

激波矢量控制喷管落压比影响矢量性能及 分离区控制数值模拟

王猛杰¹, 额日其太¹, 王 强¹, 吴 盟²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 成都发动机(集团)有限公司, 成都 610503)

摘 要: 激波矢量控制喷管矢量角随落压比(NPR)的增大而下降的现象已被许多研究所证实. 对 NPR 影响矢量角机理及基于多缝腔体和多缝辅助注气方法的分离区控制研究, 目标是寻求大 NPR 条件下矢量性能提高的方法. 研究表明: NPR 影响矢量角的机理主要由于次流下游近壁面分离区由小 NPR 时的开放型变为大 NPR 时的封闭型, 从而导致由于壁面压差力产生的矢量力减小所致. 多缝辅助注气方法可以有效控制分离区在大 NPR 时保持开放, 注气压力为环境压力时可以在不从系统额外引气的条件下提高矢量性能.

关 键 词: 激波矢量控制; 矢量角; 落压比; 多缝辅助注气; 分离区

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simlaton of nozzle pressure ratio effect on vector performance and separation control for shock vector control nozzle

WANG Meng-jie¹, Eriqitai¹, WANG Qiang¹, WU Meng²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Chengdu Engine (Group) Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610503, China)

Abstract: The phenomenon that vector angle of shock vector control nozzle decreases with increasing nozzle pressure ratio (NPR) has been verified by numerous researches. The study was involved with the mechanism of vector angle variation with NPR and multi-slot cavity and multi-slot assistant injection for separation control. A way for improvement of vector performance at large NPR conditions was studied. Results indicate that, the mechanism of vector angle variation with NPR is mainly due to the transition of separation region structure (from open to closed), which is located downstream the secondary injection. This leads to the reduction of thrust vector force caused by wall pressure difference. With the help of multi-slot assistant injection, the separation region can be kept open at large NPR conditions. Vector performance can be improved by atmosphere pressure injection without need of bleeding air from engine.

Key words: shock vector control; vector angle; nozzle pressure ratio (NPR); multi-slot assistant injection; separation

推力矢量喷管对于提高飞机的机动性和可操纵性至关重要. 美国的 F22 和 F35 飞机分别采用了机械式矢量喷管, 但由于需要作动系统驱动, 因此质量和复杂性大大提高. 从 20 世纪 90 年代开始, 推力矢量喷管的研究重心逐渐从机械式矢量喷管向射流控制矢量喷管转移, 美国的 integrated high performance turbine engine technology (IHPTET) 计划、fluidic injection nozzle technology (FLINT) 计划及美国空军的 internal flow control (IFC) 计划均大量开展了射流控制矢量喷管技术的研究. 几何形状固定的射流控制矢量喷管, 相比于传统的机械式矢量喷管, 其结构更简单, 质量更轻, 成本更低, 可靠性更高. 射流控制矢量喷管可以使质量减轻 24%~80%, 发动机推质比提高 7%~12%, 成本和维护费用降低 37%~53%^[1-10]. 同时由于射流控制矢量喷管几何固定, 消除了运动部件和缝隙, 可以减小雷达散射截面, 提高飞机的隐身性能.

现有的射流控制矢量喷管主要分为 4 类: 激波矢量控制 (SVC), 喉道偏移 (TS), 反流 (counterflow) 和双喉道 (DTN) 矢量喷管. 其中激波矢量控制矢量喷管通过在扩张段壁面进行非对称注气导致壁面压力不平衡以实现推力矢量, 矢量效率较高同时推力损失也高, 典型的矢量效率为 3.3%/%(% 表示主流流量与次流流量的百分比), 推力系数为 0.86~0.94^[11-12]. 喉道偏移矢量喷管通过在喉道附近注气使得主流声速面发生偏斜而实现推力矢量, 一般矢量效率中等, 推力损失小, 典型的性能是 2%/ % 的矢量效率, 推力系数为 0.94~0.98^[13]. 反流式矢量喷管可以在较高的推力性能下, 用小的次流流量实现高的矢量角, 但是存在吸气气源、滞后效应以及机身一体化的困难^[14-15]. 本文主要关注激波矢量控制矢量喷管(以下简称激波矢量控制喷管), 许多数值研究和实验研究表明, 激波矢量控制喷管这种方法在过膨胀时产生的矢量角最大, 随着 NPR 的增大矢量角下降^[1]. 随着射流控制矢量喷管技术逐渐进入实际应用阶段, 大 NPR 条件下推力矢量性能下降问题的严峻性日益体现.

激波矢量控制喷管工作的具体原理主要和主次流相互干扰的复杂流场相关(图 1, Ma_j 为次流马赫数), 欠膨胀次流进入主流后产生不对称膨胀, 在次流上游形成弓形激波(bow shock), 强的逆压梯度使主流边界层发生分离并产生分离激波. 上游通常存在两个旋向相反的回流区, 在近

壁形成高压区(两个峰值分别对应于分离激波和两个回流区中间壁面的滞止点). 次流下游形成低压回流区(通常会低于环境压力), 当次流附壁时会产生附着激波. 矢量力主要分为两部分, 次流动量力和主次流干扰引起的壁面压力不对称产生的力(压差力), 而后者占矢量力的 80%~90%, 因此提高主次流干扰引起的压差力是关键.

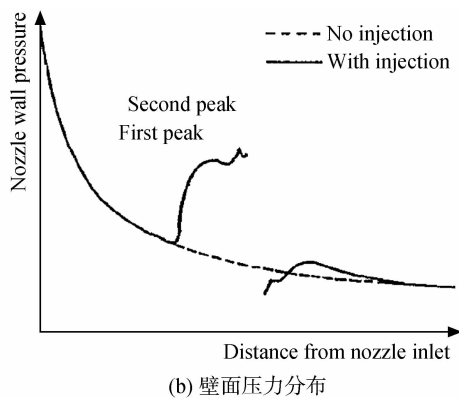
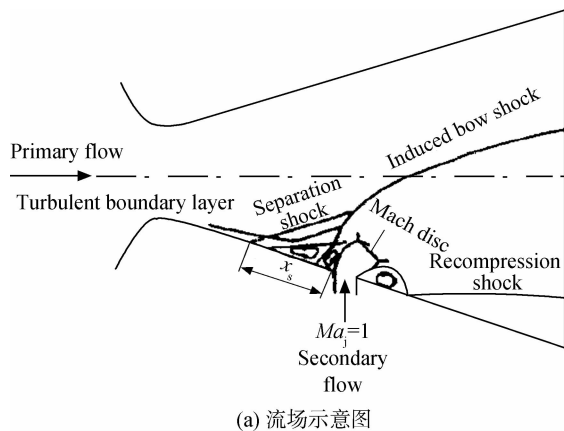


图 1 激波矢量控制喷管对称面流场示意图及壁面压力分布^[16]

Fig. 1 Flowfield schematic and wall pressure distribution of symmetric plane of shock vector control nozzle^[16]

本文主要利用数值方法研究激波矢量控制喷管矢量角随 NPR 的增大而下降的机理, 研究利用多缝腔体和多缝辅助注气的方法控制次流下游分离区, 以提高次流下游分离区压力, 针对多缝辅助注气的方法重点研究了注气压力对控制效果的影响.

1 数值方法及验证

1.1 数值方法

数值方法基于 FLUENT 6.3.26 软件, 采用密度基隐式方法求解, 单元界面上空间离散是基于

Roe 格式的 2 阶迎风格式,湍流模型采用 renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 模型,工质为理想气体模型的空气,黏性采用 Sutherland 公式计算.初始化采用 FMG(full multigrid)方法得到合理的初始流场以缩短求解时间,计算中库朗数在保证稳定的条件下逐渐调大.收敛准则主要包括连续、动量、能量和湍流方程的残差(下降 3 个量级),整个计算域的流量平衡以及推力、矢量力等具体性能指标的平衡.计算主要以二维求解为主,并选取特定工况进行三维与二维计算结果的对比.

2.2 计算模型、计算网格及边界条件

2.2.1 计算模型

采用 Waithe 和 Deere^[12] 二元收扩喷管多缝喷注的研究中的第 1 号喷管构型——后缝注气激波矢量控制喷管(如图 2 所示),该喷管设计 NPR 为 8.78,计算时外流马赫数取为 0.05,压力为 1.013×10^{-5} Pa,温度为 300 K. 5 种构型下,下游注气缝几何均为常数; $x=104.1$ mm,长度为 88.65 mm,面积为 90.3 mm^2 ,轴向位置的测量从注气缝的中心线计算.

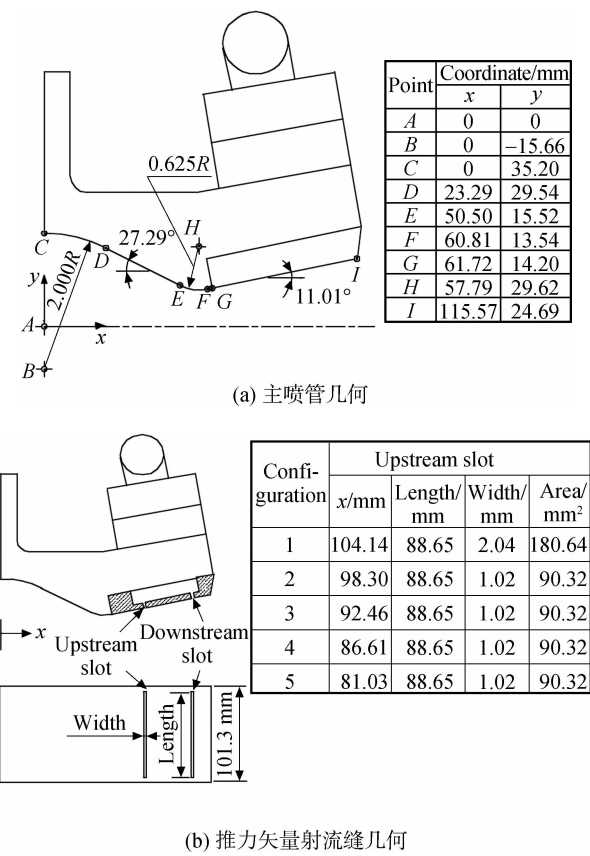


图 2 主喷管及推力矢量射流缝几何^[12]

Fig. 2 Geometry of main nozzle and thrust vector injection slot^[12]

1.2.2 计算网格及边界条件

计算域选取以喷管出口为基准,到下游 $8D_e$,到上游 $9.8D_e$,轴线到上边界为 $7.5D_e$,其中 D_e 表示喷管出口高度.对流场梯度大的区域进行加密,近壁网格加密保证 y^+ 在 1 左右.计算域及计算网格如图 3 和图 4 所示.

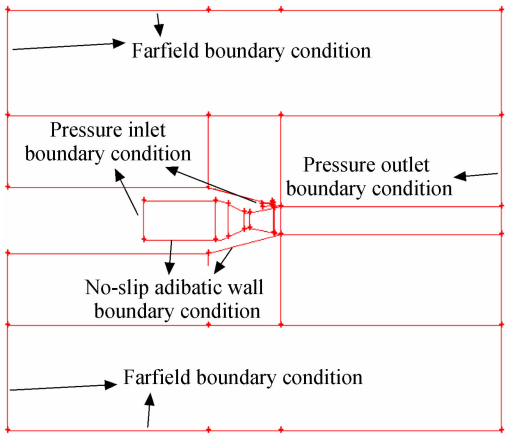
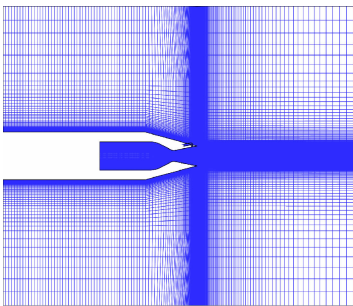
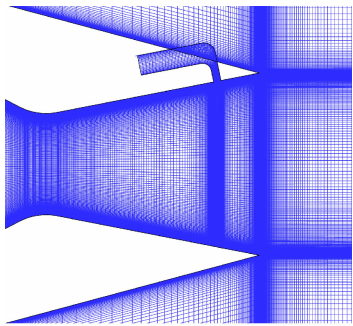


图 3 计算域及边界条件

Fig. 3 Computation domain and boundary condition



(a) 整体网格



(b) 次流附近局部放大网格

图 4 二维计算网格

Fig. 4 Two-dimensional computation grid

1.3 数值验证

1.3.1 二维网格无关性验证

针对 NPR 为 4.6,次流压比(SPR)为 0.7 的

工况进行二维网格无关性验证,选取 4 组网格序列,如图 5 所示为不同网格喷管的上壁面压力分布(p/p_i 为壁面压力与喷管进口压力之比, x/x_i 为喷管不同位置与喷管进口到喉道长度之比),从图中可以看出,当网格数目较少时,射流产生的高压区范围较小,上壁面压力也较实验值高,喷管的流场结构及上壁面压力分布随网格数目变化,说明在网格数目较小时,对流场结构模拟不够准确,当网格数目增加到 13 万后,上壁面的压力分布基本不再变化,后面计算采用该网格数目。

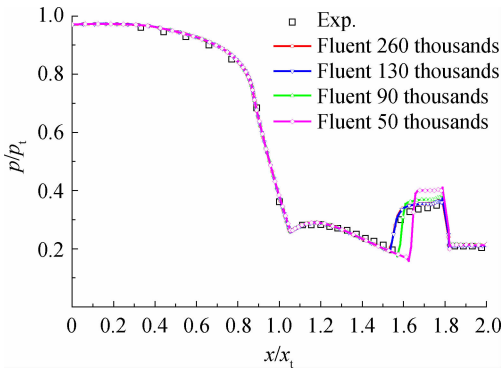


图 5 不同网格上壁面压力分布

Fig. 5 Upper wall pressure distribution of different grids

1.3.2 三维及二维计算对比验证

Hunter 针对该主喷管在不同 NPR 下流动进行了系统研究,发现当 NPR 小于 1.8 时,由于流动未填满整个流道,存在三维分离,当 NPR 大于 2 以后形成满流,分离为二维分离,而且随着 NPR 增大二维性变好^[17]。这里我们进一步针对网格无关性验证的相同工况进行三维计算(网格见图 6)以验证二维计算的合理性。图 7 表示上壁面压力分布(包括连续云图和展向不同截面图,0%表示壁面截面位置),可以看出靠近壁面处压力分布由于壁面处的三维流动而导致二维性受到一定影响,但在流场的大部分区域二维性较好。而展向不同截面的曲线基本重合,也说明流动的二维性较好,因此可以采用二维数值模拟来模拟喷管的整体流动。

1.4 性能计算公式

喷管性能通过以下公式计算:

1) 主推力

$$F_x = mV_{ex} + (p - p_a)A_e = \iint_S \rho V_{ex}^2 ds + \iint_S (p - p_a) ds \quad (1)$$

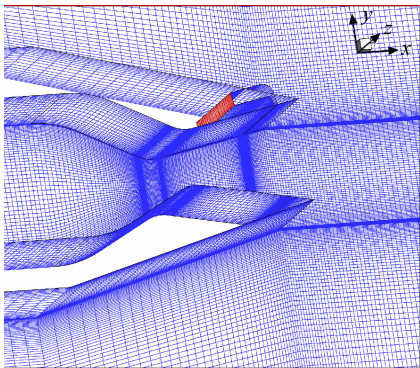
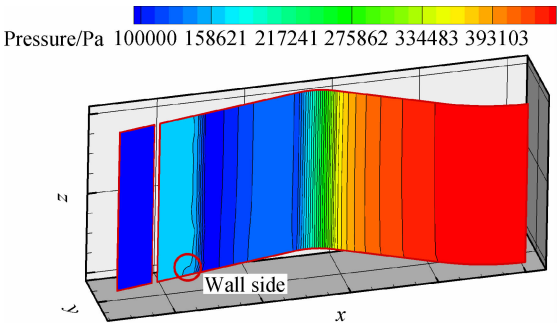
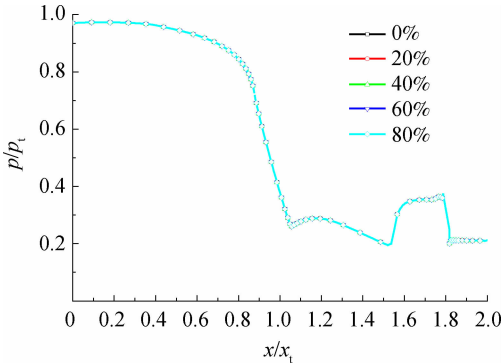


图 6 三维计算网格

Fig. 6 Three-dimensional computation grid



(a) 上壁面压力分布云图



(b) 展向不同截面的上壁面压力分布

图 7 上壁面压力分布

Fig. 7 Upper wall pressure distribution

其中 $F_{x1} = mV_{ex} = \iint_S \rho V_{ex}^2 ds$ 表示动量力,
 $F_{x2} = (p - p_a)A_e = \iint_S (p - p_a) ds$ 表示喷管出口压差力, ρ 为密度, p_a 为大气压力, m 为喷管出口总流量, V_e 和 A_e 为喷管出口速度和面积。

2) 矢量力 F_y

$$F_y = F_j + F_i = m_j V_j + \iint_S (p - p_\infty) ds \quad (2)$$

其中 $F_j = m_j V_j$ 表示次流的动量力,而 $F_i = \iint_S (p - p_\infty) ds$ 则表示次流干扰引起的壁面压差力

积分的扰动力. 下标 i 和 j 分别表示干扰和射流, p_∞ 为来流压力.

3) 矢量角 δ_p

$$\delta_p = \arctan\left(\frac{F_y}{F_x}\right)$$

(3)

4) 矢量效率 η_p

$$\eta_p = \frac{\delta_p}{(m_j/m_p) \times 100\%}$$

(4)

其中 m_p 为主流流量, m_j 为次流流量.

2 结果与讨论

2.1 NPR 对矢量角的影响规律机理

2.1.1 壁面压力及流场分析

计算了 NPR 为 4.6~20 范围激波矢量控制喷管流场来研究 NPR 对于矢量性能的影响. 图 8 表示 NPR 对矢量角的影响, 可以看出, 随着 NPR 的增大, 矢量角逐渐下降. 由于矢量力的主要贡献来自上下壁面的压差力, 通过分析不同 NPR 的壁面压力分布可以进一步明确其矢量性能下降的原因. 从图 9 看出, 不同 NPR 条件, 下壁面压力分布相同, 主要差异在上壁面. 随着 NPR 的增大, 次流上游弓形激波的位置向下游移动, 导致次流上游的高压区范围减小, 对于次流下游压力分布而言, 当 NPR 小于 15 时, 下游壁面压力分布为水平, 其大小同环境压力相同, 说明次流下游近壁面为与环境联通的开放回流区结构, 此时的壁面压力水平较高, 矢量力大; 而当 NPR 大于 15, 喷管欠膨胀严重, 次流下游近壁面区域会形成封闭的低压回流区, 这导致次流下游壁面压力存在低压波谷区域, 减小了矢量力. 这一点从图 10 可以更清楚地看到, 图 10(a) 和图 10(b) 分别表示 NPR 为 10 和 15 的马赫数和回流区流线分布, 可以明

确区分两种下游分离区的结构(开放和封闭), NPR 为 10 时次流下游近壁面区域形成开放回流区, 存在两个旋涡结构, NPR 为 15 时次流下游近壁面区域形成封闭回流区.

2.1.2 矢量力分析

1) 两种改变 NPR 的计算结果对比

通常研究喷管 NPR 变化的方法有两种, 分别是保持环境压力不变改进口压力和保持进口压

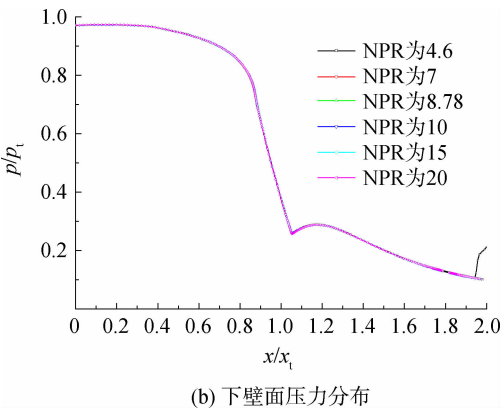
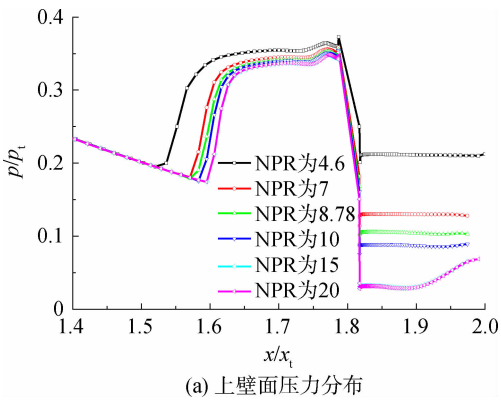


图 9 NPR 对喷管壁面压力分布的影响
Fig. 9 Effect of NPR on wall pressure distribution of nozzle

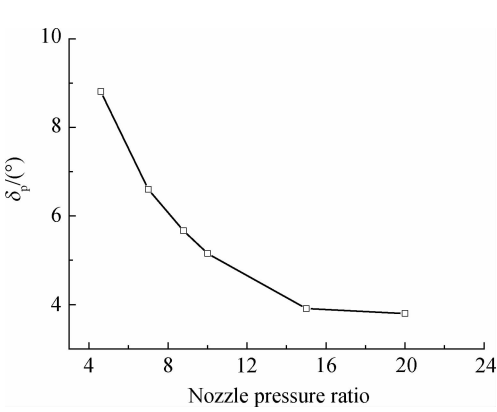
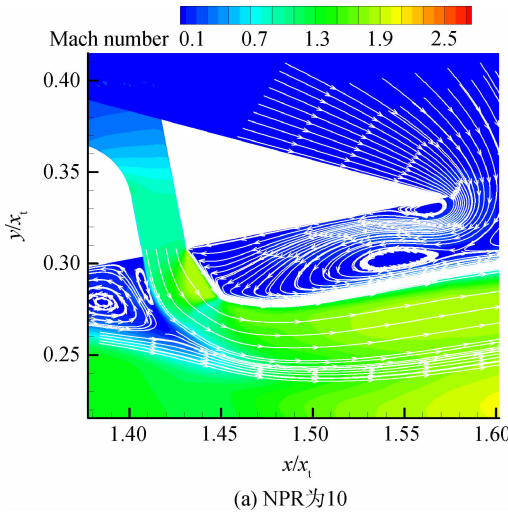


图 8 NPR 对矢量角的影响
Fig. 8 Effect of NPR on vector angle



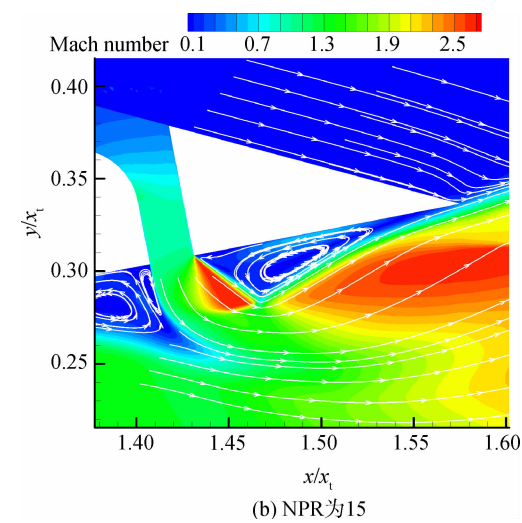


图 10 两种 NPR 下的马赫数及流线
Fig. 10 Mach number and streamline at two NPRs

力不变改环境压力. 其中改变环境压力的方法可以有效模拟真实条件中因为环境压力变化引起 NPR 变化而对喷管推力矢量性能的影响. 这里分别计算了 3 种工况下, 改变进口压力和环境压力两种方法对于流场结构和矢量角的影响. Case 1, case 3 及 case 5 表示通过改变进口压力来改变喷管的 NPR, 环境压力为 100 000 Pa, 而 case 2, case 4 及 case 6 表示为通过改变环境压力来改变喷管的 NPR, 其中进口压力为 1 000 000 Pa, 两种情况 SPR 均为 0.7. 从表 1 中可以看出, 各种工况下矢量角基本相同.

表 1 两种方法计算的 3 种 NPR 矢量角计算结果
Table 1 Results of thrust vector performance at three NPRs with two calculation methods

工况	进口压力/Pa	环境压力/Pa	NPR	$\delta_p/(^\circ)$
Case 1	700 000	100 000	7	6.60
Case 2	1 000 000	142 857	7	6.61
Case 3	1 500 000	100 000	15	3.92
Case 4	1 000 000	66 667	15	3.92
Case 5	2 000 000	100 000	20	3.83
Case 6	1 000 000	50 000	20	3.82

图 11 和图 12 表示 case 1 和 case 2 的壁面压力分布和马赫数云图. 可以看出, 两者的壁面压力分布和马赫数云图几乎没有区别. 可以推断, 影响喷管流场结构仅与 NPR 本身有关, 而与具体如何实现无关. 因此, 采用两种方法计算得到的无量纲量(矢量角、壁面压力及马赫数均变为无量纲量)结果一致.

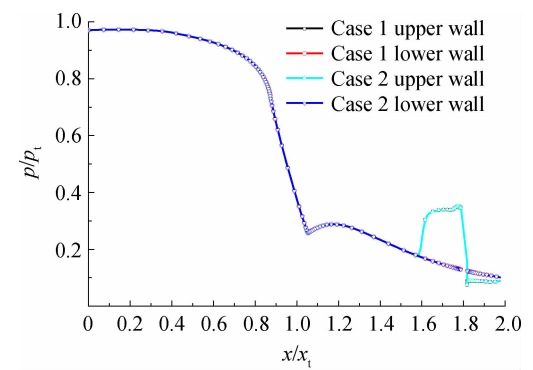


图 11 Case 1 和 case 2 壁面压力分布对比
Fig. 11 Comparison of wall pressure distribution of case 1 and case 2

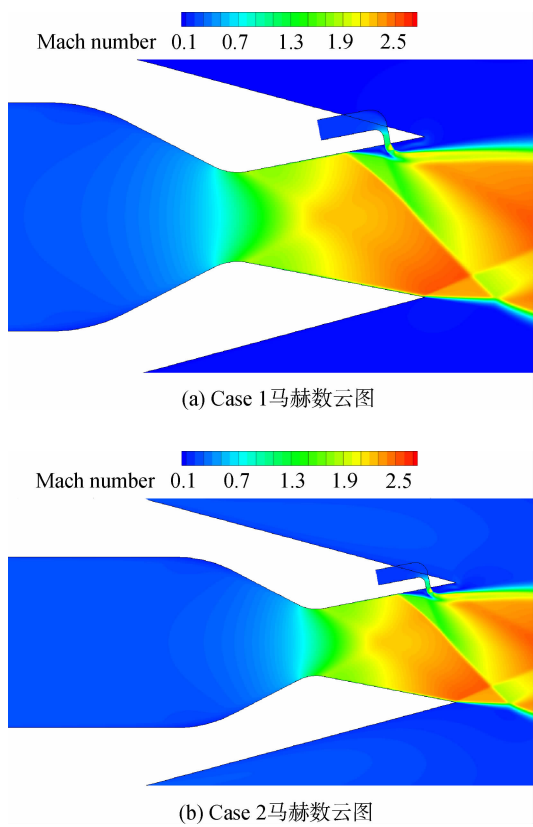


图 12 Case 1 和 case 2 马赫数云图对比
Fig. 12 Comparison of Mach number contour of case 1 and case 2

2) NPR 矢量力变化分析

为了便于比较, 这里保持进口压力不变, 通过改变环境压力来改变 NPR. 通过计算较高 NPR 下喷管的主推力和矢量力(如表 1 所示)来研究矢量角变化的主要因素. 结果表明, 当 NPR 增加到 15 以上, 主推力中动量力基本不再变化而由于欠膨胀引起的压差力持续上升. 矢量力 F_y 随 NPR 升高而下降, 当 NPR 大于 15 以后 F_y 基本不变,

这和前面关于壁面压力分布的结果一致,说明矢量力确实主要由壁面的压差力确定.

表 2 不同 NPR 的喷管性能参数

Table 2 Nozzle performance parameters with different NPRs

NPR	F_x/N		F_y/N	$\delta_p/(\text{^\circ})$
	F_{x1}	F_{x2}		
10	32.08	2.74	3.09	5.07
15	32.43	3.96	2.50	3.92
20	32.43	4.78	2.49	3.82

由以上分析可知,矢量角随 NPR 增大而减小的机理主要包括两方面(矢量力减小和主推力增大):第一,NPR 增大导致喷管欠膨胀程度加深进而导致对次流压迫增强,使得次流在下游分离后附壁,形成封闭回流区而降低了次流下游壁面压力分布,导致矢量力的减小;第二,压差力随着 NPR 增大而增大,导致主推力的增大.由于主推力的减小会影响发动机工作性能,因此主要考虑提高矢量力来提升性能.

2.2 下游分离区控制方法

下游分离区控制的目标是提高分离区内的壁面压力水平,从而提高大 NPR 时的矢量性能.分析 NPR 为 15 的流场结构发现下游封闭回流区末端有壁面压力升高,对应于再附着激波结构.分别采用多缝腔体和多缝辅助注气两种方法研究激波矢量控制喷管在大 NPR 下对矢量性能的影响.

多缝腔体是一种用来控制激波/边界层相互干扰的被动控制方法(见图 13),其主要机理是在激波与边界层相互干扰的区域设置多缝腔体,激波前后的高低压会驱动流体通过多缝腔体实现从波后向波前的流动,从而实现激波前后的压力平衡.

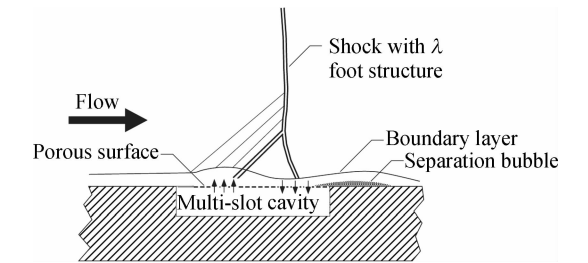


图 13 多缝腔体控制激波/边界层相互干扰示意图^[18]
Fig. 13 Sketch of multi-slot cavity for shock-boundary layer interaction control^[18]

如图 14 所示,本文采用垂直开槽的方式在上壁面布置面积比为 0.3 的开槽腔体(开 5 个槽),

对于多缝腔体控制方法,设想通过压力联通的被动控制方式提高下游分离区的压力水平,从而在大 NPR 时提高矢量性能.另外,由于封闭回流区导致壁面压力存在(低于环境压力)波谷,开放回流区壁面压力和外界环境压力相同,设想通过多缝辅助注气的方式来直接提高下游分离区压力.这里并不具体设计引气通道,仍采用腔体结构,不同的是腔体的上边界采用压力进口边界条件,并且压力和温度设定为环境压力和温度.针对多缝辅助注气控制方法,分别计算了注气压力为环境压力以及 IPR(注气压力与进口压力之比,injection pressure ratio)为 0.3,0.5,0.7 的工况来研究注气压力对于控制效果的影响.注气压力为环境压力的情况其实可以对应无须从高压部件引气,只需从环境引气的一种方法,因此值得引起关注.

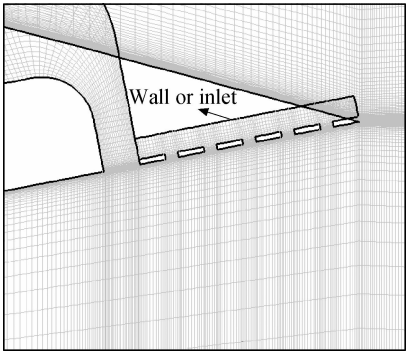


图 14 多缝腔体示意图
Fig. 14 Sketch of multi-slot cavity

2.2.1 多缝腔体控制

选取 NPR 为 15 的工况为例进行分析,图 15 表示在 NPR 为 15 时基准和多缝腔体算例的马赫数云图和上壁面压力分布,从中可以看出,上壁面引入多缝腔体可以引起靠近处高压流体通过多缝腔体流入低压回流区,但是由于斜激波的强度不大,因此对次流下游壁面压力的扰动不大,并未达到预想效果,上游高压区范围扩大但压力水平降低.图 16 表示整个 NPR 范围的基准与开缝腔体控制方法的矢量角,可以看出两者基本没有差别,说明在此工况下,仅依靠斜激波两侧压差力难以实现下游分离区压力的控制.

2.2.2 多缝辅助注气控制

1) 注气压力为环境压力

图 17 表示 NPR 为 15 时,次流下游上壁面附近流场马赫数分布及壁面压力分布,可以看出注

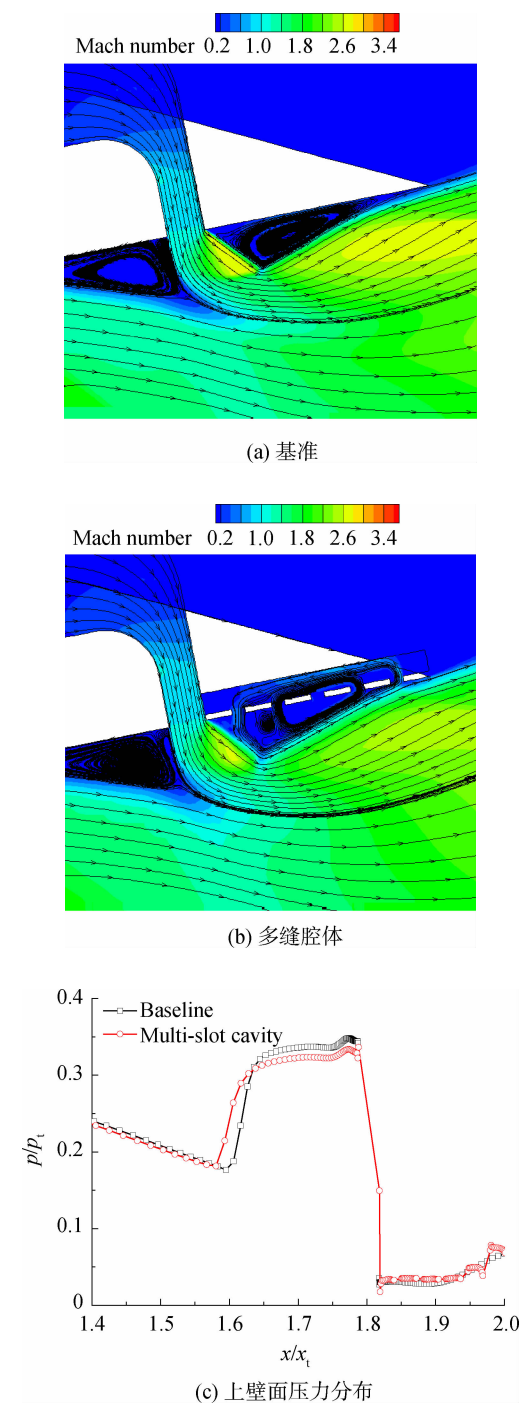


图 15 NPR 为 15 时马赫数云图和下壁面压力分布
Fig. 15 Mach number contour and lower wall pressure distribution at NPR of 15

气压力为环境压力的控制效果显著,由于环境高压驱动导致次流下游分离区由封闭变为开放,次流下游壁面压力水平显著提高(次流下游壁面压力分布从原来的波谷变成了水平的直线),而对于次流上游高压区的影响较小,高压区范围变大,而峰值压力略有减小. 另外,因为引气压力为环境压力(不考虑损失的假设),其优势在于无须从发动机其他部件引气,而且结构简单. 进一步计算了环

境引气下,NPR 范围为 4.6~20 的工作特性(如图 17 所示),由此可以看出,在 NPR 为 15 时的效果最明显,矢量角的增量最大(达到原来的 10% 左右).

2) 注气压力影响

进一步计算了喷管在过膨胀、设计点和欠膨胀 3 种状态下 IPR 为 0.3,0.5 和 0.7(相对主流

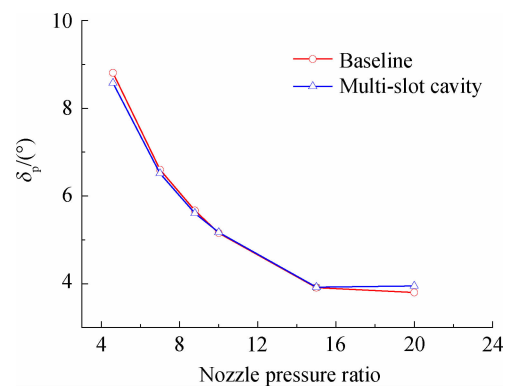
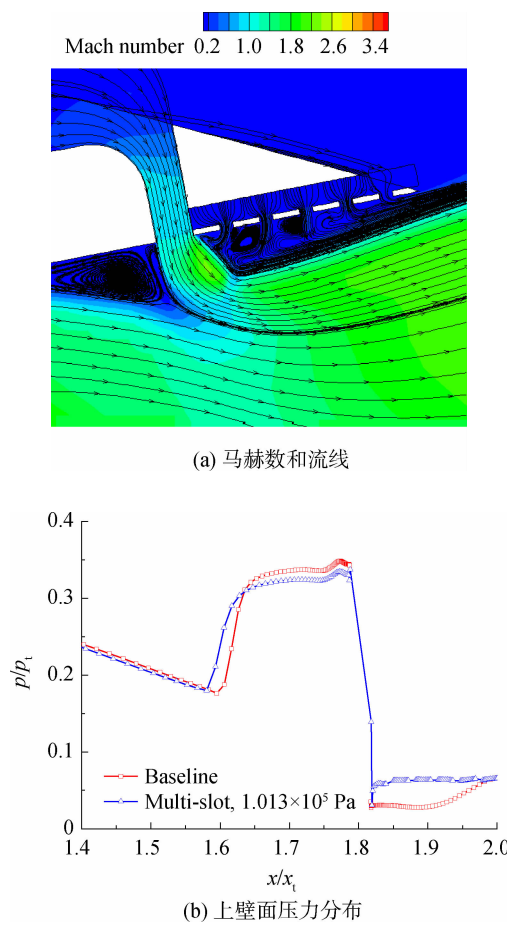


图 16 不同 NPR 多缝腔体与基准布局矢量角对比
Fig. 16 Comparison of vector angle of multi-slot cavity and baseline configuration with different NPRs



(a) 马赫数和流线

(b) 上壁面压力分布

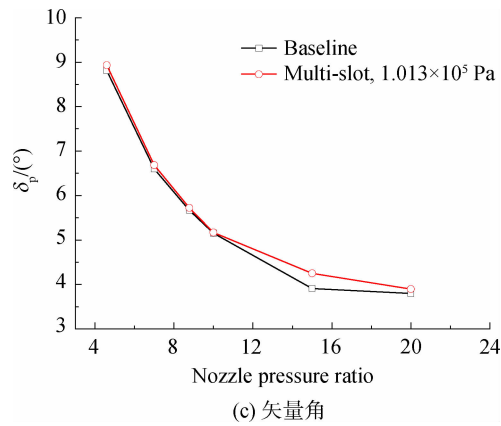


图 17 NPR 为 15 时多缝辅助注气与基准布局对比
Fig. 17 Comparison of multi-slot assistant injection and baseline configuration at NPR of 15

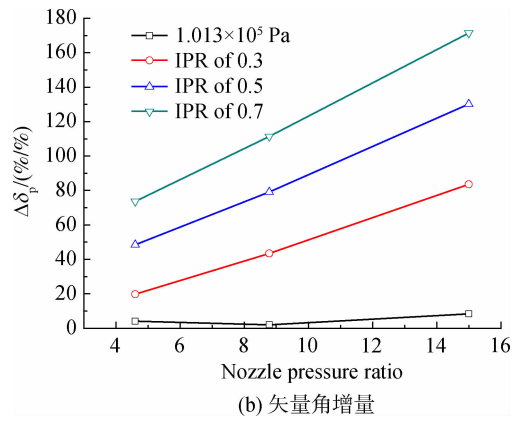


图 18 不同 NPR 时 IPR 对于矢量角及矢量角增量的影响
Fig. 18 Effect of IPR on vector angle and argumentation of vector angle with different NPRs

流量比分别为 3%, 5% 和 7%) 3 种情况来研究注气压力对于矢量性能的影响. 图 18 分别表示注气压力对于矢量角及矢量角增量的影响规律, 根据图 18, 提高注气压力增加了注气流量, 因此可以提高矢量角, 而且随着 IPR 增大, 矢量角增量变大, 数值大小基本和注气流量成正比 (大约为 29%/%) (分母上的 % 表示主流流量与次流流量的百分比). 图 19 表示喷管 3 种工况下矢量效率受 IPR 的影响, 其中曲线的前两个点分别表示基准和注气压力为环境压力的情况, 作为对比. 可以看出对于过膨胀和设计点工况, 在注气压力为环境压力之后随着 IPR 的增大, 矢量效率明显下降, 而对于欠膨胀工况, 多缝辅助注气控制下的矢量效率相对于 IPR 存在最大值, 但总体来说, 对于 NPR 为 15 的欠膨胀工况, IPR 对于矢量效率影响不显著, 说明增大注气流量并未提高矢量效率.

图 20 和图 21 分别表示 NPR 为 15 不同 IPR 时上壁面压力分布以及流场马赫数云图, 可以看出, 次流下游分离区内的注气压力增大直接导致壁面压力台阶式升高, 同时也导致了次流的穿透

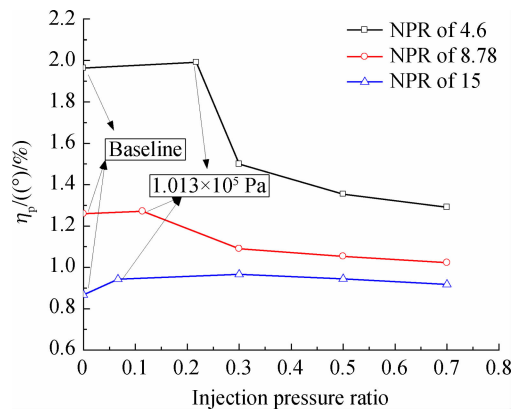


图 19 不同 NPR 时 IPR 对矢量效率的影响
Fig. 19 Effect of IPR on vector efficiency with different NPRs

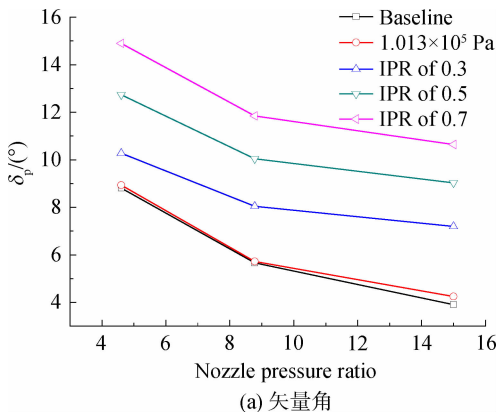
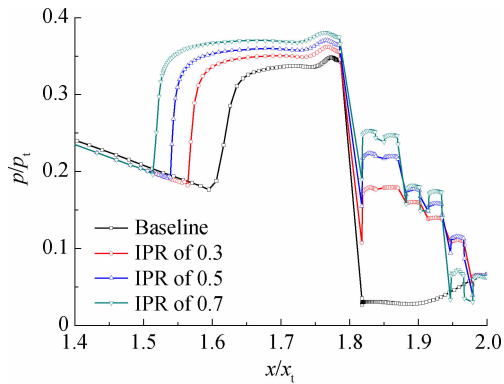
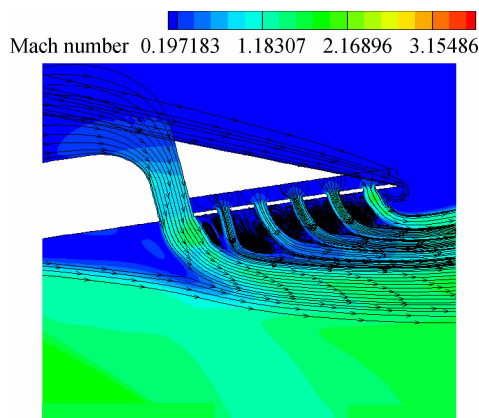


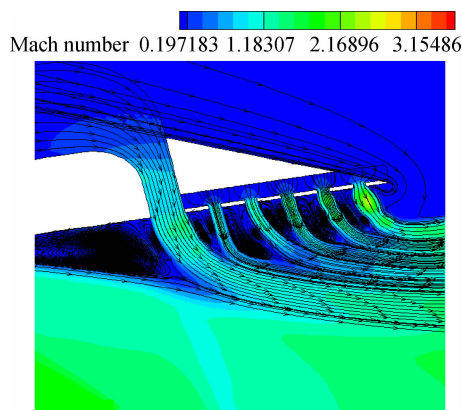
图 20 NPR 为 15 不同 IPR 时上壁面压力分布
Fig. 20 Upper wall pressure distribution of different IPRs at NPR of 15



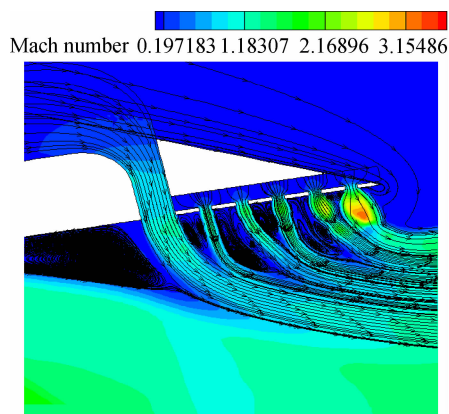
深度更大, 对主流的阻碍加大, 进而导致了上游高压区范围的扩大. 这两种效果综合作用导致矢量



(a) IPR为0.3



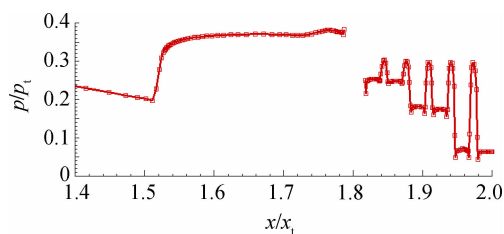
(b) IPR为0.5



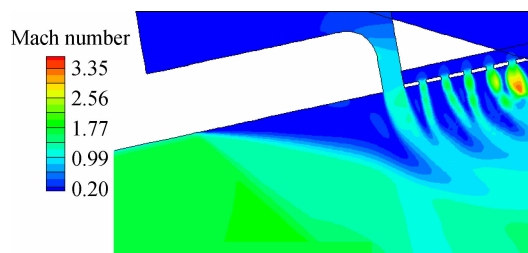
(c) IPR为0.7

图 21 NPR 为 15 不同 IPR 时马赫数云图

Fig. 21 Mach number contour of different IPRs at NPR of 15



(a) 壁面压力分布



(b) 马赫数云图

图 22 NPR 为 15 时壁面压力分布(包含射流)及马赫数云图

Fig. 22 Wall pressure distribution (including jets) and Mach number contour at NPR of 15

角显著增大. 另外, 多股射流喷射速度沿程逐渐增大, 膨胀程度也逐渐加深, 多缝之间的壁面压力沿程下降, IPR 增大导致射流欠膨胀程度加深(比较相同位置射流). 观察一个有趣的现象(如图 22), 沿下游方向第 1, 3, 5 号射流两侧壁面压力基本一致, 说明受其他射流影响不大, 而第 2, 4 号射流向下偏转, 其壁面压力呈现上游高、下游低的分布. 这种射流偏转的现象可能与射流之间因剪切及壁面引起旋涡结构的相互干扰有关. 射流在出口处的压力基本相同, 而欠膨胀水平沿下游逐渐加深.

3 结 论

本文基于 CFD 数值模拟方法对激波矢量控制喷管 NPR 影响矢量机理及分离区控制方法进行研究, 得到如下结论:

1) 数值计算结果验证了矢量角随着 NPR 增加而下降的事实, 而且推力矢量性能主要由主流干扰引起的壁面压差力决定.

2) 矢量性能随 NPR 增大而下降的主要机理是次流下游分离区结构, 由 NPR 较小时的开放状态变为 NPR 较大时封闭状态, 导致下游分离区压力出现波谷, 使得次流穿透深度变小, 使得上游高压区变小, 压差力减小而导致矢量性能下降.

3) 本文算例条件, 多缝腔体被动控制难以实现分离区控制, 而环境压力的多缝辅助注气可以在不增加系统额外引气量的条件下使得大 NPR 时的矢量性能得到提高(NPR 为 15 时, 矢量角增量为原来的 10%).

4) 增加注气流量可以使得矢量角增加, 但在大部分工况下, 不能够提高矢量效率.

参考文献:

[1] Karen A D. Summary of fluidic thrust vectoring research

- conducted at NASA langley research center[R]. AIAA-2003-3800,2003.
- [2] Wing D J. Static investigation of two fluidic thrust-vectoring concepts on a two-dimensional convergent-divergent nozzle[R]. NASA TM-4574,1994.
- [3] Deere K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring [R]. AIAA-2000-3598,2000.
- [4] Andrew J N, Fernando N G, John Y. Performance studies of shock vector control fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2007-5086,2007.
- [5] Yagle P J, Miller D N, Ginn K B, et al. Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles[R]. ASME Paper 2000GT-0013,2000.
- [6] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat area control[R]. AIAA 95-2603,1995.
- [7] Sadiq M U. Performance analysis and flowfield characterization of secondary injection thrust vector control (SITVC) for a 2DCD nozzle[D]. Los Angeles: University of Southern California,2007.
- [8] DalBello T, Georgiadis N J, Yoder D A, et al. Computational study of axisymmetric off-design nozzle flows[R]. NASA/TM-2003-212876,2003.
- [9] 吴雄. 固体发动机燃气二次喷射理论与试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007.
- WU Xiong. Theoretical and experimental research on hot gas secondary injection for solid rocket motor[D]. Changsha: National University of Defence Technology,2007. (in Chinese)
- [10] Dickmann D A. On the near field mean flow structure of transverse jets issuing into a supersonic freestream[D]. Arlington: University of Texas,2007.
- [11] Anderson C J, Giuliano V J, Wing D J. Investigation of hybrid fluidic/mechanical thrust vectoring for fixed-exit exhaust nozzles[R]. AIAA 97-3148,1997.
- [12] 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.
- [13] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365,1999.
- [14] Hunter C A, Deere K A. Computational investigation of fluidic counterflow thrust vectoring[R]. AIAA 99-2669,1999.
- [15] Flamm J D. Experimental study of a nozzle using fluidic counterflow for thrust vectoring [R]. AIAA 98-3255,1998.
- [16] Dhinakaran R, Bose T. Comparison of Euler and Navier-Stokes solutions for nozzle flows with secondary injection [R]. AIAA 96-0453,1996.
- [17] Hunter C A. Experimental, theoretical and computational investigation of separated nozzle flows [R]. AIAA 98-3107,1998.
- [18] Asbury S C, Hunter C A. Static performance of a fixed-geometry exhaust nozzle incorporating porous cavities for shock-boundary layer interaction [R]. NASA TM-1999-209513,1999.