喷管有效喉部面积的来调节推力的方案,它注射二次流到发动机喉道附近的主流中,主流和二次流发生相互作用,从而改变喷管声速面的位置、形状及大小^[3-6].同时,在实际应用中,流体喉部还可以和二次流注射矢量控制(throat vector control, TVC)相结合^[7],使二次流注射的流体喉部系统既能进行推力的大小控制,也能进行推力的矢量调节,极大的提高系统的应用效率.这时候喷管中喉部和扩张段处上的喷嘴会同时存在射流,如果喷射参数设计不合理,两股射流会存在较强的干涉和扰动,影响二次流推力矢量的控制能力^[8-9].因而在上述固体火箭发动机流体喉部喷管中存在射流干涉的工况下,如何兼顾喷管的喉部面积控制性能和激波诱导矢量控制的性能是固体火箭发动机流体喉部喷管技术中面临的一个工程难题.本文通过数值模拟及冷流实验对二次流工质为水时,激波诱导与 FNT 相结合后,喷管的推力大小及方向调节规律,以及喉道倾斜同激波诱导组合控制方案的基本规律进行研究.冷流实验系统简单,成本低,可以做大量重复实验,所得结果与数值模拟进行理论分析可为热试实验提供参考.

1 流体喉部原理

流体喉部是通过在喷管喉部注入二次流,使二次流与主流相互作用,形成一个比喷管几何喉部更小的流通区域,重新建立一个喷管喉部从而改变发动机燃烧室压强,进而改变发动机推力.图 1(a)为逆向喷射时流体喉部示意图.

适合 FNT 喷管主流偏转产生侧向力的二次流喷射机制有两种,一是在喉部引入非对称二次流,使声速面在亚声速区产生偏转,同时实现流量控制和推力矢量控制.另一种是在喷管扩张段喷入二次流产生激波诱导,从而使主流偏转,从而实现推力矢量控制^[10-11].如图 1(b)及图 1(c)所示.

对流体喉部扼流性能的描述引入有效喉部面积 $\tilde{A}_t$,其定义如下^[12]:

$$\tilde{A}_t = \frac{\dot{m}_o \sqrt{R_o T_{c,o}}}{p_{c,o} \Gamma} \quad (1)$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

式中 γ 为气态工质的比热比; R_o 为主流工质的气态常数; $\dot{m}_o$ 为主流流量; $p_{c,o}$, $T_{c,o}$ 分别为主流集气室内的总压和总温.

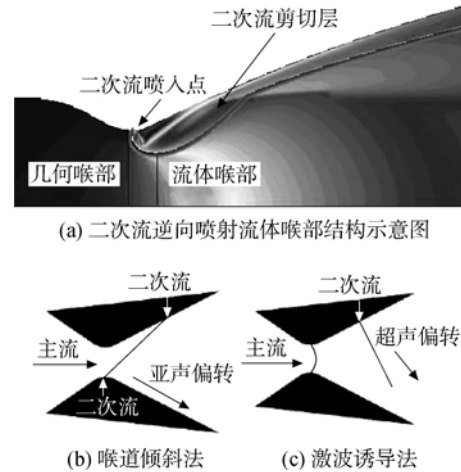


图 1 流体喉部推力矢量技术原理示意图

Fig. 1 Schematic of fluidic throat thrust vectoring technology

有效喉部面积与喷管喉部几何面积的比值为流体喉部有效喉部面积比.它是表征流体喉部推力调节能力的重要参数.比值越小,调节能力越强.

此外, FNT 喷管的有效喉部面积比与二次流、主流的流量比 $f_1 = \dot{m}_s / \dot{m}_o$ 有关,定义修正流量参数如下^[13]:

$$w = \dot{m} \sqrt{T_c} \quad (3)$$

则

$$\frac{w_s}{w_o} = \left(\frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_o} \right)_{\text{cold flow}} \quad (4)$$

采用修正流量可以将冷流实验结果推广到主流、二次流不同温度的情况.在冷流实验中二次流、主流的总温一样,因而有修正流量比和实际流量比相等.

TVC 的侧向力大小和性能通常用侧向力 F_n 与轴向力 F_a 之比的正切值 θ 表示, θ 为推力偏角(单位:°).定义如下:

$$\theta = \text{tg}^{-1} \left(\frac{F_n}{F_a} \right) \quad (5)$$

推力的效率定义如下:

$$\eta = \frac{F_{s,o}}{F_o} \quad (6)$$

式中 $F_{s,o}$ 为发动机二次流与主流均喷入时产生的推力, F_o 为主流产生的推力.

2 实验系统及发动机

2.1 实验系统

实验采用冷流实验方式. 实验供气系统如图2所示. 实验中使用的主流和二次流工质都为高压空气. 主流和二次流的流量由各管路上的声速喷嘴限定, 实验前对声速喷嘴进行标定. 实验过程中测量6路压强数据(压力传感器量程为10 MPa): 二次流声速喷嘴前、后压强记为 p_5 和 p_4 ; 主流声速喷嘴前、后压强记为 p_3 和 p_6 ; 二次流集气室内压强记为 p_2 ; 主流集气室内压强记为 p_1 . 这样实验中二次流与主流的流量比 $f = \dot{m}_s / \dot{m}_o$ 可由 p_5 和 p_4 和相应的声速喷嘴标定曲线共同确定.

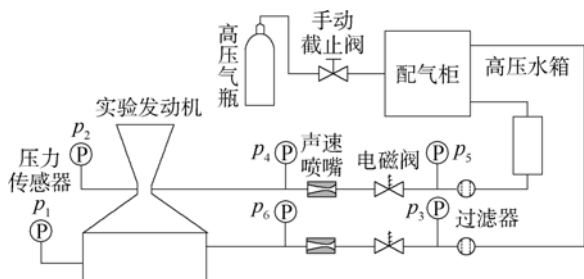


图2 冷流实验供气系统

Fig. 2 Experiment air supply system of cold-flow

实验时序为: 在0s时刻, 主流电磁阀先打开, 主流通入气体5s后二次流电磁阀打开, 二次流通入气体3.5s后二次流电磁阀关闭, 再经3s主流电磁阀关闭, 采集时间为15s. 在主流流量一定的情况下(由声速喷嘴限定), 通过固定 p_5 , 改变 p_4 得到一系列不同的流量比 f .

实验台架采用立式六分力测试台, 实验台如图3所示. 实验前对六分力台进行标定, 测量 x , y , z 三个方向6个力, 从而获得发动机的轴向力 F_a 和侧向力 F_n , 并得到推力偏转角. 结合流量比获得推力矢量效率 K_{va} . 六分力测量原理见参考文献[14-15].

2.2 实验发动机

冷流实验发动机参考某气动喉部热试发动机的结构设计得到. 发动机外形尺寸见图4, 主喷管几何参数为: 喉部直径为9.6 mm, 喷管出口直径为17.1 mm, 收敛半角和扩张半角分别为45°和30°, 扩张比约为3.17, 主流设计压强为2 MPa, 理论设计推力为200 N. 喷管喉部为可更换件. 接头设计成对称形式, 防止入射时对发动机产生侧向干扰, 二次流同理. 实验考察了二次流喉部逆向喷

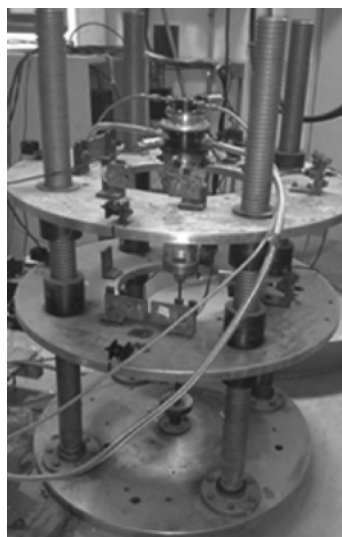


图3 六分力推力架

Fig. 3 Six-component thrust frame

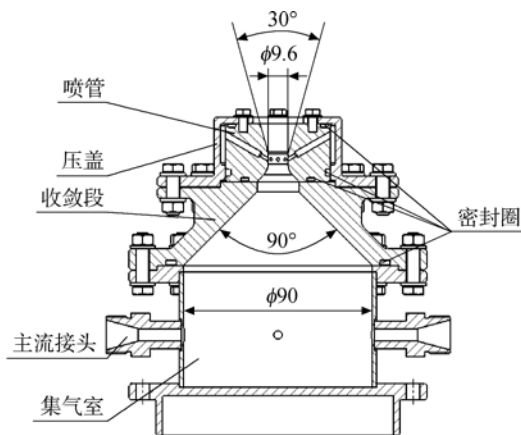
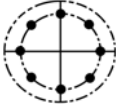
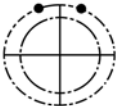


图4 实验发动机示意图(单位:mm)

Fig. 4 Schematic of experiment motor (unit:mm)

射, 扩张段单独喷射, 及喉部和扩张段不同组合喷射, 具体喷射方案见表1. 表中示意图, 外圈表示扩张段开口位置, 内圈表示喉部开口位置. 对于喉部和扩张段同时存在喷口时, 除方案6外, 前后两组喷嘴存在相位差, 相位差为22.5°. 冷流实验中, 发动机的密封至关重要, 零件6为O形圈密封件, 根据密封手册, 选用密封件. 实验前通入10 MPa气压对实验发动机进行密封实验, 实验表明, 发动机密封结构安全可靠, 可以满足冷流实验要求. 表中, 喷嘴的位置用无量纲方法表示为 D_i / D_t , 其中 D_i 为喷射孔中心距内喷管喉部的距离, D_t 为喷管几何喉部直径(负号表示喷射位置位于喉部上游). 定义二次流与主流的夹角为入射角, 记为 α , 如图5所示. 图中, 以几何喉部中点为坐标原点 O , r 为半径方向坐标轴, x 为喷管下游方向, R_t 为喷管几何喉部半径.

表 1 二次射流方式
Table 1 Secondary flow injection styles

喷管序号	二次流 入射角 $\alpha/(\circ)$	二次流与主流 喉部面积比	扩张段注射位置 D_i/D_t	二次流喷射位置 分布示意图	二次流喷嘴喉部 直径/mm(个数)
1	60	喉部 0.15	0		喉部 1.52(8)
2	90	扩张段 0.10	0.9		扩张段 2.15(2)
3	90	喉部 0.10 扩张段 0.10	0.9		喉部 1.75(3) 扩张段 2.15(2)
4	90	喉部 0.20 扩张段 0.10	0.9		喉部 1.52(8) 扩张段 2.15(2)
5	90	喉部 0.10 扩张段 0.10	0.9		喉部 1.75(3) 扩张段 2.15(2)
6	90	喉部 0.10 扩张段 0.10	0.9		喉部 1.75(3) 扩张段 3(1)

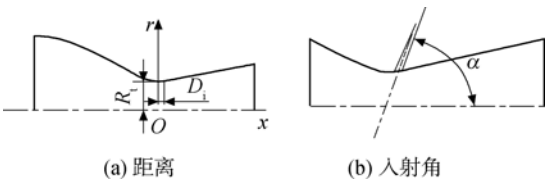


图 5 符号定义示意图
Fig. 5 Schematic of definition of symbols

3 数值计算模型

根据上文工况,分别对各工况进行实验,实验时,设定主流初始压力值,通过调节二次流压力获得不同流量比,研究不同流量比下,各喷管的有效喉部面积比、推力偏角及推力效率。

之后根据实验所获得的各流量比下,各喷管二次流喷射后燃烧室及二次流稳态压强,设定数值模型相应的主流和二次流入口压强,获得稳态下的各喷管数值模拟结果。

数值计算模型为对冷流实验发动机在上述 6 种工况下的三维简化模型。二次流喷嘴采用圆孔

型喷嘴,喷入工质为水。模型主喷管几何参数为:喉部直径为 9.6 mm,喷管出口直径为 17.1 mm,收敛半角和扩张半角分别为 45° 和 30° ,扩张比约为 3.17,二次流喷嘴面积与主喷管几何喉部面积比见表 1。

计算时,流动为准定常流动,气相介质为理想系统,壁面绝热,不考虑流动与外界的热交换,同时忽略重力等相关因素。由于本计算模型为多相流相互作用模型,故采用 volume of fluid (VOF) 模型,VOF 方法适于计算空气和水这样不能互相参混的流体流动,比如射流破裂过程、大型气泡在液体中的运动、大坝溢流以及追踪气液自由表面的问题^[16]。计算中 VOF 方法的限制是必须使用分离求解器,只有一种物相可以是可压缩流体。雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程中对流项采用 2 阶迎风格式,黏性项采用中心差分离散,湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 模型^[17-18],设定气相可压缩,液相不可压缩。网格主要采用结构网格,网格数量约为 24 万。计算模型如图 6 所示。



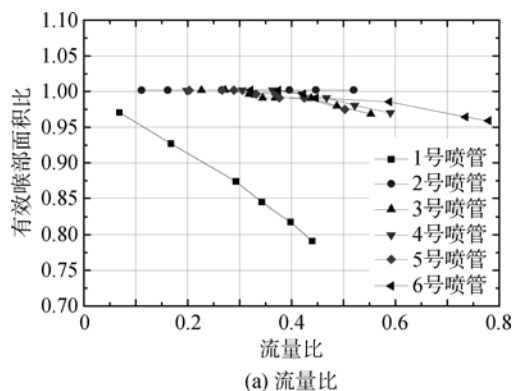
图6 计算模型网格

Fig. 6 Grids for calculation model

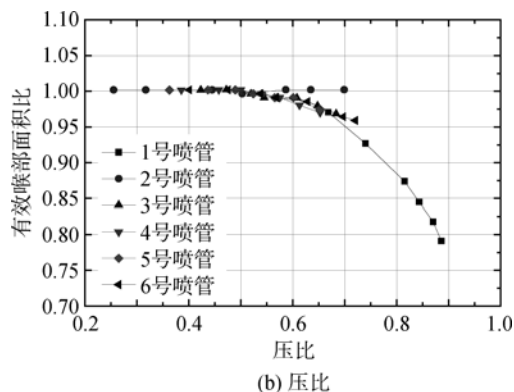
4 实验结果与数值结果对比分析

4.1 有效喉部面积比

二次流通入时,由实验获得6种二次流注射方案的有效喉部面积比如图7所示.从流量比曲线看,1号喷管的流量比对有效喉部面积比影响显著,有效喉部面积比随流量比的增加而降低.2号喷管对有效喉部面积比几乎没有影响.其他喷管介于这两者之间,但总体影响较小.同样,对于压比曲线,2号喷管的有效喉部面积比不随压比



(a) 流量比



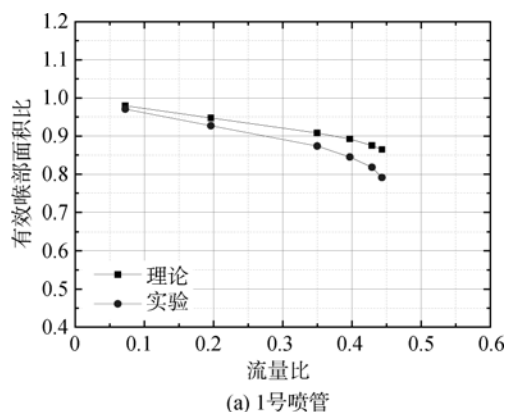
(b) 压比

图7 有效喉部面积比

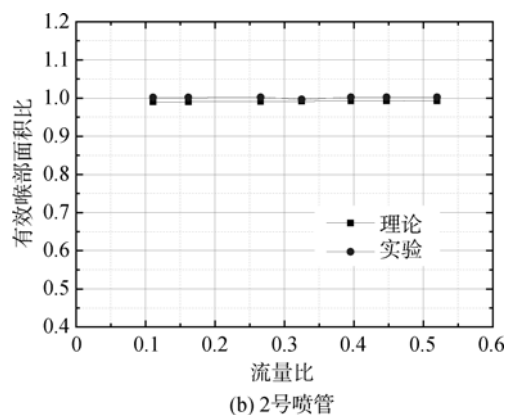
Fig. 7 Effective throat area ratio

变化而变化.其他各喷管随压比增大而减小.可见,在扩张段喷射二次流不能形成流体喉部.另外,1号喷管和4号喷管均在喉部有均布二次流射入,但由于1号喷管为逆向喷射,更有利于流体喉部的形成,从而对推力调节更为有效.

图8中对比典型喷管的实验数据和数值模拟数据,两者基本吻合,由于实验喷管存在加工误差,测量误差等因素,两者存在一定误差,最大误差为10%.



(a) 1号喷管



(b) 2号喷管

图8 有效喉部面积比的数值模拟与实验结果对比

Fig. 8 Comparison of simulation result with experiment result of effective throat area ratio

4.2 推力偏角

对比图9液态二次流的推力偏角图.1号喷管不会产生推力偏角,其他喷管推力偏角随流量比及压比增大而增大.2号喷管产生推力偏角的效果最好,6号喷管最差.4号喷管较3号、5号喷管的推力偏角较小.

如图10中,1号、3号典型喷管的推力图可看出,轴向推力和侧向推力的数值模拟结果均与实验数据相吻合,可以证明,数值模拟能较好的模拟二次流工质为水时流体喉部的特性.

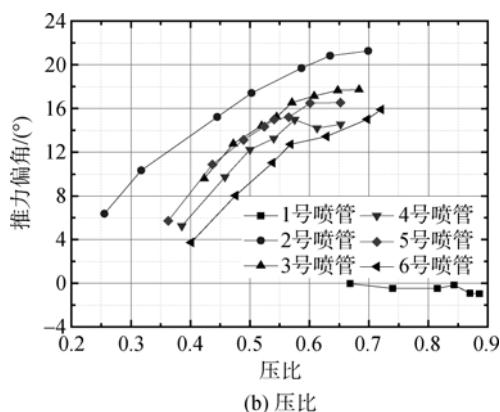
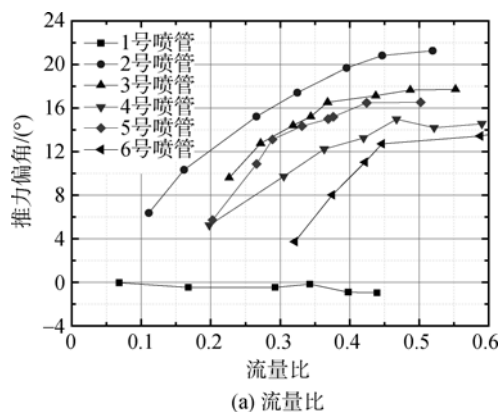


图9 推力偏角

Fig. 9 Thrust angle

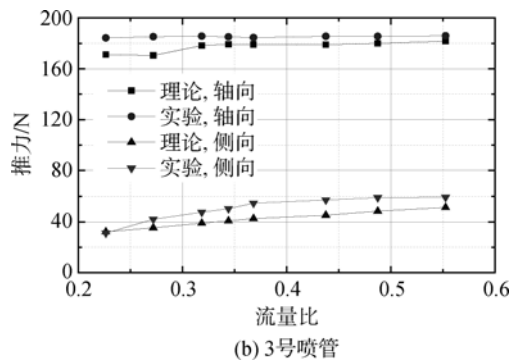
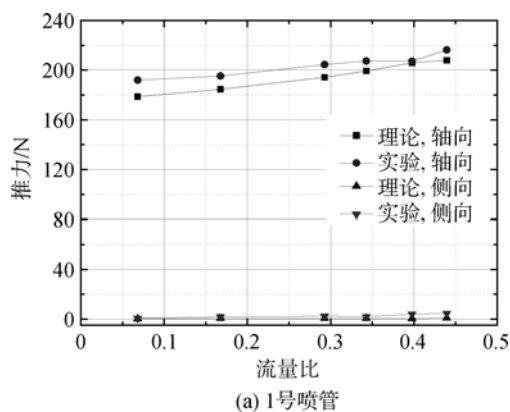


图10 推力的数值模拟与实验对比结果

Fig. 10 Comparison of simulation result with experiment result of thrust

4.3 推力效率

如图11所示,在相同流量比下,1号喷管的推力效率最高,2号、3号、5号喷管较为接近,而4号喷管较差,最差的为6号喷管.而在相同压比下,2号喷管效率最高,其次是3号、4号、5号喷管,1号喷管最差,但增长率最大.可见,1号喷管要实现推力调节需要的二次流压力较高,但在较小的压力范围内就可以实现较大的推力调节.6号喷管与3号喷管结构类似,但6号喷管的效率明显低于3号喷管,可见由于6号喷管扩张段开孔位于喉部开口正后方,使得前后二次流发生干扰,降低了效率.总体而言,3号、5号喷管的效率最高.

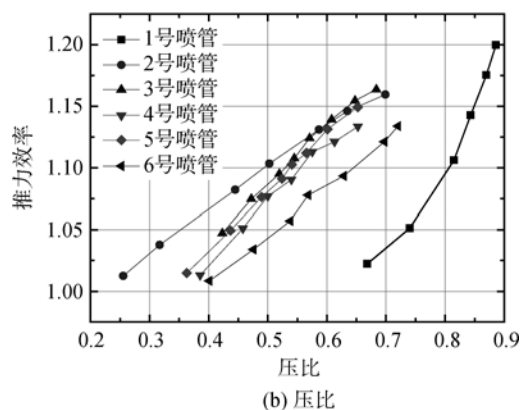
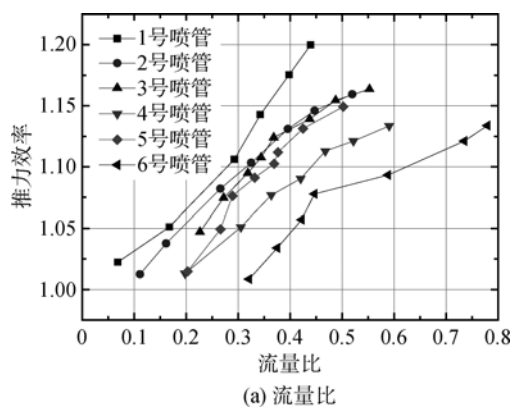


图11 推力效率

Fig. 11 Thrust efficiency

5 流体喉部内流场分析

5.1 压强分布

根据流体喉部数值模拟结果,对比1号、3号喷管的压强分布图,可以看出,1号喷管由于喉部二次流为对称喷入,内流场压强成轴对称分布.3号喷管由于二次流在喉部和扩张段均非对称喷

入,喷管内流畅压强成非对称分布,形成了对喉部的单侧挤压.如图12所示,无论喉部二次流是否对称喷射,都会形成新的流体喉部.

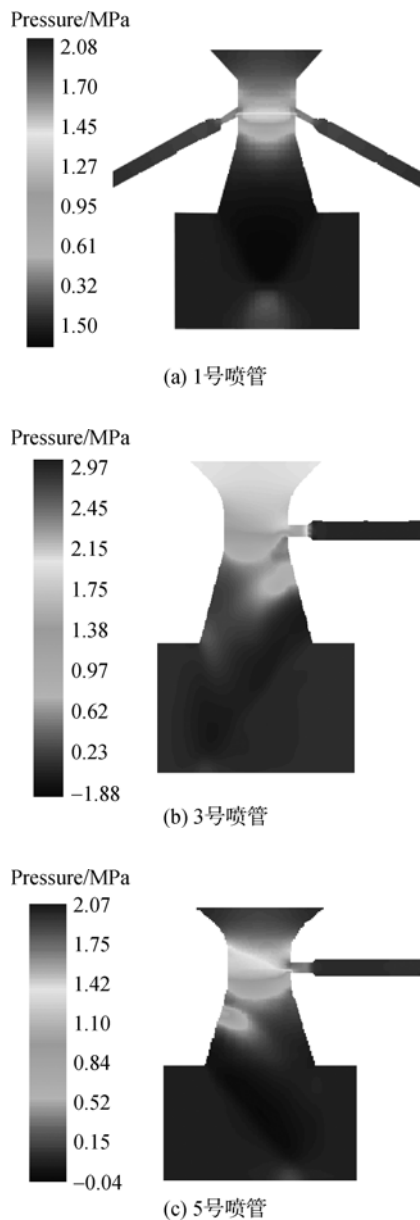


图12 压力分布图

Fig. 12 Pressure distribution

5.2 流速分析

如图13所示,图13(a)~图13(c)分别为1号、3号、5号喷管的马赫数分布云图.图13(a)中可看出,1号喷管由于喉部二次流的喷入,喉部面积相对喷管的几何面积减小且声速面后移,形成流体喉部.图13(b)中3号喷管的声速面由于二次流的非对称喷入发生明显偏转,是流场随之产生偏转,对比图13(c)可以发现,由于3号、5号喷管在扩张段二次流的喷射方向相反,使得流场最

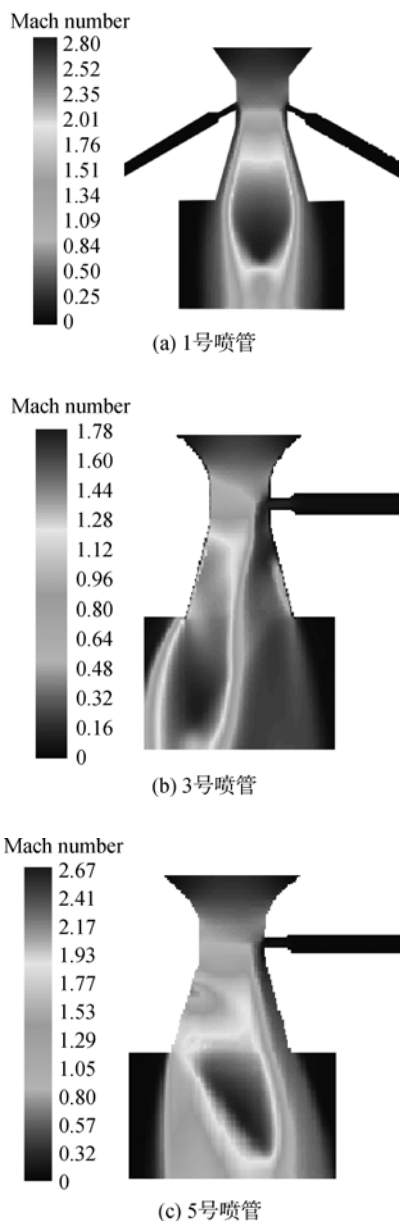


图13 马赫数分布云图

Fig. 13 Mach number distribution

终的偏转方向相反.因此流体喉部矢量控制主要取决于扩张段二次流的喷射方向.

6 结论

本文通过对流体喉部喷管进行二次流工质为水的冷流实验及数值模拟,获得了如下结论:

1) 流体喉部喷管的有效喉部面积随二次流与主流流量比的增加而减小,喉部二次流逆向喷射更有利于流体喉部的形成,并且进行较小的压力调节就可以实现推力的大范围调节.扩张段二次流对流体喉部的形成无影响,但对推力偏转其主要作用.

2) 对于液体二次流,不同喉部与扩张段二次

流喷射组合具有不同的推力矢量调节特性. 如要求发动机主要实现较大的推力调节,可主要采用1号喷管方案;如主要实现推力矢量调节,可采用2号喷管,如同时具备两种特性,最佳方案为3号、5号喷管.

3) 喉部二次流与扩张段二次流存在相互影响,当扩张段喷嘴于喉部喷嘴处于同一轴线上时,前后二次流干扰显著,降低推力调节效率. 喷嘴位置相错可有效降低前后喷嘴干扰,提高效率.

4) 将数值模拟结果与实验结果相对比,两者结果基本吻合,验证了数值模拟的可靠性,可通过数值模拟研究流体喉部内流场的一般规律及特性.

参考文献:

- [1] Napier J, Garman V. Controllable solid propulsion for launch vehicle and spacecraft application[R]. Valencia: The 57th International Astronautical Congress, 2006.
- [2] 李娟, 李江, 王毅林, 等. 喉栓式变推力发动机性能研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 505-509.
LI Juan, LI Jiang, WANG Yilin. Study on performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 505-509. (in Chinese)
- [3] 谢侃, 刘宇, 王小白. 固体火箭发动机流体喉部的两相流数值模拟[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 56-60.
XIE Kan, LIU Yu, WANG Yibai. Simulation for the two-phase flow aerodynamic throat of solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 56-60. (in Chinese)
- [4] Richard J Z. Thrust vector control by liquid injection for solid propellant rockets[R]. AIAA 75-1225, 1975.
- [5] Berdoyes M. Hot gas thrust vector control motor[R]. AIAA 92-3551, 1992.
- [6] Green C J. Liquid injection thrust vector control[J]. AIAA Journal, 1963, 3(1): 573-578.
- [7] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2603, 1995.
- [8] Ali A, Rodriguez C G, Neely A J, et al. Combination of fluidic thrust modulation and vectoring in a 2D nozzle[R]. AIAA-2012-3780, 2012.
- [9] 谢侃, 刘宇, 王小白. 固体火箭发动机流体喉部喷管技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [10] 张建华, 谢侃. 流体喉部喷管二次流矢量控制方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 309-313.
ZHANG Jianhua, XIE Kan. Secondary flow thrust vector control study for fluidic throat nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 309-313. (in Chinese)
- [11] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于二次流喷射控制推力矢量喷管的实验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273-278.
QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. A study on the two-dimensional thrust vectoring nozzle with secondary flow injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 273-278. (in Chinese)
- [12] Baruzzini D, Domel N, Miller D N, et al. Pulsed injection flow control for throttling in supersonic nozzles: a computational fluid dynamics design study [R]. AIAA-2007-4215, 2007.
- [13] 谢侃, 刘宇, 王小白. 固体火箭发动机流体喉部非定常过程[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 103-108.
XIE Kan, LIU Yu, WANG Yibai. Unsteady process of aerodynamic throat for solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 103-108. (in Chinese)
- [14] 刘宏璇. 六分力测试方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
LIU Hongxuan. Study on six-component test methods [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008. (in Chinese)
- [15] 杜长宝, 黄莉. 固体火箭发动机推力偏心分析与试验研究[J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(5): 550-553.
DU Changbao, HUANG Li. Theoretical study and test on thrust misalignment of solid rocket motor[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2006, 30(5): 550-553. (in Chinese)
- [16] 戴得志. 基于VOF方法的气-液两相流动的数值计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
DAI Dezhi. Numerical simulation of gas-liquid two-phase flow based on VOF method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [17] 谢侃, 刘宇, 王小白. 圆孔喷嘴形成气动喉部的定常数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 924-930.
XIE Kan, LIU Yu, WANG Yibai. Steady numerical study of aerodynamic throat formed by round injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 924-930. (in Chinese)
- [18] 谢侃, 刘宇, 任军学, 等. 两相流环缝式喷管理想型面的设计方法[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(3): 223-228.
XIE Kan, LIU Yu, REN Junxue, et al. An ideal method for the two-phase ring plug nozzle design[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(3): 223-228. (in Chinese)

(编辑: 叶 青、王碧珺)