

流体喉部推力调节特性实验

郭常超¹, 于新宇², 李 博¹, 谢 侃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: 采用空气与水作为二次流工质, 进行流体喉部的冷流实验, 研究了固体火箭发动机流体喉部的推力调节特性. 分析了不同二次流工质、注射方式、注射流量下的推力响应时间、扼流性能、推力偏角和推力效率. 实验结果表明: 注射液态二次流推力响应时间更短; 扼流性能、推力偏角与二次流的注射位置及注射角度有关, 且随流量比的增大而增大; 相同的流量比下, 气态二次流的推力性能要比液态二次流的效果更好, 但提供相同的流量比, 液态二次流需要压比更小, 且流量比的调节范围更大.

关 键 词: 固体火箭发动机; 流体喉部; 二次流; 响应时间; 推力矢量

中图分类号: V23

文献标志码: A

Experiment on thrust adjustment characteristics of fluidic nozzle throat

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

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 test research of fluidic nozzle throat was performed using the gas and water as secondary flow medium to study the thrust adjustment characteristics of fluidic nozzle throat of solid rocket motor. The influence of different secondary flow mediums, injection ways and injection mass flow rates on thrust response time, choke performance, thrust angle and thrust efficiency were studied. The experimental results show that the thrust response time is shorter using liquid secondary flow; the choke performance and thrust angle are related to injection positions and injection angle of secondary flow, and increase with increasing mass flow rate ratio; under the same mass flow rate ratio, thrust performance by using gaseous secondary flow is better than that by liquid secondary flow; but liquid secondary flow needs smaller pressure ratio and larger mass flow rate ratio adjustment range when the same mass flow rate ratio is given.

Key words: solid rocket motor; fluidic nozzle throat; secondary flow; response time; thrust vector

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实时推力调节能

力, 流体喉部(fluidic nozzle throat, FNT)是一种通过改变喷管有效喉部面积来调节推力的方案,

收稿日期: 2014-11-21

作者简介: 郭常超(1989—), 男, 重庆人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail: gccbit@126.com

通讯作者: 谢侃(1982—), 男, 湖南冷水江人, 讲师, 博士, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail: xiekan@bit.edu.cn

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^[1-7]. 国外对流体喉部的研究主要集中在吸气式发动机上. 针对航空发动机,目前能做到调节 7.5% 的主流流量,控制固定喷管 25% 的有效喉部面积,流体喉部性能得到很大提高. 同时,在实际应用中,流体喉部还可以和二次流推力矢量控制(thrust vector control, TVC)相结合^[8-11],使二次流注射的流体喉部系统既能进行推力的大小控制,也能进行推力方向调节,极大地提高系统的应用效率. 英国 BAE System 公司在 2012 年资助新南威尔士大学对固体火箭发动机流体喉部的二次流推力矢量控制技术和射流干扰问题进行了初步研究^[12]. 而国内鲜有这方面的实际应用研究.

本文通过冷流实验对流体喉部的基本规律进行了探索和研究. 相对于热试,冷流工质的供给系统简单,实验成本低. 通过得到的实验数据与数值模拟和理论分析对比,为热试实验提供参考.

1 流体喉部原理

1.1 实验原理

主流和二次流的相互作用下,二次流的注射方向发生偏转,形成一个比喷管喉部更小的流通区域,主流会沿着这个流通区域膨胀,造成喷管声速面向后移动到流通区域的最小截面处. 从而引起发动机流量、燃烧室压强以及推力的改变(见图 1).

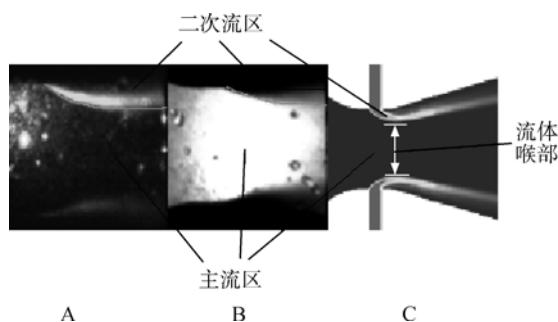


图 1 喷管流动图

Fig. 1 Nozzle flow schematic

图 1 中,是在喷管喉部直接注射液态二次流,其中 A, B 为实验高速摄影仪拍摄的图片, A 采用的激光光源, B 采用的是普通光源, C 为数值模拟得到的模拟图. 注射液态二次流后,在喷管喉部流动形成液膜,呈环状流动,进入扩张段后,随着主

流膨胀,液态二次流与主流掺混,液态二次流逐渐雾化,气液交界面逐渐模糊,最终完全喷出喷管.

1.2 相关参数

在讨论流体喉部扼流性能时,引入有效喉部面积 $\tilde{A}_t$, 其定义如下^[13-14]:

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

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

其中 γ 为气态工质的比热比; R_o 为主流工质的气体常数; $\dot{m}_o$ 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.

有效喉部面积 $\tilde{A}_t$ 与原有未注射二次流时的喉部面积 A_t 之间的比值,即后文中所考察的有效喉部面积比

$$C_d = \frac{\tilde{A}_t}{A_t} \quad (3)$$

同时,流体喉部喷管的有效喉部面积比与二次流和主流的流量比 $\dot{m}_s/\dot{m}_o$ 有关,定义修正流量参数如下^[15]:

$$w = \dot{m} \sqrt{T_c} \quad (4)$$

则修正流量比为

$$f_1 = \frac{w_s}{w_o} = \left(\frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_o} \right)_{\text{cold flow}} \quad (5)$$

采用修正流量参数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(以下统称流量比).

压比定义如下:

$$f_2 = \frac{p_s}{p_o} \quad (6)$$

通过在喷管喉部或者扩张段引入非对称二次流,从而使流体喉部喷管主流偏转产生侧向力,如图 2 所示. 喷管喉部喷入二次流使声速面在亚声速区产生偏转,实现流量控制和推力矢量控制;扩张段喷入二次流产生激波诱导,使主流偏转,从而

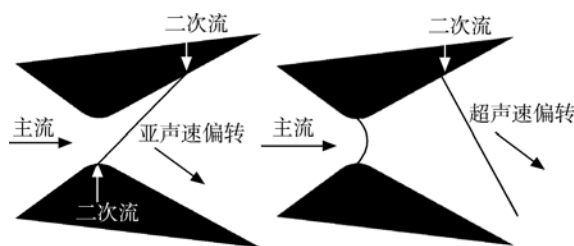


图 2 两种推力矢量控制方案

Fig. 2 Two thrust vector control schemes

实现推力矢量控制^[16]。

激波诱导推力矢量控制技术已经相对成熟,目前已在多种火箭发动机型号上使用,而本文将探讨激波诱导与流体喉部相结合后,喷管的推力大小及方向调节规律。

推力矢量控制的侧向力大小和性能通常用侧向力 F_n 与轴向力 F_a 之比的反正切值 θ 表示, θ 为推力偏角($^\circ$),定义如下:

$$\theta = \arctan \left(\frac{F_n}{F_a} \right) \quad (7)$$

推力效率定义如下:

$$\eta = \frac{F_{s,o}}{F_o} \quad (8)$$

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

流体喉部实验为冷流实验,实验系统可分为3部分,即供气系统、测控系统、发动机系统。

2.1.1 供气系统

供气系统主要为主流和二次流供应工质,实验中主流使用的工质为高压空气,气态二次流工质也为高压空气,液态二次流工质为高压水。

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,这样实验中二次流和主流的修正流量比 f_1 可由 p_5 , p_3 和相应的声速喷嘴标定曲线共同确定,压比 f_2 可由 p_2 与 p_1 的比值确定。高压水箱在二次流工质为液态的时候采用。配气柜用于调节主流和二次流的压强,以改变主流和二次流的流量。高压气瓶体积为 4m^3 ,设计压强为 10MPa 。供气系统中的管路以及各种阀门的安全压强为 15MPa ,保证实验安全。如图3所示。

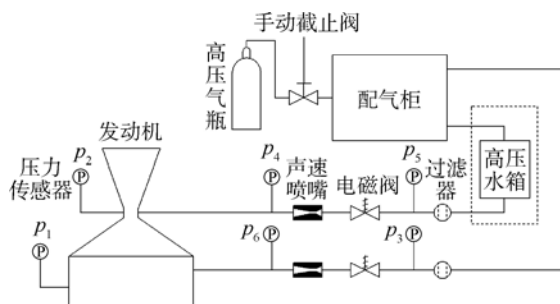


图3 供气系统图

Fig. 3 Gas supply schematic

2.1.2 测控系统

测控系统包括测试和控制系统,控制是通过两个二位二通的高压电磁阀实现的,即电磁阀控制主流和二次流的通断;测试系统包含6个通道的压强测量和6个通道的力测量。二次流声速喷嘴前、后压强 p_5 和 p_4 ,主流声速喷嘴前、后压强 p_3 和 p_6 ,二次流注射压强 p_2 ,主流集气室内压强 p_1 ;力的测量耦合在六分力测试台,如图4所示(图中标号0~5均为拉压传感器)。

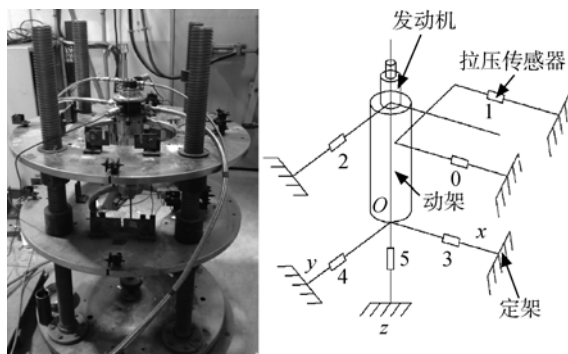


图4 六分力测试台

Fig. 4 Six-component force tester

主流与二次流采用柔性管路,对称喷入发动机的集气室和喷管,以减小气流造成的实验误差。同时,实验所采用的六分力测试台的精度在 1% 以内^[17-18]。

2.1.3 发动机系统

发动机设计推力为 200N ,主流压强为 2MPa ,喷管喉部直径为 9.6mm ,扩张比为 3.17 ,收敛半角为 45° ,扩张半角为 15° ,设计安全压强为 10MPa 。具体结构见图5。喷管2为可更换件,通过更换喷管2,实现不同的注射形式的工况的实验。密封采用O形圈密封,通过气密检查。

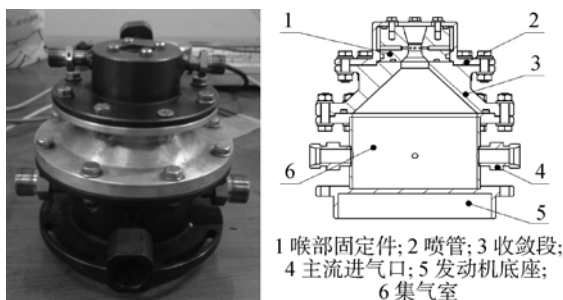


图5 发动机系统图

Fig. 5 Motor system schematic

2.2 实验工况

实验设计的二次流注射方式共 6 种,通过更换图 5 中喷管 2 实现.在此基础上改变二次流和

主流的流量比及二次流的注射工质,从而实现不同的实验工况.表 1 示意图中,内圈为喷管喉部,外圈为扩张段,黑点代表二次流的注射口.

表 1 二次流注射方案
Table 1 Injection schemes of secondary flow

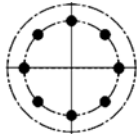
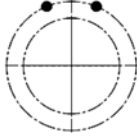
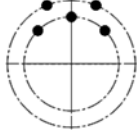
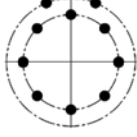
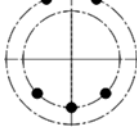
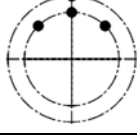
序号	入射角 $\alpha/(^{\circ})$	二次流与主流 喷管喉部面积比	扩张段注射 位置 D_i/D_t	二次流注射 位置分布示意图	二次流喷嘴 喉部直径/mm	二次流 喷嘴个数
1	60	喷管喉部 0.2	0		喷管喉部 1.52	8
2	90	扩张段 0.1	0.9		扩张段 2.15	2
3	90	喷管喉部 0.1 扩张段 0.1	0.9		喷管喉部 1.75 扩张段 2.15	3 2
4	90	喷管喉部 0.2 扩张段 0.1	0.9		喷管喉部 1.52 扩张段 2.15	8 2
5	90	喷管喉部 0.1 扩张段 0.1	0.9		喷管喉部 1.75 扩张段 2.15	3 2
6	90	喷管喉部 0.1 扩张段 0.1	0.9		喷管喉部 1.75 扩张段 3	3 1

表 1 中扩张段注射位置用无量纲方法表示为 D_i/D_t , 其中 D_i 为注射孔中心距喷管喉部的距离, D_t 为喷管喉部的直径(负号表示注射位置位于喷管喉部上游). 定义二次流与主流的夹角为入射角, 记为 α , 如图 6 所示.

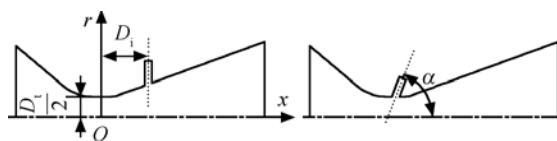


图 6 扩张段注射位置与入射角示意图

Fig. 6 Schematic of injection position of expansion section and angle of injection

3 实验结果与分析

在 0 s 时刻, 采集系统开始采集数据, 2 s 后主流电磁阀先打开, 主流通入 3.5 s 后, 二次流电磁阀打开, 二次流通入 3 s 后主流与二次流电磁阀同时关闭, 系统停止采集数据, 总时长 8.5 s.

3.1 压强调节

图 7 给出了 1 号喷管的一次典型实验压强曲线(t 为时间, p 为喷管内的压强). 从图中可以看出, 2 s 后主流电磁阀打开, 主流通过限流声速喷嘴后, 主流声速喷嘴后压强 p_6 和主流集气室内压强 p_1 升高, 发动机开始工作; 5.5 s 后二次流电磁阀打开, 二次流开始注射喷管喉部, 二次流声速喷

嘴后压强 p_4 和二次流注射压强 p_2 开始升高,主流气态受到挤压,流体喉部逐渐形成,有效喉部面积减小,主流集气室内压强 p_1 开始升高并最终稳定在另一个平衡压强上。

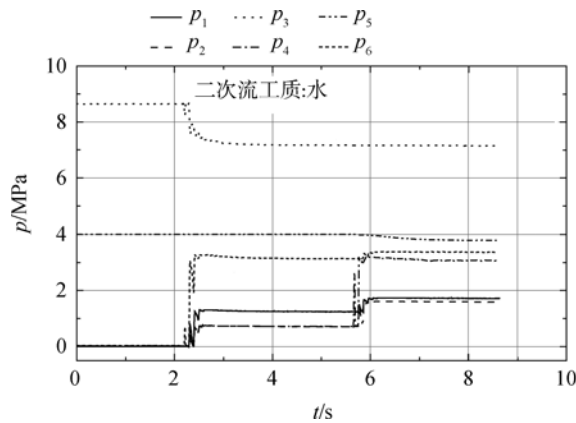


图7 1号喷管实验压强曲线

Fig. 7 Pressure curves of nozzle 1 in experiment

3.2 推力响应

流体喉部中注射不同工质时,由于工质不同的压缩性和密度,其推力响应时间存在差异。图8是5号喷管的两组实验二次流推力和压强曲线图(F 为推力)。

实验中,二次流注射空腔的体积为 8.04 cm^3 ,而二次流的流量是 0.01 kg/s 量级。从图8(a)~图8(b)中可以看出,2s后其主流的推力响应存在强烈振荡,响应时间(指响应到达并保持终值的 $\pm 5\%$)均在 0.50 s 以内,但是液态的超调量(推力响应的最大偏移量与终值的差)比气态大,分析认为是前次实验残留在喷管内的液态造成的。3.5s时,压强与推力已经趋于稳定,前次实验的影响基本消除。5.5s后,二次流经过空腔注射喷管,推力响应时间气态二次流为 0.30 s ,液态二次流为

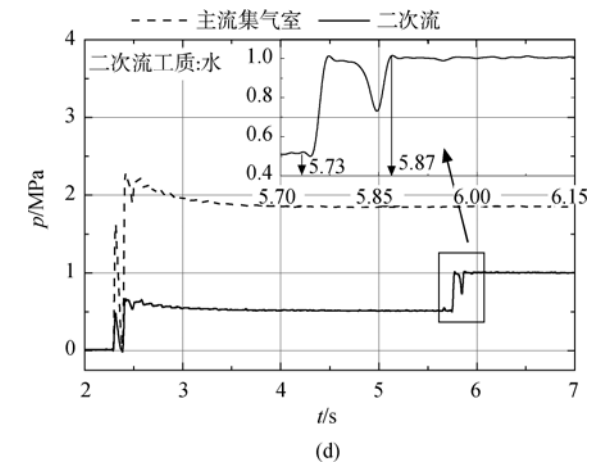
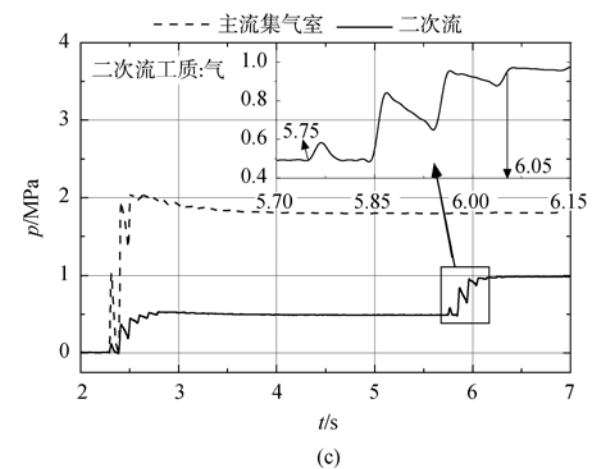
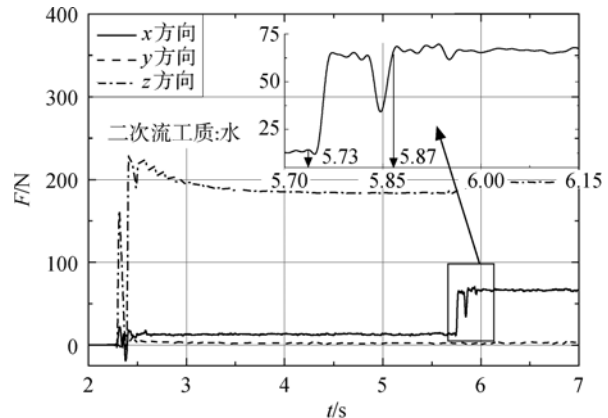
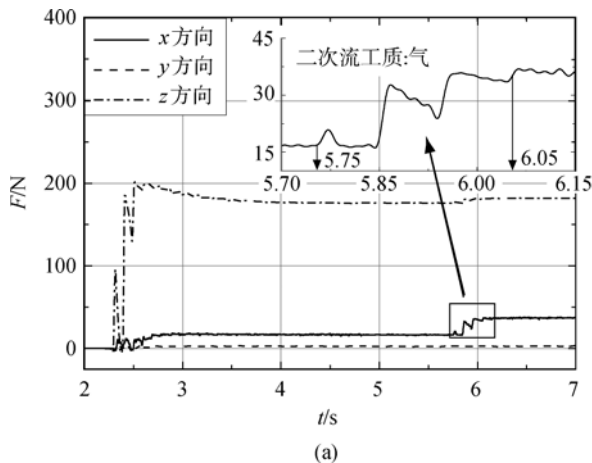


图8 二次流推力和压强曲线

Fig. 8 Thrust and pressure curves of secondary flow

0.14 s ,液态二次流的推力响应时间明显比气态二次流短。图8(c)~图8(d)所示气态二次流压强的响应时间为 0.30 s ,液态二次流压强的响应时间为 0.14 s ,也是液态二次流较小。可以得出二次流为不可压缩的液态工质时的压强响应时间要比气态小。

同时,对比图8(a)与图8(c),图8(b)与图8(d),看出气态二次流的推力振荡与压强振荡具有相同

的振荡形式和频率,液态二次流也相同,可以得出推力振荡是由二次流的压强振荡引起,而二次流的压强振荡是由于主流超声速流与二次流的相互影响产生。

3.3 有效喉部面积比

二次流通入不同工质时,6种二次流注射方案的有效喉部面积比如图9。

采用液态二次流时,如果纯粹靠其挤压形成流体喉部(即不考虑气化和化学反应的影响),要达到相同的流体喉部面积变化范围,所需的液态二次流的流量要比气态大得多。而对比压比曲线,二次流为气态或液态,两者差别不是太大。对于气-液流体喉部,通常可采用更小的喉部面积比喷嘴及高一些的二次流压比,同时要选用易挥发的

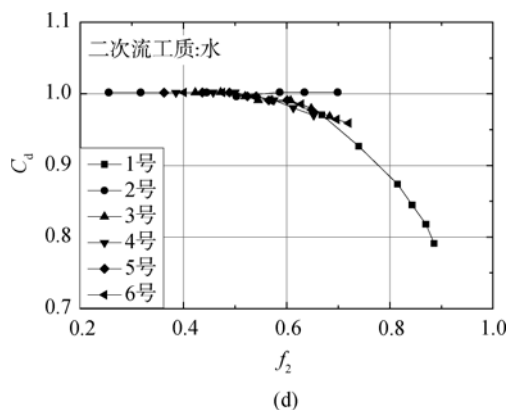


图9 6种二次流注射喷嘴方案的有效喉部面积比
Fig. 9 Effective throat area ratios in six nozzle schemes of secondary flow injection

液态氧化剂,来增大气化区和化学反应发热区以减少所需携带的液态二次流的质量。

对比6种二次流注射喷嘴方案,图9曲线表明在扩张段注射二次流(气态或液态),对有效喉部面积影响均很小。而对于仅在扩张段注射的2号喷嘴,其有效喉部面积波动则是由于测量误差造成。同时,二次流为气态或液态,在相同流量比或压比下,均是1号喷嘴有效喉部面积比最小,2号喷嘴最大,3号喷嘴、4号喷嘴、5号喷嘴、6号喷嘴差不多。

总体而言,当二次流为气态或液态,适合采用1号喷嘴进行推力大小控制。

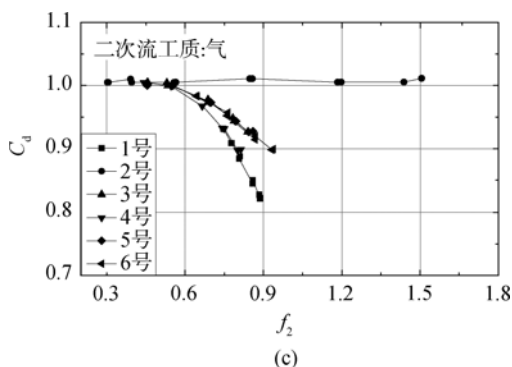
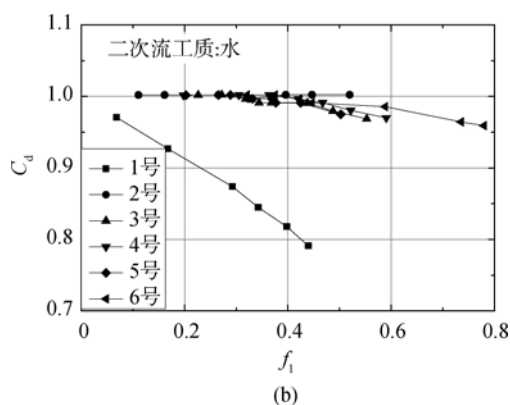
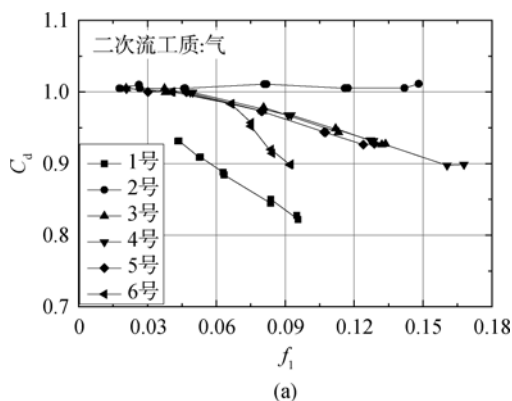
3.4 推力偏角

二次流通入不同工质时,6种二次流注射喷嘴方案的推力偏角如图10。

对比气态和液态二次流的推力偏角图10,推力偏角随流量比的增大而增大。相同流量比时,注射气态二次流的推力偏角比液态大,气态二次流提供的流量比要比液态二次流提供的流量比调节范围小;在相同的压比下,液态二次流的推力偏角要比气态二次流大。达到相同的流量比,气态二次流的注射压强要比液态二次流大。

对比6种喷嘴,图10的曲线表明二次流为气态或液态并不会对6种喷嘴的推力矢量性能影响太大。二次流为气态或液态时都为2号喷嘴的推力偏角最大,其次是3号喷嘴、5号喷嘴基本相同,再其次是4号喷嘴、6号喷嘴。

总体而言,当二次流为液态时,特别适合采用2号喷嘴进行推力矢量控制,也可采用3号喷嘴或5号喷嘴同时进行推力大小和方向的控制;当二次流为气态时,特别适合采用4号喷嘴或5号



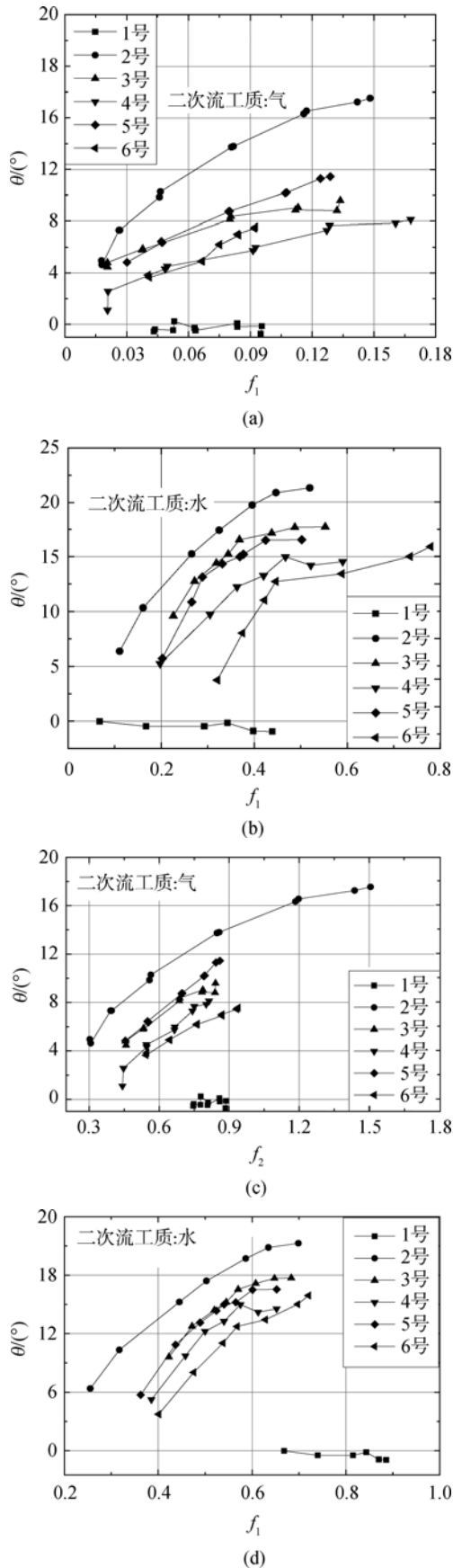


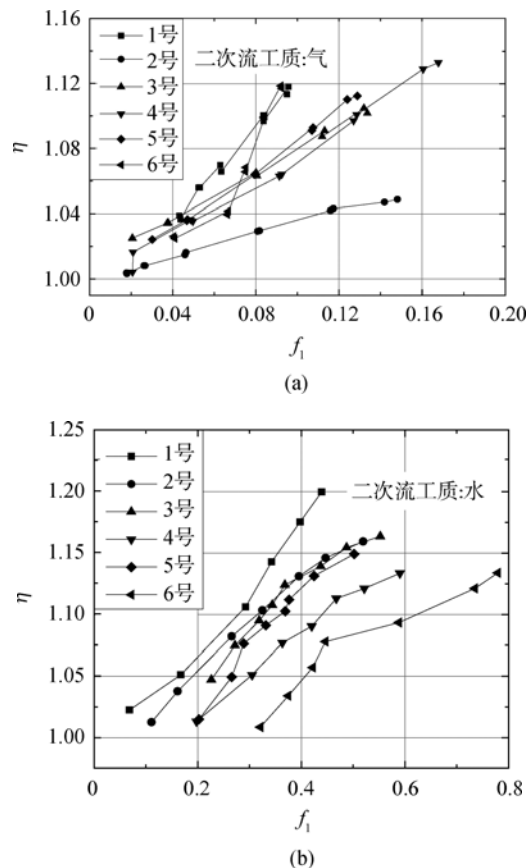
图10 6种二次流注射喷管方案的推力偏角
Fig. 10 Thrust angles in six nozzle schemes of secondary flow injection

喷管进行推力矢量控制,采用2号喷管可以获得较大的矢量角,但与二次流为液态时不同,其推力损失较大。

3.5 推力效率

在相同的流量比下,对于二次流为气体的情况,推力效率1号喷管最优(即推力损失最小),2号喷管最差,3号喷管、4号喷管、5号喷管相差不大(见图11)。然而对于二次流为液体的情况,相同流量比下,则是1号喷管最优,其次是2号喷管、3号喷管、5号喷管,再其次是4号喷管,最差的为6号喷管。这是因为两种工质的二次流与主流间的干扰作用不同,其带来的推力损失也不同。特别是当二次流采用液体时,喷管喉部和扩张段处的二次流喷嘴如果没有相位差则推力损失将很大。

在相同的压比下,对于二次流为气体的情况,推力效率4号喷管最优,1号喷管、3号喷管、5号喷管、6号喷管基本一样,2号喷管最差。对于二次流为液体的情况,相同压比下,2号喷管最优,1号喷管最差。但是就增长斜率而言2号喷管较小,1号喷管最大。可以看出气-液流体喉部的组合注射方案性能与气-气流体喉部的有一定的区别,在设计气-液流体喉部的组合注射方案时不能简单参考气-气流体喉部的情况。



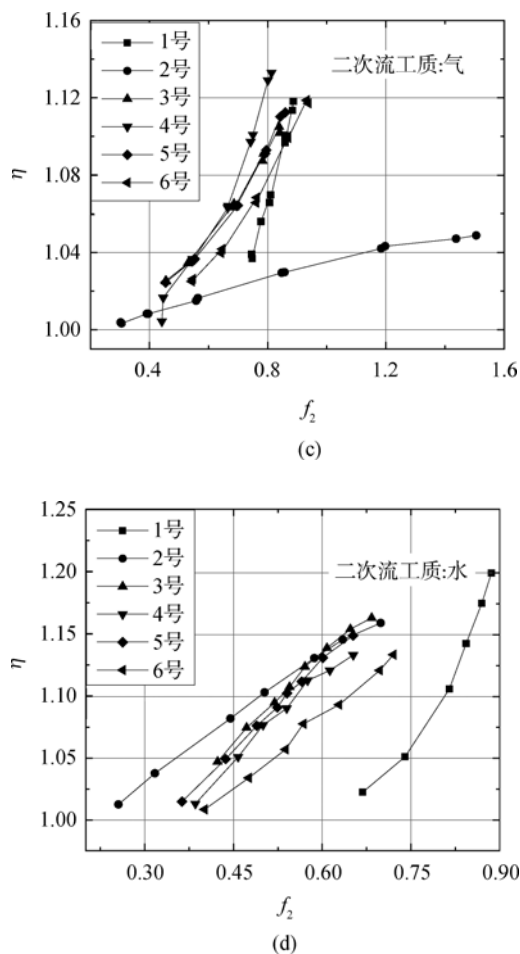


图11 6种二次流注射喷管方案的推力效率
 Fig. 11 Thrust efficiency in six nozzle schemes of secondary flow injection

4 结 论

通过流体喉部的冷流实验,得到如下结论:

1) 相同流量比下,二次流工质为气态的推力矢量、流体喉部的调控能力和推力效率均比液态高.但是气态二次流受实验条件限制大,流量比调节范围较小,液态二次流的流量比调节范围较大.相同压比下,液态二次流的推力矢量、流体喉部的调控能力和推力效率较高.注射液态二次流的推力响应时间要小于注射气态二次流的情况.

2) 喷管喉部注射的二次流仅产生扼流效果,即对轴向推力的调节起作用,对推力的方向调节无影响.扩张段($D_i/D_t=0.9$ 处)注射的二次流主要对推力的矢量调节贡献较大,对轴向推力影响较小.

3) 喷管喉部注射二次流与扩张段注射二次流是相互影响的,不同的组合方案会得到不同的流体喉部控制规律和推力矢量控制规律.喷管喉

部和扩张段处的喷嘴存在相位差时,损失较小.异侧注射时,二次流为气态损失较小,二次流为液态相差不大.

4) 在设计喷管的组合注射方案时,二次流为气态,注重推力矢量调节采用在扩张段注射方案,注重推力大小调节则采用在喷管喉部 60° 注射方案,两者并重采用在喷管喉部与扩张段异侧注射方案;二次流为液态,注重推力矢量调节也是采用在扩张段注射方案最好,注重推力大小调节采用在喷管喉部 60° 注射方案,两者兼顾采用在喷管喉部与扩张段异侧或同侧注射方案均可.

参考文献:

- [1] Martin A I. The aerodynamic variable nozzle[J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1957, 24(5): 357-362.
- [2] McArdle J G. Internal characteristics and performance of an aerodynamically controlled, variable discharge convergent nozzle[R]. NACA TN4312, 1958.
- [3] McAulay J E. Cold-air investigation of three variable throat area convergent-divergent nozzles[R]. NASA TM X-42, 1959.
- [4] Blaszk J J, Fahrenholz F E. Rocket thrust control by gas injection[R]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, Naval Supersonic Laboratory, Technical Report 430, 1960.
- [5] Gunter F L, Fahrenholz F E. Final report on a study of rocket thrust control by gas injection[R]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, Naval Supersonic Laboratory, Technical Report 448, 1961.
- [6] Zumwalt G W, Jackomis W N. Aerodynamic throat nozzle for thrust magnitude control of solid fuel rockets[R]. New York: American Rocket Society, 1962.
- [7] 谢侃, 刘宇, 王小白. 固体火箭发动机气动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)
- [8] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed geometry nozzles using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2603, 1995.
- [9] Richard J Z. Thrust vector control by liquid injection for solid propellant rockets[R]. AIAA 75-1225, 1975.
- [10] Green C J. Liquid injection thrust vector control[J]. AIAA Journal, 1963, 1(3): 573-578.
- [11] Deer K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [12] Ali A, Rodriguez C, Andrew N, et al. Combination of fluidic thrust modulation and vectoring in a 2D nozzle[R]. AIAA-2012-3780, 2012.

- [13] Damiel Y, Miller N, Patrick J Y, et al. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365, 1999.
- [14] Baruzzini D, Domel N, Daniel M. Pulsed injection flow control for throttling in supersonic nozzles; a computational fluid dynamics design study[R]. AIAA-2007-4215, 2007.
- [15] 谢侃, 刘宇, 王一白. 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)
- [16] 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)
- [17] 甘舜仙. 六分力试验台静态误差分析与调整[J]. 推进技术, 1987(6): 73-81.
GAN Shunxian. Static error analysis and adjustment of six-component force test stand[J]. Journal of Propulsion Technology, 1987(6): 73-81. (in Chinese)
- [18] 刘宏璇. 六分力测试方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.