

文章编号: 1000-8055(2012)07-1571-08

激波诱导控制推力矢量喷管实验及数值计算

李卫强, 宋文艳, 罗飞腾

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用实验方法, 通过在二元收敛-扩张喷管扩张段引入二次流喷射, 开展了激波诱导控制的流体推力矢量技术研究. 实验过程通过喷管上、下壁面压力测量及出口射流纹影观测, 研究了主流压力、二次流喷射压力以及二次流喷嘴几何(缝或孔)对推力矢量喷管性能的影响. 同时, 结合数值计算方法, 对各实验工况下的喷管流场进行数值模拟, 获得了实验手段难以得到的流场数据和性能, 对实验结果进行了辅助分析. 初步研究表明: 在给定的实验条件下, 主流压力越高, 喷管推力矢量角越小, 同时推力系数越大; 二次流压力越高, 喷管推力矢量角越大, 同时推力系数减小; 同孔喷射相比, 采用喷缝几何下的上壁面激波诱导分离点更趋于向上游移动, 分离点后压升显著, 射流穿透能力强, 对主流的扰动强烈.

关 键 词: 推力矢量; 激波诱导矢量控制; 喷管; 二次流喷射; 数值模拟

中图分类号: V231.74

文献标志码: A

Experimental and numerical investigations of shock induced thrust vectoring nozzle

LI Wei-qiang, SONG Wen-yan, LUO Fei-teng

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: By inducing a secondary stream injection into the expanding part of a two-dimensional convergent-divergent nozzle model in the experiment, shock induced thrust vectoring technology was investigated. As the wall pressure distribution of the nozzle was measured and density field of the outflow was captured by schlieren, the effects of main stream pressure, secondary stream jet pressure and jet geometry (holes or a slot) on the performance of thrust vectoring nozzle was investigated. Numerical simulation method was used to calculate the flow field of the nozzle under different test conditions, and significant flow field data and performance parameters which were hard to capture by experimental method were obtained to analyze the test results as aid method. The investigation results indicated that: in the present conditions, with the increase of the main flow pressure, the angle of thrust vectoring is decreased and the thrust coefficient is added; with the increase of the secondary jet pressure, the angle of thrust vectoring is augmented and the thrust coefficient is descended; Compared with the jet hole, when the slot is applied, the separation point on upper wall is moved upstream due to induced shock. Moreover, the pressure is increased observably after the separation point, and the penetrability of secondary jet is strong, the effect of secondary jet on the main flow is intensified.

收稿日期: 2012-08-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1571_019.html

作者简介: 李卫强(1977—), 男, 陕西渭南人, 讲师, 博士生, 主要从事高超声速推进与燃烧研究.

Key words: thrust vectoring; shock induced vectoring control; nozzle;
sebondary stream injection; numerical simulation

喷气式战斗机设计的目标是尽可能增加并提高其机动性、敏捷性及生存能力. 航空发动机的推力矢量技术就是在这种“需要”与“可能”中应运而生的一种有效技术手段,能够在一定程度上满足战斗机的这些性能需求. 当前战斗机主要是通过尾喷管上的机械式作动系统工作来实现推力矢量的, X-31, F-15HARV 和 F-22 战机均使用了这种机械式的推力矢量系统^[1]. 近年的一些国外资料又披露了一种全新概念的推力矢量技术——流体推力矢量控制喷管^[2], 这种技术最早应用于火箭发动机^[3], 它最主要的优点是省去了大量的机械部件, 具有结构简单、质量轻、成本低等特点. 与传统的机械作动式矢量喷管相比, 其质量可降低 25%~30%, 而其性能几乎没有降低^[4-5]. 鉴于其优越性, 流体推力矢量技术在国内外得到了广泛研究, 到目前为止该技术的实现方案主要有: 激波诱导矢量控制、喉部偏移、反流控制^[6]. 激波诱导矢量控制方案由于其结构简单、矢量效率较高而成为近年来重点研究的实现方案, 该方案是通过在喷管的扩张段非对称地注入二次流, 使主流气流方向发生偏转, 从而获得推力矢量. 文献^[7]应用实验和数值模拟的方法, 对基于次流喷射控制的推力矢量喷管的推力矢量性能和流场进行了研究, 结果表明二次流喷射压力足够大时, 应用次流喷射控制主流流动可以实现较大的推力矢量角, 提出如何从推力矢量工作模式恢复到轴对称工作模式这一问题. 文献^[8]以二维收敛/扩张型喷管为对象, 对激波诱导控制方法的单点/两点喷射情形进行了实验和数值计算研究, 结果表明当落压比小于 4 时, 两点喷射可以增加推力矢量性能. 文献^[9-11]对某型喷管射流注入时的全流场进行了数值模拟, 计算结果表明射流垂直壁面注入时产生的推力矢量角最大, 逆流注入气流对喷管流场的改变要明显大于顺流注入气流的影响, 但产生的损失也较大. 文献^[12-13]基于计算流体动力学 (CFD) 技术, 分析了自由流马赫数对激波控制二维收敛扩张管流体推力矢量性能的影响, 结果表明: 当落压比为 13.89 时, 自由流马赫数对其推力矢量性能影响不大; 当落压比为 4.5 时, 推力矢量角随着自由流马赫数的增大, 先减小后增大.

然而, 国内外针对不同射流喷嘴几何的研究尚缺, 本文利用西北工业大学直连式超声速风洞

设备, 通过在二元收敛-扩张喷管扩张段引入二次流喷射, 开展了激波诱导控制流体推力矢量技术的研究. 实验期间, 通过喷管上、下壁面压力测量及出口射流流场纹影观测, 研究了主流总压、二次流总压以及喷嘴几何 (缝或孔) 对推力矢量喷管性能的影响. 同时, 结合数值计算方法, 对各实验工况下的喷管流场进行数值模拟, 获得了实验手段难以得到的流场数据和性能参数, 对实验结果进行了辅助分析.

1 实验系统与实验方法

1.1 实验系统简介

本文实验是在西北工业大学直连式超声速风洞中完成的. 该实验系统主要为超声速燃烧实验所建, 经过适当调整可满足直排大气、连续供气的喷管实验应用要求, 其中主流空气由阀门控制向喷管入口进气, 二次流经软管进入喷管扩张段上集气腔, 然后从喷射孔或缝垂直进入超声速主流中. 实验过程通过压力采集系统记录各实验状态下喷管上、下壁面压力数据; 利用双反射纹影仪观测喷管出口的射流流场. 图 1 给出了纹影系统示意图.

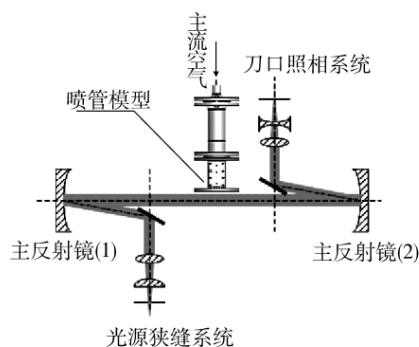


图 1 纹影系统示意图

Fig. 1 Sketch of the schlieren system

1.2 二元收敛-扩张喷管模型

本文实验喷管采用二元收敛-扩张型面喷管, 其几何构型如图 2 所示. 此喷管的设计落压比为 8.0, 总长为 208 mm, 宽度为 50 mm, 设计状态下出口马赫数为 2.0. 喷管上壁面出口处是可拆换的活动件, 通过更换活动件, 可方便地改变二次流的喷嘴几何 (缝或孔), 二次流的喷射方式采用垂直壁面喷射, 本文实验的喷射位置位于轴向 185

mm 处. 为了保证喷管入口气流流场的均匀性和稳定性, 避免由于不均匀来流对实验结果产生影响, 在喷管入口前设有 40 mm 长的平直段.

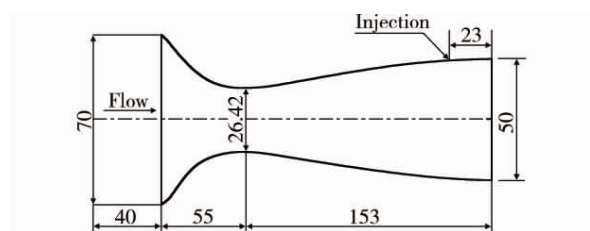


图 2 喷管模型示意图(单位:mm)

Fig. 2 Sketch of the nozzle model(unit:mm)

1.3 实验方法

推力矢量喷管实验需要确定的参数包括主流空气和二次流空气的状态参数, 并通过截止阀、减压器、调节阀、流量计等设备仪器进行准确调节与控制. 在本文实验过程, 首先将主流空气状态按照预定要求调节到位, 然后启动预先调节的二次流喷射, 同时进行压力监测和纹影观测. 由于空气气源压力、容积可以满足多次实验要求, 在同一车次内二次流状态相同, 可以逐渐调节不同的主流状态, 每一次达到稳定的主流状态时启动二次流喷射, 达到矢量控制的目的; 重新确定下一次二次流状态后, 又重新调节逐渐提高的主流状态, 并实施二次流喷射的矢量控制实验操作. 实验过程中, 根据实验状态要求确定合适的时序控制方案, 可以获得稳定的实验效果, 提高实验效率. 因此, 在每一实验车次内, 二次流空气状态保持相对稳定, 而主流总压、流量呈阶梯状逐步提高(如主流总压呈 $3.0 \sim 4.0 \sim 5.0 \sim \dots \sim 8.0 \times 101325 \text{ Pa}$ 提高). 图 3 显示了气动推力矢量喷管实验采用的时序控制方案.

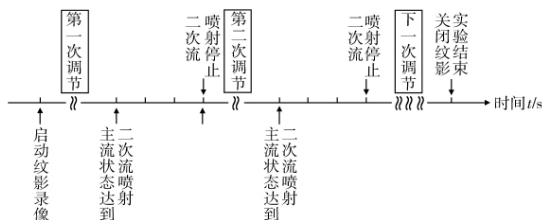


图 3 实验时序控制方案

Fig. 3 Control scheme of time sequence

2 数值计算方法

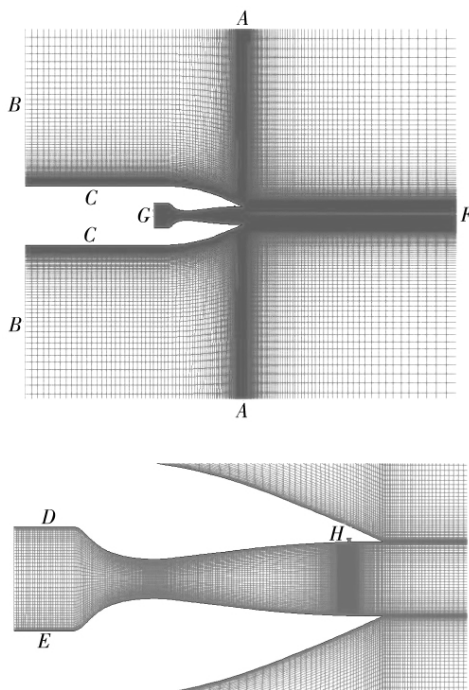
推力矢量喷管的主要性能参数有矢量角、推力系数、流量系数等, 受实验条件所限, 实验中无

法直接测出喷管的推力分量和矢量偏转角等参数, 需结合数值计算方法对这些性能参数加以辅助分析, 获得实验手段难以认识的喷管流场细节.

2.1 计算模型

流场计算是基于求解 Navier-Stokes 方程, 对流项的空间离散采用二阶迎风差分格式, 黏性项的空间离散采用中心差分格式, 时间项采用全隐式、耦合求解算法. 湍流模型采用经过 RNG (renormalization group) 修正的 $k-\epsilon$ 模型, 近壁区域采用非平衡的壁面函数处理方法.

网格划分采用分区生成的方法^[14], 各分区均采用结构化网格, 划分网格时喷管内部采用等比法, 加密了固体壁面附近的计算网格, 所有的二维网格都是矩形结构网格, 并对喷射口附近进行了局部加密, 总网格数为 40 680. 计算网格及边界条件如图 4 所示.



A 远场边界; B 远场进口边界; C 外流壁面; D 喷管上壁面; E 喷管下壁面; F 出口边界; G 喷管主流进口边界; H 二次流进口边界

图 4 计算网格及边界条件

Fig. 4 Mesh and boundary conditions

2.2 性能参数计算^[15]

喷管实际推力

$$F = \sum [(\rho V \cdot \Delta A) \cdot V + (p_{\Delta} - p_{\infty}) \cdot \Delta A]$$

矢量偏转角

$$\delta_p = \arctan(F_n/F_a)$$

其中 F_n 和 F_a 分别是喷管推力的侧向分量和轴向分量, ΔA 为喷管出口单元表面积。

推力系数 C_{fg} 为实际推力与理想推力(主流与二次流理想推力之和)之比

$$C_{fg} = F/(F_{i,p} + F_{i,s})$$

理想推力可由一维等熵流动方程确定

$$F_{i,p} = \sqrt{\frac{2\kappa R}{\kappa - 1}} W_p \sqrt{T_p^* \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{p_p^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]}$$

$$F_{i,s} = \sqrt{\frac{2\kappa R}{\kappa - 1}} W_s \sqrt{T_s^* \left[1 - \left(\frac{p_\infty}{p_s^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]}$$

流量系数为实际流量与理想流量之比, 主流流量系数 C_{dp} 、二次流流量系数 C_{ds} 分别为

$$C_{dp} = W_p/W_{ip}$$

$$C_{ds} = W_s/W_{is}$$

相应的总流流量系数 C_d 为

$$C_d = (W_p + W_s)/(W_{ip} + W_{is})$$

主流理想流量、二次流理想流量分别为

$$W_{i,p} = K \frac{p_p^*}{T_p^*} A_{8p} q(\lambda_{8p})$$

$$W_{i,s} = K \frac{p_s^*}{T_s^*} A_{8s} q(\lambda_{8s})$$

推力矢量效率即每百分之一次流流量引入产生的推力矢量偏转角度数

$$\eta = \frac{\delta_p}{(w_s/w_p) \times 100} (^\circ/\%)$$

3 结果、讨论与分析

3.1 主流总压对喷管气动性能的影响

图 5 给出了次流采用缝喷射时, 二次流喷射压力保持约 510 kPa 不变、主流总压在 515~620~686 kPa 之间变化时喷管上、下壁面压力分布对比情况(其中包括实验值与计算值)。从上壁面压力分布可见, 当存在二次流喷射时, 二次流同主流相互作用产生激波, 使上壁面压力有明显上升。同时在激波的诱导作用下, 上壁面的附面层发生分离; 从下壁面压力分布可见, 下壁面气流或不发生分离现象或在出口处发生轻微分离现象, 从而在上下壁面之间产生压力差, 这就是激波控制矢量形成的原理。在相同二次流状态下, 随着主流总压的下降, 次流诱导激波增强, 影响区域扩大, 进而使上壁面二次流喷射位置前附面层分离点逐渐前移。而在下壁面则出现从不发生气流分离到发生气流分离的现象, 这是因为主流总压升高使得激波角增大, 与下壁面相交形成反射激波, 这种情况往往会降低气动矢量性能。表 1 为对应各状态下

喷管性能参数的计算结果。

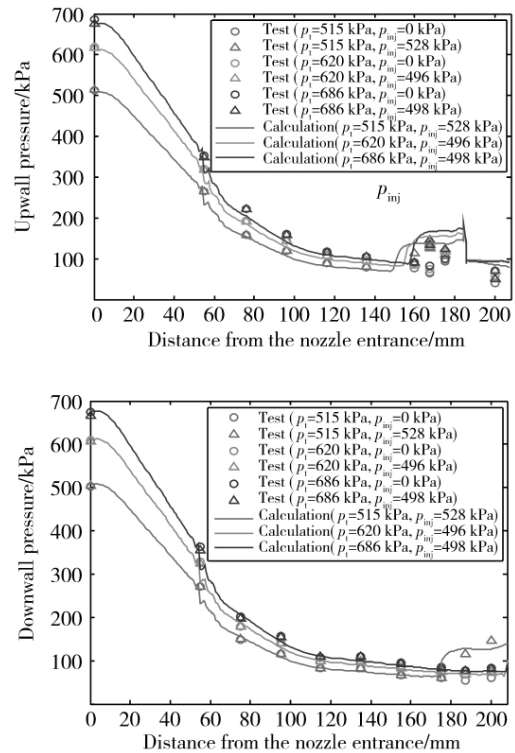


图 5 主流压力变化时壁面压力分布对比

Fig. 5 Comparison of wall pressure distribution at various main stream pressure conditions

表 1 不同主流压力状态下喷管性能参数

Table1 Performance parameters of nozzle at various main stream pressure conditions

主流总压/ kPa	矢量角/ (°)	推力系数	流量系数	推力矢量 效率
515	6.33	0.944	0.969	1.08
620	7.24	0.955	0.965	1.66
686	5.48	0.962	0.976	1.37

图 6 为次流采用喷射缝时, 相同二次流状态、不同主流状态下喷管出口射流流场的纹影图像。从纹影图来看, 各实验状态下均能捕捉到清晰的出口射流流场激波结构, 呈典型的分叉激波链结构。对比各无次流喷射情形, 随着主流总压提高, 出口流场激波链强度逐渐增强, 分叉激波链结构逐渐拉长且间距加大。从二次流喷射情形纹影图可以看出, 喷管出口射流流场发生了不同程度的偏转, 分叉激波链结构变得不规则, 存在着复杂的反射激波相互作用。对 $p_1=515$ kPa 状态, 由于第一道激波相交于下壁面, 出口射流流场激波结构

更为复杂难辨, 出口气流偏转不明显, 而 $p_t=620$ kPa 和 $p_t=686$ kPa 两个状态偏转效果较为明显, 这一点在图 5 下壁面压力分布中也有所反映。

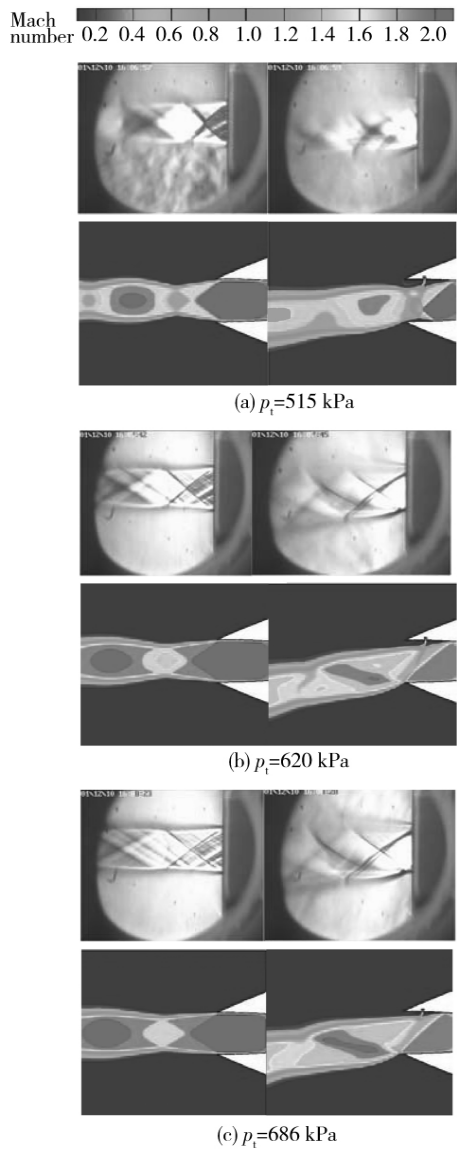


图 6 主流压力变化时喷管出口流场纹影图及计算结果

Fig. 6 Shadowgraphs and computational results of nozzle outflow at various main stream pressure conditions

3.2 二次流喷射压力对喷管气动性能的影响

图 7 给出了次流采用缝喷射时, 主流总压保持约 610 kPa 不变、二次流喷射压力在 496~620~660 kPa 之间变化时喷管上、下壁面压力分布对比情况(包括实验值与计算值)。由此可见, 随着二次流喷射压力的逐渐提高, 激波诱导分离点逐渐前移, 且上壁面分离点后压力也逐渐提高, 这是激波强度逐渐增大, 对主流扰动作用增强的直接表现。

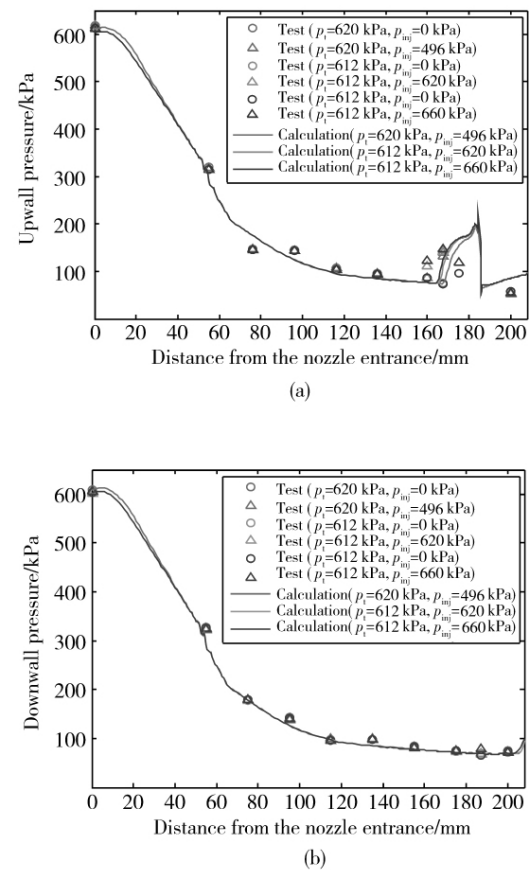


图 7 二次流喷射压力变化时壁面压力分布对比
Fig. 7 Comparison of wall pressure distribution at various secondary stream jet pressure conditions

综合对比喷管上、下壁面压力分布可见, 随着二次流喷射压力的提高, 上下壁面压差逐渐增大, 这可以获得更大的偏转角。表 2 为对应各状态下喷管性能参数的计算结果。

表 2 不同二次流喷射压力状态下喷管性能参数

Table 2 Performance parameters of nozzle at various secondary stream jet pressure conditions

二次流 总压/kPa	矢量角/ (°)	推力 系数	流量 系数	推力矢量 效率
496	7.24	0.955	0.965	1.66
620	9.04	0.954	0.971	1.61
660	9.52	0.953	0.972	1.60

图 8 为次流采用缝喷射时, 相同主流状态、不同二次流状态时喷管出口射流流场的纹影图像。相对于无次流喷射, 随着二次流喷射压力的逐渐增大, 喷管出口射流流场发生了不同程度的偏转。

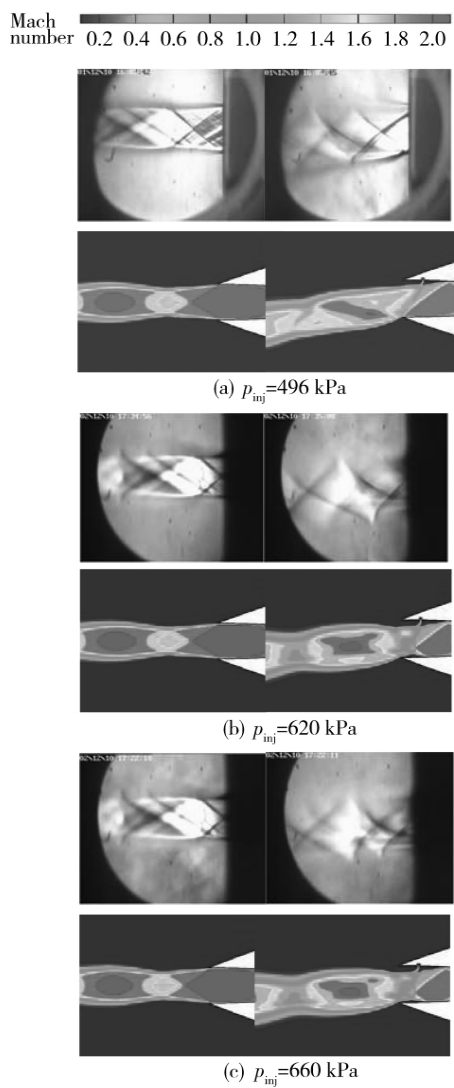


图 8 二次流喷射压力变化时喷管出口流场纹影图及计算结果

Fig. 8 Shadowgraphs and computational results of nozzle outflow at various secondary stream jet pressure conditions

但二次流喷射压力增大到一定程度后矢量偏转效果反而下降(如 $p_{inj}=620\text{ kPa}$ 和 $p_{inj}=660\text{ kPa}$ 状态),这是因为二次流喷射产生的激波相交于下壁面某处,使得上下壁面压差减小,从而导致矢量角减小.

3.3 二次流喷嘴几何对喷管气动性能的影响

表 3 列出了二次流在相同几何喷射面积情况下,采用喷缝与喷孔两种喷嘴的对比实验车次状态参数值.从实验状态参数测量结果来看,每组对比实验中的主流总压和二次流喷射压力的差别较小,考虑到测量精度、气源供应稳定性等不确定性问题可以认为各组实验状态参数基本恒定,而且二次流喷射量基本相当,因此具有很好的对比实验基准.

图 9 为采用喷缝和喷孔几何条件下对比实验状态的喷管上、下壁面压力分布.无二次流喷射时喷管壁面压力重合性很好,为对比实验提供了相同的基准.在相同实验状态基准下,与二次流喷孔几何相比,采用喷缝几何下的上壁面激波诱导分离点更趋于上游移动,分离点后的压升更为显著,对主流的扰动更加强烈,同时产生的激波更容易相交于下壁面产生反射激波,说明采用喷缝几何所产生的激波强度更大.总之,采用次流喷缝对激波强度、位置及上、下壁面压差的影响更大,从而对矢量喷管性能的影响更为显著.

图 10 给出了采用二次流喷缝和喷孔几何时喷管出口射流流程纹影图像.无二次流喷射时,各组对比实验状态下喷管出口射流流场激波结构基本一致;当二次流喷射时,喷管出口射流流场均发生了不同程度的偏转,实现了有效的激波控制矢量作用;在二次流喷射面积相等、喷射压力相当的情况下,采用两种喷嘴几何时产生的激波结构存在一定的差异.

表 3 各实验状态参数值

Table 3 Parameter values at various experimental conditions

实验车次	喷射几何	主流参数				二次流参数			
		总压/kPa	落压比 R_{op}	总温/K	流量/(kg/s)	总压/kPa	总压比 R_{sp}	总温/K	流量/(kg/s)
E120102-B	喷缝	515	5.0827	290	1.6253	528	1.0252	290	0.1026
E120303-C	喷孔	513	5.0629	290	1.6286	526	1.0253	290	0.1052
E120202-B	喷缝	612	6.0400	290	1.9380	620	1.0131	290	0.1174
E120301-C	喷孔	605	5.9709	290	1.9103	630	1.0413	290	0.1288

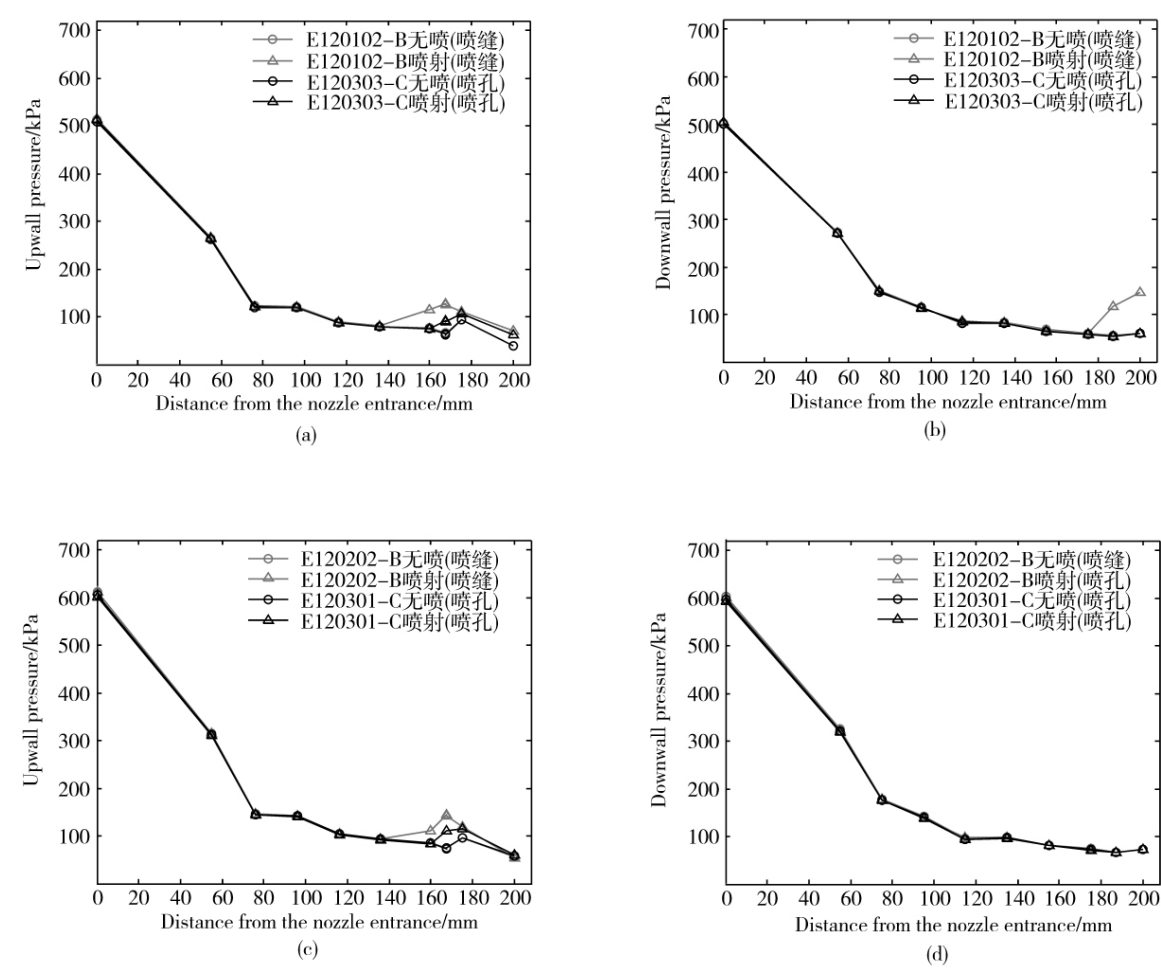


图 9 采用喷缝和喷孔的喷管壁面压力分布对比

Fig. 9 Comparison of wall pressure distribution between slot and holes

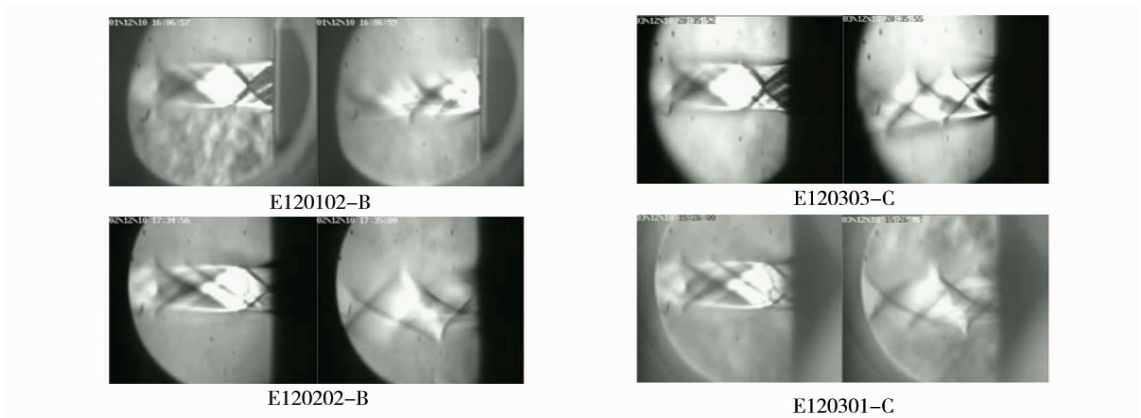


图 10 喷管出口射流纹影图对比

Fig. 10 Comparison of shadowgraphs of nozzle outflow

4 结 论

本文基于西北工业大学直连式实验设备, 应

用激波诱导矢量控制方法, 对二元收敛/扩张喷管的流体推力矢量技术进行了实验与计算研究, 主要分析了主流总压、二次流总压以及喷嘴几何(缝

或孔)对流体推力矢量的影响,初步得到以下几点结论:

1) 通过对比数值模拟与实验结果得出:壁面压力数据与实验测量数据吻合较好;计算出口流场与实验纹影较为一致,说明本文所采用的计算模型用于模拟真实流动情况是可行的。

2) 在本文给定的实验条件下,主流压力越高,喷管推力矢量角越小,同时推力系数越大;二次流压力越高,喷管推力矢量角越大,同时推力系数减小。在本文各实验状态中,当主流总压 612 kPa,二次流总压 660 kPa 时,得到最大的矢量偏转角 9.52° ,推力系数 0.953,流量系数 0.972。

3) 不同喷嘴几何对喷管矢量性能影响的趋势是一致的;与喷射孔相比,采用喷缝几何下的上壁面激波诱导分离点更趋于向上游移动,分离点后压升显著,射流穿透能力强,对主流的扰动强烈。

参考文献:

- [1] Strykowski P J, Krothapalli A, Forliti D J. Counterflow thrust vectoring of supersonic jets[J]. AIAA Journal, 1996, 34(11): 2306-2314.
- [2] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow-control technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(1): 145-151.
- [3] Lloyd S R, Thorp G R. A review of thrust vector control systems for tactical missiles[R]. Las Vegas, Nevada: AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, 1978.
- [4] Anderson C J, Giuliano V J, Wing D J, et al. Investigation of hybrid fluidic/mechanical thrust vectoring for fixed exit exhaust nozzles[R]. AIAA 97-3148, 1997.
- [5] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. A computational study of a new dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA 2005-3502, 2005.
- [6] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley research center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [7] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于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)
- [8] Waithe K A, Deere K. Experimental and computation investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R]. AIAA 2003-3802, 2003.
- [9] 徐学邈, 王如根, 张相毅, 等. 射流角度对流体控制矢量喷管的影响[J]. 空军工程大学学报, 2008, 9(1): 5-8. XU Xuemiao, WANG Rugen, ZHANG Xiangyi, et al. Research on the influence of the jet injection angle on nozzle flow field[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2008, 9(1): 5-8. (in Chinese)
- [10] 李志杰, 王占学, 蔡元虎. 自由流 Ma 对流体推力矢量喷管气动性能影响的数值模拟[C]//第三届中国航空学会青年科技论文集. 贵阳: 中国航空学会, 2008: 248-256.
- [11] Mangin B, Chpoun A, Jacquin L. Experimental and numerical study of the fluidic thrust vectoring of a two-dimensional supersonic nozzle[R]. AIAA 2006-3666, 2006.
- [12] 李志杰, 王占学, 蔡元虎. 二次流喷射位置对流体推力矢量喷管气动性能影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1603-1608. LI Zhijie, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Numerical simulation of aerodynamic effects of secondary injection positions on fluidic thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1603-1608. (in Chinese)
- [13] 郭飞飞, 王如根, 赵彪, 等. 比热变化对激波诱导气动矢量喷管影响的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(3): 26-29. GUO Feifei, WANG Rugen, ZHAO Biao, et al. Effect of variable specific heat on shock vectoring nozzle[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2010, 11(3): 26-29. (in Chinese)
- [14] 郭飞飞, 王如根, 夏钦斌, 等. 射流角度对固定几何结构二元喷管气动喉道的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(5): 15-19. GUO Feifei, WANG Rugen, XIA Qinbin et al. Effect of jet angle on the pneumatic throat of 2-D vectoring nozzle[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2011, 12(5): 15-19. (in Chinese)
- [15] 严聪, 何国强, 刘洋. 旋转条件下长尾喷管发动机三维两相流场数值模拟[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2009, 10(5): 10-15. YAN Cong, HE Guoqiang, LIU Yang. Three dimension two phase flow field numerical simulation on tail-pipe nozzle SRM under spinning condition[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2009, 10(5): 10-15. (in Chinese)