

文章编号:1000-8055(2013)12-2678-07

二次流喷口形状对激波矢量控制喷管 推力矢量特性影响

史经纬, 王占学, 刘增文, 张晓博

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于 CFD 数值模拟技术, 考虑变比热比及温度对黏度的影响, 针对二次流喷口主要几何参数 (二次喷射角度及喷口无量纲展向长度) 在不同喷管落压比、二次流压比工况下对激波矢量控制喷管三维流动特性及推力矢量特性进行分析。研究表明: 喷射角度增加, 二次流喷射前主分离线前移, 激波角度增加, 在较小的二次流压比下随着喷射角度增加, 推力矢量角增大, 二次流压比为 1.0 和 1.2 时, 存在最佳的喷射角度使得推力矢量角最大; 喷口无量纲展向长度小于 1.0 时, 喷口前分离涡演变为马蹄涡, 并在喷口下游诱导尾涡, 二次流压比大于 0.6 时随喷口无量纲展向长度增大, 推力矢量角度增加。

关 键 词: 激波矢量控制; 喷口形状; 数值模拟; 流动特性; 推力矢量角

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of secondary injection forms on thrust vector performance of shock vector controlling nozzle

SHI Jing-wei, WANG Zhan-xue, LIU Zeng-wen, ZHANG Xiao-bo

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: By taking alterable specific heat ratio and effects of temperature on viscosity coefficient into account, based on CFD technology, effects of secondary injection geometric parameters, including injection angle and non-dimension slot width, on three dimensional flow characteristic and vector performance of shock vector controlling nozzle under different nozzle pressure ratios and secondary pressure ratios were investigated. Results show that, with increase of injection angle, position of main separation line before injection slot moves forward and shock angle ascends. In case of smaller secondary pressure ratio, thrust vector angle increases with the injection angle. When secondary pressure ratios equal to 1.0 and 1.2, there is an optimal injection angle for a maximal thrust vector angle. If non-dimension slot length is less than 1.0, the separation vortex before injection slot becomes into horse vortex and induces wake vortex. When secondary pressure ratio is larger than 0.6, thrust vectoring angle ascends with the increase of non-dimensional slot length.

Key words: shock vector control; injection form; numerical simulation;
flow characteristic; thrust vector angle

收稿日期: 2012-11-10

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.006.html>

基金项目: 国家自然科学基金(51176156); 教育部博士点基金(20106102110025)

作者简介: 史经纬(1986—), 男, 江苏丰县人, 博士生, 主要从事进排气系统设计及流动控制技术研究。

随着高推质比、低耗油率涡扇发动机发展需求的日益提升,固定几何气动矢量喷管逐渐成为研究热点.近年来,国内外研究机构开展了多种固定几何喷管推力矢量控制方式的研究,包括激波矢量控制(shock vectoring controlling, SVC)法、喷管喉部偏移(throat shift, TS)法、逆流(counter flow, CF)法、合成射流控制法、等离子体控制法等^[1-6].从工程实用角度,激波矢量控制法、喉部偏移法和逆流法是最有应用前景的方法,本研究则主要基于 SVC 法,其基本原理是利用向喷管扩张段注入二次流产生激波,使主流发生偏转,实现推力矢量,见图 1.

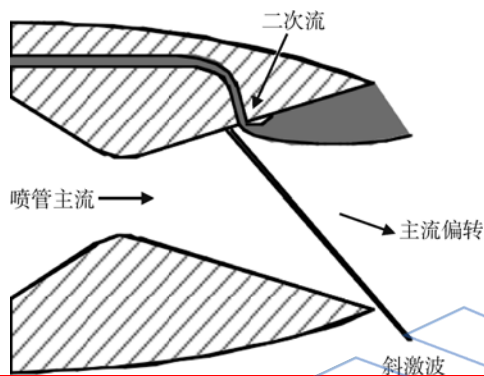


图 1 激波矢量控制喷管原理图

Fig. 1 Sketch map of shock vector controlling nozzle

采用激波控制技术实现推力矢量的研究可以追溯到 20 世纪 50 年代末,不过其应用对象是火箭发动机^[7].自 90 年代以来 SVC 法开始用于航空发动机排气系统的气动矢量喷管研究,适用对象包括二元与轴对称收扩喷管,研究主要采用模型实验与数值模拟的手段^[8-12],研究内容涉及气动参数(包括落压比、次流压比及喷管总温等)、几何参数(包括单喷孔、多喷孔、喷射位置及喷孔面积等)^[9,13-15].然而,一方面关于喷射角度的影响及其特征研究较少,结论不完整;另一方面关于相同喷射孔面积下不同喷射形状对激波矢量控制喷管的流动特性及性能的影响尚鲜给予关注,这两个方面都是影响激波矢量控制喷管工程化的重要因素,因此有必要对这两个方面进行细致全面的研究.

1 计算方法

1.1 模型介绍

本文选取二元激波矢量控制喷管为研究对象,所采用几何模型如图 2,是以对称面分割的一半模型.喷管扩张角度为 13.52° ,喷管出口面积

与喉部面积之比 $A_9/A_8 = 2.33$,设计落压比为 13.88.二次流喷射相对位置(即喷射位置与扩张段长度的比值) $x_j = 0.683$,二次流喷嘴相对喷管喉道面积比 A_s 为 0.093.喷射角度 ω 是二次流喷射方向与主流方向的夹角,取值分别为 $90^\circ, 100^\circ, 110^\circ, 120^\circ, 130^\circ$;矩形喷嘴无量纲展向长度 $\bar{l}$ 表示二次流喷嘴展向长度与喷管宽度的比,取值分别为 0.05, 0.75 和 1.00.

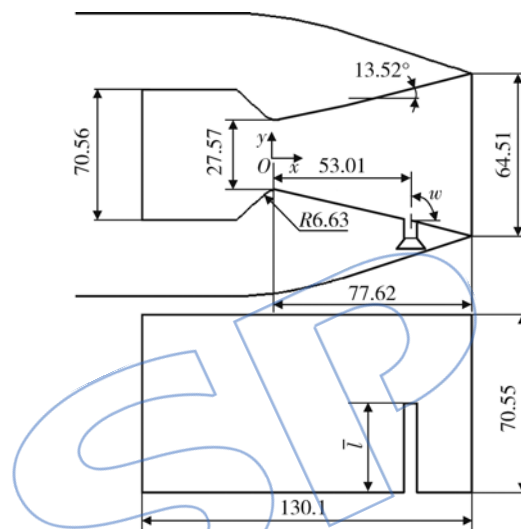


图 2 二元推力矢量控制喷管几何模型(单位:mm)

Fig. 2 Geometry model of 2-D thrust vector controlling nozzle (unit:mm)

1.2 计算格式及计算网格

流场计算基于求解三维 Reynolds 平均守恒型 Navier-Stokes(N-S)方程

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_{inv}}{\partial x} + \frac{\partial G_{inv}}{\partial y} + \frac{\partial H_{inv}}{\partial z} = S + \frac{\partial F_{vis}}{\partial x} + \frac{\partial G_{vis}}{\partial y} + \frac{\partial H_{vis}}{\partial z} \quad (1)$$

式中 Q 表示独立变量; F_{inv} , G_{inv} , H_{inv} 表示无黏性通量项; F_{vis} , G_{vis} , H_{vis} 表示黏性通量项; S 表示源项.

采用 4 阶龙格-库塔法进行时间推进求解,对流项采用 2 阶迎风离散格式,黏性项采用中心差分格式离散.考虑到喷管内部主次流热力参数变化剧烈,因此,在计算过程中采用变比热比的计算方法,气体的比热容、比热比等都取随温度变化的计算公式.气体分子黏性随温度 T 的变化应用 Sutherland 公式进行计算,即

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad (2)$$

其中参照参数 μ_0 , T_0 , S 分别为: $\mu_0 = 1.715 \times$

10^{-5} , $T_0 = 273.11 \text{ K}$, $S = 110.56 \text{ K}$.

计算网格如图3,采用分区生成的结构化网格,总网格量约为230万,对壁面及喷口附近进行加密处理,保证壁面 y^+ 不超过5.

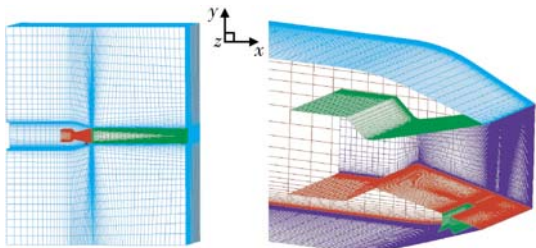


图3 计算网格

Fig. 3 Computational grid

1.3 湍流模型

不同湍流模型对预测具有强压力梯度及复杂分离的流动存在不同的效果,本文采用文献[6]中的实验模型,对比了不同湍流模型,包括 standard $k-\epsilon$, standard $k-\omega$, renormalization group (RNG) $k-\epsilon$, realizable $k-\epsilon$ 和 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 对预测 SVC 喷管流动特性的影响. 图4给出了喷管下壁面数值模拟与实验压力分布对比结果. 其中,横坐标以喷管喉部坐标 x_t 进行无量纲处理,纵坐标采用进口喷管总压 p^* 进行无量纲处理,可以看出采用 RNG $k-\epsilon$, realizable $k-\epsilon$, SST $k-\omega$ 湍流模型的得出的结果(不论是激波位置还是喷口上、下游分离区内压力分布)与实验结果有非常好的一致性;采用 standard $k-\epsilon$, standard $k-\omega$ 时对激波的捕捉以及喷口前主分离区内压力的预测均与实验存在较大的差异. 综合考虑到流场流动特性、湍流模型使用特性及计算耗时特点,本研究选用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型.

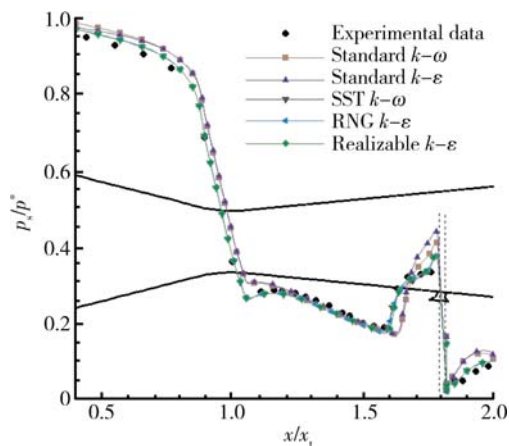


图4 湍流模型对比

Fig. 4 Comparison of turbulent models

1.4 边界条件

外场进口、喷管进口及二次流进口给定压力进口边界,外围远场设定为压力远场边界,计算区域出口为压力出口边界,对称面取对称边界条件. 其中外场压力进口总压为 101.502 kPa , 总温为 300 K , 喷管及二次流进口总压根据不同落压比、次流压比给定,喷管总温为 800 K , 二次流总温 T_{sec}^* 与总压 p_{sec}^* 的绝热关系如式(3). 远场压力 $p_0 = 101.325 \text{ kPa}$, $Ma_{\infty} = 0.05$, $T_0 = 300 \text{ K}$, 压力出口给定静压为 101.325 kPa , 温度为 300 K .

$$\frac{T_{\text{sec}}^*}{T_0} = \left(\frac{p_{\text{sec}}^*}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (3)$$

1.5 参数定义

喷管落压比 $R_{\text{np}} = p_{\text{noz}}^* / p_0$, 其中 p_{noz}^* 表示喷管进口总压.

二次流压比 $R_{\text{sp}} = p_{\text{sec}}^* / p_{\text{noz}}^*$.

喷管轴向(x 方向)推力

$$F_x = \int \rho v \cdot v_x dA + \int (p - p_0) dA \quad (4)$$

俯仰方向(y 方向)推力

$$F_y = \int \rho v \cdot v_y dA \quad (5)$$

推力矢量角

$$\delta_p = \arctan(F_y / F_x) \quad (6)$$

折合流量比

$$\omega_{\text{rec}} = \frac{\dot{m}_{\text{noz}} \sqrt{T_{\text{noz}}^*}}{\dot{m}_{\text{sec}} \sqrt{T_{\text{sec}}^*}} \quad (7)$$

其中 $\dot{m}_{\text{noz}}$ 表示喷管流量, $\dot{m}_{\text{sec}}$ 表示二次流流量.

2 SVC 喷管流场流动特性分析

SVC 喷管内部流动具有激波附面层相互干扰及横向射流的特征. 射入喷管扩张段的高压二次流在超声速主流中生成诱导激波, 该激波起始于附面层内, 并造成强的逆压力梯度, 迫使附面层发生分离, 楔形的分离区诱导出分离激波, 连同主流中的诱导激波即形成所谓的“ λ ”激波, 如图5. 此“ λ ”激波范围内下壁面压力骤升, 造成上、下壁面受力不平衡, 这是形成推力矢量的主要根源.

在较大的二次流压比下, 诱导激波与上壁面相交, 形成典型的人射激波与附面层相互干扰特征, 造成上壁面的附面层分离、诱导出分离激波并使得局部压力升高, 如图5(b)、图6(d). 由于 SVC 喷管的推力矢量是二次流的射入造成喷管上下壁面的压力不平衡的形成, 因此诱导激波与上壁面相交将不利于推力矢量效率.

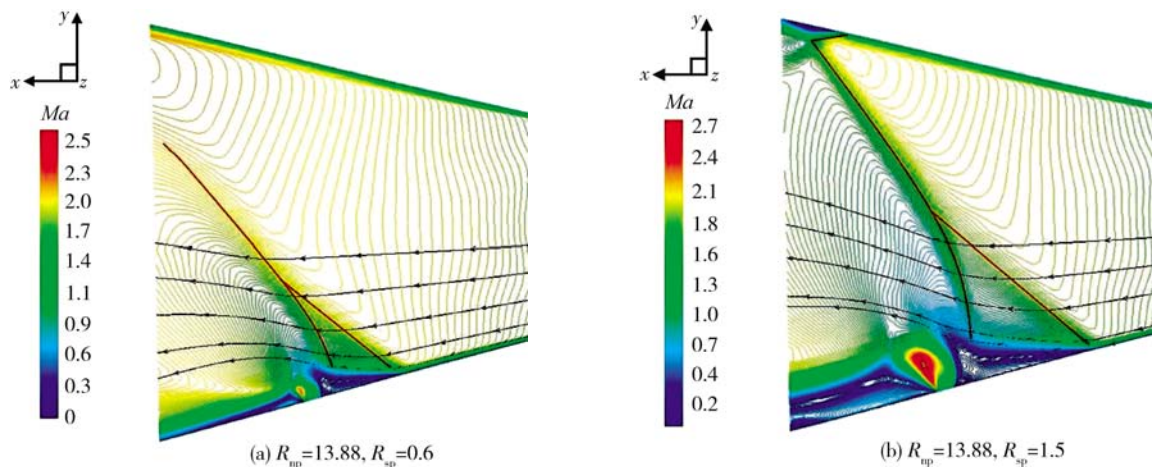


图 5 SVC 喷管典型流场图

Fig. 5 Typical flowfield of SVC nozzle

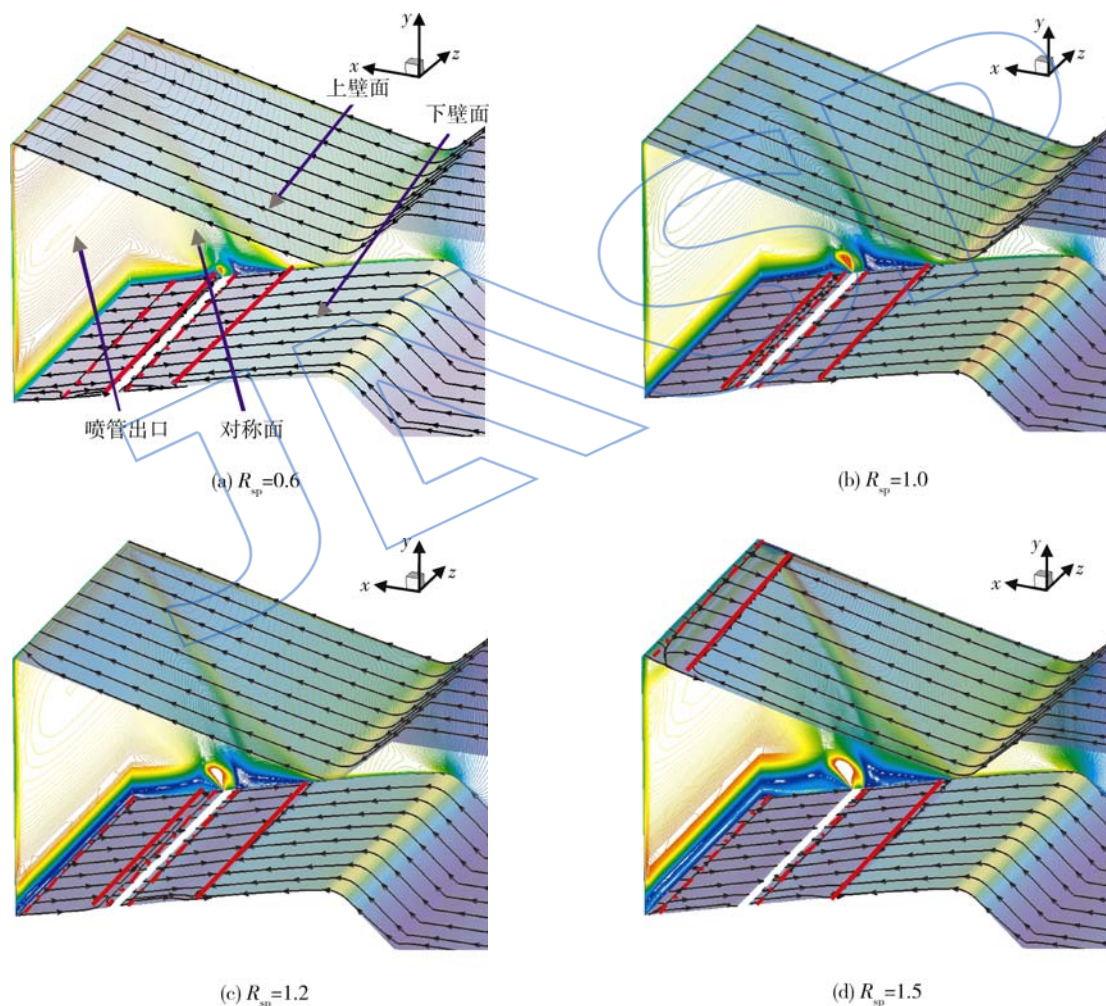
图 6 SVC 喷管极限流线及 Ma 分布图Fig. 6 Limited streamline of SVC nozzle and Ma distribution

图 6 给出了 $R_{np} = 13.88, R_{sp} = 0.6, 1.0, 1.2, 1.5$ 工况下, 喷管上下壁面极限流线及对称面和喷管出口截面 Ma 的分布, 图中红色实线表示分离线, 虚线表示再附线. 在二次流喷嘴上游存在一

条分离线(由鞍点至结点)和再附线(由结点至鞍点), 分别对应附面层的分离涡及射流诱导二次涡. 从图 6 中可以看出, 随着二次流压比 R_{sp} 的增加, 分离线位置逐渐前移, 射流对主流影响范围增

大,在对称面上,主流中激波位置向前移动、强度增大.在不同的二次流压比下,喷口下游流动特征不同, $R_{sp}=0.6$ 时喷口下游存在闭式分离,随着 R_{sp} 的增大,闭式分离变为开始分离并诱导二次分离,如图6(b)、图6(c),当 $R_{sp}=1.5$ 时二次分离消失.由图6(c)、图6(d)可以看出射流深度的增加,开式分离涡范围增大,外流绕下壁面唇口进入喷管而形成唇口分离涡,该分离涡随 R_{sp} 增加而增大.

3 二次流喷口形状对 SVC 喷管推力矢量特性影响

3.1 二次喷射角度对推力矢量特性影响

本文研究了喷管处于设计工况、过膨胀($R_{np}=10$)、欠膨胀状态($R_{np}=16$)时,不同二次流压比下($R_{sp}=0.6, 1.0, 1.2$),二次流喷射角度($\theta=90^\circ, 100^\circ, 110^\circ, 120^\circ, 130^\circ$)对 SVC 喷管矢量特性的影响,其中推力矢量角的变化如图7.可以看出,在给定 R_{sp} 时,不同 R_{np} 对应的推力矢量角随着喷射角度变化趋势一致.

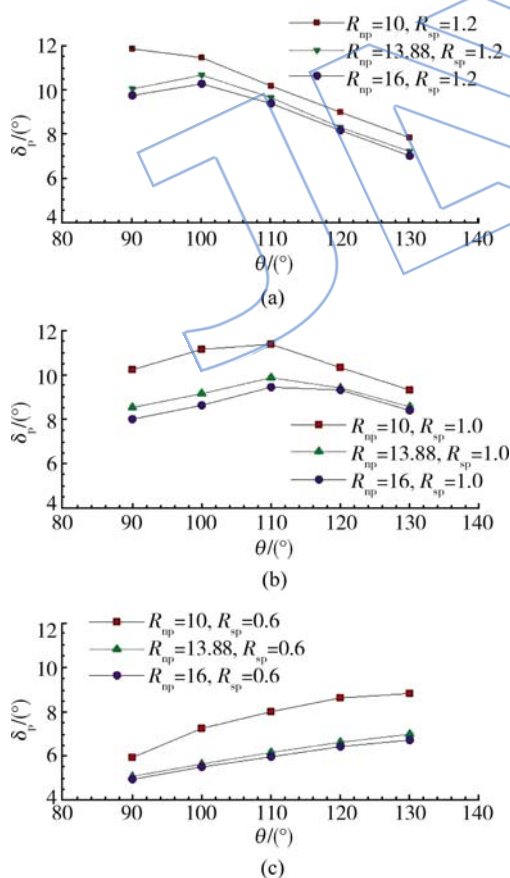
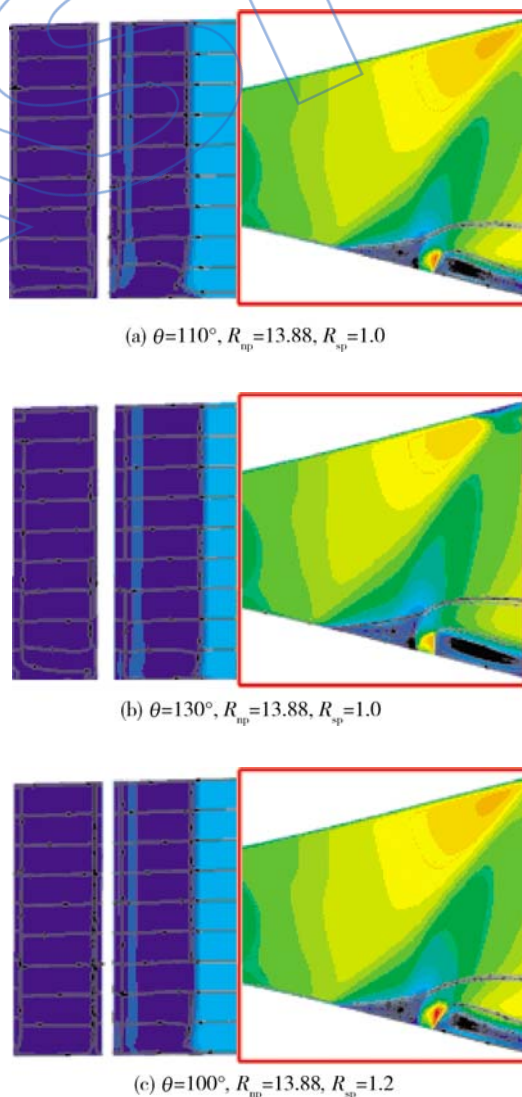


图7 推力矢量角随喷射角度的变化

Fig. 7 Thrust vector angles with varying injection angles

$R_{sp}=0.6$ 的工况下,推力矢量角随喷射角度的增加而增大,在 $\theta=130^\circ$ 时,推力矢量角达到最大值,不同喷管工况下推力矢量角分别为 $8.83^\circ, 6.98^\circ, 6.73^\circ$.由图7可得,随 θ 的增加,推力矢量角度最大增幅分别为 $48.6\%, 37.4\%, 35.9\%$.

当 $R_{sp}=1.0, 1.2$ 时,达到最大推力矢量角对应的喷射角度前移至 $110^\circ, 100^\circ$.随喷射角度的增加,在此较高的二次流压比下,喷口前分离线及对应诱导激波位置前移量明显,如图8(a)~图8(d)(下壁面喷口附近极限流线及对称面 Ma 云图),激波前气流 Ma 下降,激波角度增加,分别在 $110^\circ, 100^\circ$ 喷射角度时,诱导激波与喷管上唇口相交,见图8(a)、图8(c),此时达到最高的推力矢量效率;喷射角度继续增加,激波与上壁面交点前移,并且二次流压比越大,此前移量越大,如图8(b)、图8(d),上壁面局部压力升高范围越大,使得推力矢量效率下降严重,当 $R_{sp}=1.2$ 时,喷射角度从 100° 增加到 130° ,推力矢量角下降约 46% .



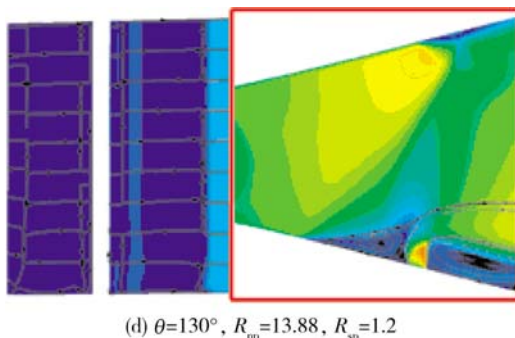


图 8 不同喷射角度下壁面极限流线及对称面流场
Fig. 8 Limited stream line and flow field of symmetry surface under different injection angles

综上,喷射角度对推力矢量角影响突出,在 SCV 喷管设计中应与喷管工况、二次流喷射压比综合考虑,在优化 SVC 喷管参数时,应给予此参数重点关注。

3.2 喷口无量纲展向长度对推力矢量特性影响

二次流喷口无量纲展向长度 $\bar{l}$ 对喷管内部流动特征影响明显,图 9 给出了相同二次流喷口相对面积下, $R_{np}=10, R_{sp}=0.6$ 时,二次流喷口附近极限流线,可以看出, $\bar{l}$ 减小一方面使得喷口前主分离涡演化成马蹄涡,另一方面喷口边缘将诱导出 y 方向(垂直于下壁面)的尾涡,并且可以看出, $\bar{l}$ 越小,喷口前分离线越靠前,喷口前激波角度、强度也越大;但展向影响范围缩小。前者一定条件下利于推力矢量角度的增加,而后者作用相反。

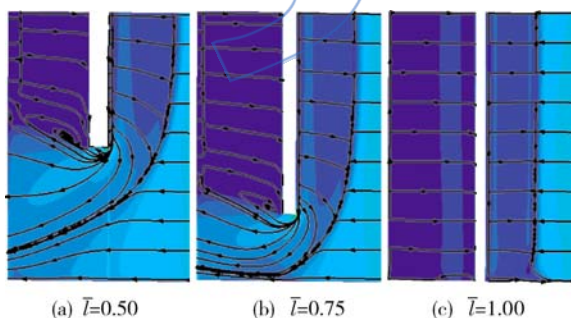


图 9 $R_{np}=10, R_{sp}=0.6$ 不同 $\bar{l}$ 时极限流线图
Fig. 9 Limited stream line of different $\bar{l}$, at $R_{np}=10, R_{sp}=0.6$

保持二次流喷口相对面积 $A_s=0.093$ 、喷射角度 $\theta=90^\circ$,研究了喷口无量纲展向长度 ($\bar{l}=0.50, 0.75, 1.00$) 在 $R_{np}=10, 13.88, 16, R_{sp}=0.6, 1.0, 1.2, 1.5$ 等工况下对 SCV 喷管推力矢量特性的影响,如图 10。

在 $R_{sp}=0.6$ 、不同的 R_{np} 下,不同喷口无量纲

展向长度 $\bar{l}$ 对应的推力矢量角有如下排序: $\bar{l}=0.50 > \bar{l}=0.75 > \bar{l}=1.00$, 此工况下小的喷口无量纲展向长度对推力矢量特性更有利,相对 $\bar{l}=1.00$ 推力矢量角增长量约 $6.4\% \sim 8.3\%$ 。

随着 R_{sp} 的增加, $\bar{l}$ 越大,推力矢量角增加越明显,而此时对于小的 $\bar{l}$,特别是对于 $\bar{l}=0.50$ 模型, $R_{sp} \geq 1.0$ 时,折合流量比 ω_{rec} 增加约 50% ,推力矢量角增量不超过 7% ,主要因为 R_{sp} 的增加,一方面造成激波位置局部前移量很大,另一方面诱导激波角度过大,如图 11,将使得激波与上壁

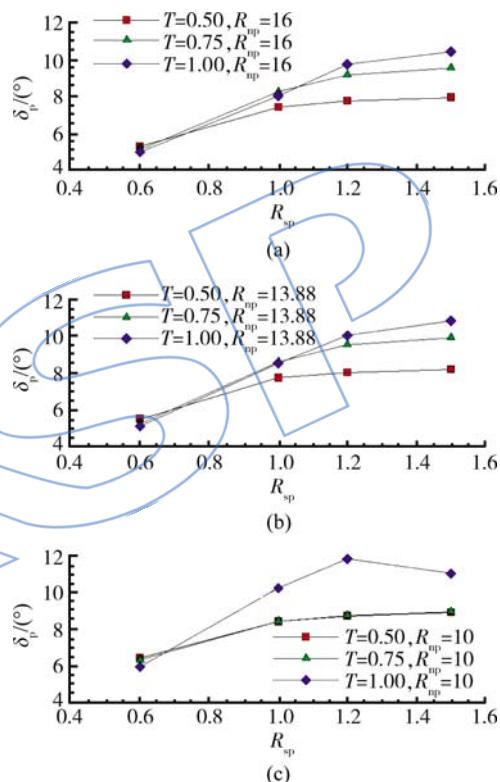


图 10 推力矢量角随喷口无量纲展向长度的变化
Fig. 10 Thrust vector angles with varying non-dimensional slot length

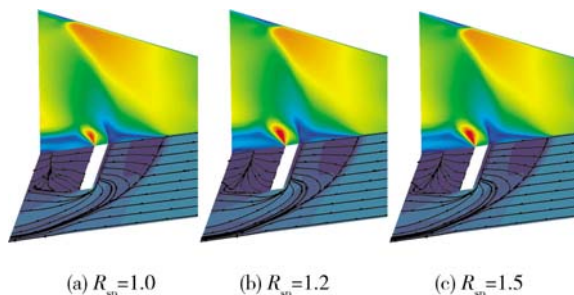


图 11 $R_{np}=13.88, \bar{l}=0.50$ 局部极限流线及 Ma 分布
Fig. 11 Partial limited stream line and Ma distribution at $R_{np}=13.88, \bar{l}=0.50$

面在更大范围内相互作用,影响了推力矢量角的增加。

4 结 论

本文基于CFD数值模拟技术,考虑变比热比及温度对黏度的影响,对二次喷射角度及矩形喷口无量纲展向长度在不同喷管落压比、二次流压比工况下对激波矢量控制喷管三维流动特性及推力矢量特性进行了研究,结论如下:

1) 激波矢量控制喷管内部流动同时具有激波/附面层相互作用及横向射流的流动特征。二次流喷射诱导生成“ λ ”激波,造成主流偏转;大的二次流压比下,诱导激波与喷射上壁面相交,推力矢量效率恶化。喷口无量纲展向长度小于1.00时,喷口前分离涡演化为马蹄涡,同时在下流诱导生成尾涡。

2) 给定 R_{sp} 时,不同 R_{np} 对应的推力矢量角随着喷射角度变化趋势一致。 $R_{sp}=0.6$ 的工况下,推力矢量角随喷射角度的增加而增大;当 $R_{sp}=1.0, 1.2$ 时,达到最大推力矢量角对应的喷射角度前移至 $110^\circ, 100^\circ$ 。

3) $R_{sp}=0.6$ 、不同的 R_{np} 下,小的喷口无量纲展向长度对推力矢量特性更有利,相对 $\bar{l}=1.00$ 推力矢量角增长量约 $6.4\% \sim 8.3\%$;随着 R_{sp} 的增加, $\bar{l}$ 越大,推力矢量角增加越明显。

参考文献:

- [1] Chiarelli C, Johnsen R K, Shieh C F. Fluidic scale model mutli-plane thrust vector control test results[R]. AIAA 93-2433, 1993.
- [2] Mangin B, Chpoun A, Jacquin L. Experimental and numerical study of fluidic thrust vectoring of a two dimensional supersonic nozzle[R]. AIAA-2006-3666, 2006.
- [3] 王占学, 王玉男, 李志杰, 等. 基于激波控制的流体推力矢量喷管推力矢量喷管试验[J]. 推进技术, 2011, 31(6): 751-756.
WANG Zhanxue, WANG Yunan, LI Zhijie, et al. Experiment on fluidic thrust vectoring nozzle based on shock control concept[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 31(6): 751-756. (in Chinese)
- [4] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365, 1999.
- [5] Van der Veer M R, Strykowski P J. Counterflow thrust vectoring control of subsonic jets: continuous and bistable regimes[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(3): 412-420.
- [6] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [7] Wilson W G, Comparin R A. An analysis of the flow disturbance and side forces due to gaseous secondary injection into a rocket nozzle[R]. AIAA 69-443, 1969.
- [8] Deere K A. PAB3D simulations of a nozzle with fluidic injection for yaw thrust-vector control[R]. AIAA 98-3254, 1998.
- [9] Waithe K A, Deere K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2003-3802, 2003.
- [10] Hamed A, Laskowski G. A performance study of slots injection thrust vectoring in a 2DCD nozzle[R]. AIAA 97-3154, 1997.
- [11] 郭建中, 陈步学. 基于推力矢量控制的气体二次喷射混合流场实验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(4): 34-37.
GUO Jianzhong, CHEN Buxue. Experimental research of secondary injection based on thrust vector control[J]. Experiments and Measurements in Fluidic Mechanics, 2003, 17(4): 34-37. (in Chinese)
- [12] 张群峰, 吕志咏, 王戈一. 轴对称射流喷管的试验和数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 139-143.
ZHANG Qunfeng, LÜ Zhiyong, WANG Geyi, et al. Experimental and numerical simulation of an axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 139-143. (in Chinese)
- [13] Neely A J, Gesto F N, Young J. Performance studies of shock vector control fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2007-5086, 2007.
- [14] 张相毅, 王如根, 周敏, 等. 单缝和双缝射流注入对二元喷管推力矢量的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 629-632.
ZHANG Xiangyi, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Effects of single and duel injection ports on thrust vector for 2D nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 629-632. (in Chinese)
- [15] 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)