

文章编号: 1000-8055(2007)10-1678-07

二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究

谭慧俊, 陈 智

(南京航空航天大学 内流研究中心, 南京 210016)

摘 要: 对二元双喉道射流推力矢量喷管的设计规律进行了数值模拟研究. 结果表明, 空腔长度、空腔扩张角、空腔收敛角、上游喉道高度等设计参数对喷管的推力系数、矢量效率以及内部流态均有着显著影响. 研究中获得的最佳参数组合方案为: 空腔长度 2.61, 空腔扩张角 10° , 空腔收敛角 30° , 上游喉道高度 1.0, 次流注入角 150° (长度尺度以下游喉道高度无量纲化). 当主流压比为 4、次/主流压比为 1.08、次流量为主流的 2.5% 时, 该方案获得了 14.34° 的矢量角, 且推力系数为 0.967.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 推力矢量; 喷管; 双喉道; 射流

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

A computational study of 2-D dual-throat fluidic thrust vectoring nozzles

TAN Huijun, CHEN Zhi

(Internal Flow Research Center, Nanjing University of Aeronautics and
Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Numerical studies on 2-D dual-throat fluidic thrust vectoring nozzles were performed to obtain the key design rules. Results show that length of primary nozzle cavity, divergent cavity ramp angle, convergent cavity ramp angle and height of upstream primary nozzle throat have great influence on thrust ratio, thrust vectoring efficiency and the internal flow patterns. The optimal package of parameters is: 2.61, 10° , 30° , 1.0 and 150° , respectively (the length scale is normalized by the height of downstream primary nozzle throat). This package can achieve a pitch thrust vector angle of 14.34° and a thrust ratio of 0.967 in the case of a primary flow pressure ratio 4, secondary/primary flow pressure ratio 1.08 and mass consumption of 2.5%.

Key words: aerospace propulsion system; thrust vectoring technique; nozzle; dual-throat; fluidic

射流推力矢量控制通过引入少量的控制射流来改变主流的流量和方向, 因而是一项“四两拨千斤”的技术. 基于喉道声速面偏转法的射流推力矢量技术通过在喉道附近注入二次流来偏转声速线, 使喉道上游气流作亚声速偏转, 故能削弱甚至

消除通道内激波, 降低损失. 与激波矢量控制法相比, 喉道声速面偏转法具有较高的推力系数, 一般为 0.94~0.98 (激波矢量控制法为 0.86~0.94), 然而其矢量效率较低, 在 $2^\circ/1\%$ 次流量左右 (激波矢量控制法可达到 $3.3^\circ/1\%$ 次流量)^[1]. 2003

收稿日期: 2006-10-24; 修订日期: 2007-04-02

作者简介: 谭慧俊(1975), 男, 湖南临湘人, 副教授, 博士, 主要从事内流空气动力学相关的理论、仿真及实验研究工作.

年, Karen, Boddy 等人提出了双喉道射流矢量喷管的概念, 设置两个几何喉道, 使主流在上游喉道附近发生亚声速偏转, 然后在收敛段再次偏转经下游喉道喷出. 其二维数值仿真结果表明单位矢量角有一定提高^[2-3], 在 6% 的次流量下获得了 12.9° 的矢量角, 且推力系数下降甚微, 这一结果还得到了文献[4] 的实验验证. 因此, 双喉道射流矢量喷管极有可能在获得高推力系数的同时实现高的矢量效率, 具有光明的应用前景. 然而, 文献[4] 的研究并未对该类喷管的设计规律及内部流动状态进行系统性研究和深入分析, 显然这不利于进一步挖掘该类喷管的潜力.

利用文献[4] 的实验数据验证数值方法的有效性之后, 本文对双喉道射流推力矢量喷管的主要设计变量进行了参数化研究, 获得了各设计变量对喷管性能及内部流态的影响规律, 并得到一个相对较优的参数组合方案, 其性能较文献[4] 的结果有较大提高.

1 物理模型

所研究的物理模型为图 1 所示的二元双喉道射流矢量喷管, 为了叙述方便, 称两个喉道之间的部分为“空腔”. 所涉及到的主要设计变量有: 上游喉道高度 h_{ut} 、下游喉道高度 h_{dt} 、空腔长度 l 、空腔扩张角 θ_1 、空腔收敛角 θ_2 、次流注入角 α 、次流注入缝宽 h_s 等. 为避免型面的突然转折给流动带来的不利影响, 在上游喉道前、后以及空腔凹陷处进行倒圆, 倒圆半径分别是 $0.032 h_{dt}$, $0.1 h_{dt}$, $0.087 h_{dt}$. 研究中各设计变量的取值范围为: 上游喉道高度为 $0.87 \sim 1.17 h_{dt}$, 空腔长度为 $0.87 \sim 5.22 h_{dt}$, 空腔扩张角为 $5^\circ \sim 17.5^\circ$, 空腔收敛角为 $15^\circ \sim 40^\circ$. 另外, 次流注入角固定为 150° , 次流注入缝的宽度固定为下游喉道高度的 2.5%.

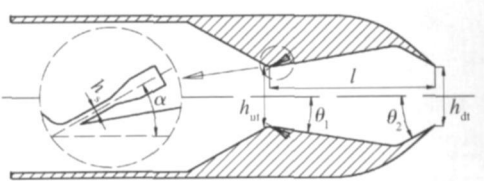


图 1 双喉道射流推力矢量喷管的设计参数
Fig. 1 Design parameters of 2-D dual throat fluidic thrust vectoring nozzle

2 网格划分及计算方法

计算域的选取如图 2 所示, 从喷管出口截面

向下游延伸了 $125 h_{dt}$, 向前延伸了 $30 h_{dt}$, 向两侧延伸了 $50 h_{dt}$. 生成网格时, 计算域被分为 13 个子区, 各子区网格单独生成后进行对接, 在上下壁面加密, 离壁最近的网格单元 y^+ 在 20 附近, 网格数目为 4.5 万. 图 2 中还给出了喷管内部及附近流动区域的网格放大图.

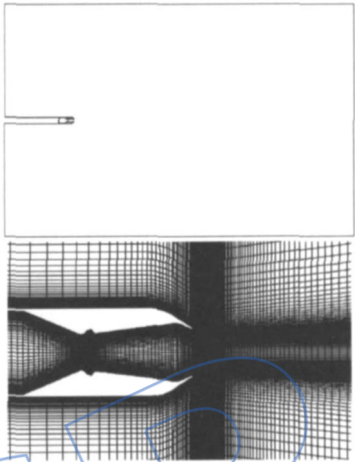


图 2 数值计算域及喷管局部网格
Fig. 2 Computational domain and an enlarged view of the grid near the nozzle

采用基于时间推进的全 N-S 方程求解器进行数值模拟, 湍流粘性的计算使用 S-A 模型, 流动方程组以及湍流模型方程均采用二阶迎风格式进行离散.

对主喷流压比 $NPR = 4$ 时的喷管静态内特性进行了数值模拟. 计算中的边界条件给定如下: 外流场选取压力远场边界条件, 静压为 101 325 Pa, 总温固定为 300 K, 自由来流马赫数取 0.05 以便于计算收敛; 喷管进口为滞止参数条件, 给定总压 405 300 Pa, 总温 300 K, 速度方向沿边界法向; 次流腔进口为滞止参数条件, 给定总温 300 K, 次主喷流的总压比 SPR 在计算中调整以使次流消耗率恒在 2.5% 附近; 其它边界均为无滑移绝热固壁边界. 计算中, 次流均从下方的次流腔中注入, 上方的次流腔关闭.

计算的收敛性根据残差下降量级、喷管出口流量及出口截面冲量来综合判断. 当计算残差下降 3 个数量以上, 且出口流量和出口截面冲量长时间保持恒定时, 认为计算收敛.

3 计算结果分析

3.1 性能参数定义

采用推力系数 C_F 和矢量效率 η 来描述喷管

的性能, 定义分别为

$$C_t = F_t/F_i, \eta = \frac{\delta_p}{\omega \times 100\%}$$

其中 $F_i = w_p \cdot 44\,825 \cdot \sqrt{1 - NPR^{-2/7}} T_{t,p} + w_s \cdot 44\,825 \cdot \sqrt{1 - (NPR \cdot SPR)^{-2/7}} T_{t,s}$ 为等熵推力, F_t 为实际推力, δ_p 为俯仰矢量角, w_p 为主流流量, w_s 为次流流量, $\omega = \frac{w_s}{w_p} \times 100\%$, 为次流消耗率.

3.2 与有关实验数据的对比

利用文献 [4] 的实验结果对所采用的数值模拟方法进行了检验. 图 3 给出了文献 [4] 中阴影照片与同条件下本文仿真结果的对比. 可以看出, 仿真结果较准确地描绘出了喷管内部甚至外部的流态: 上游喉道后的分叉激波、下方凹腔内的大回流区、欠膨胀所致的出口射流波节等. 图 4 所示为该状态下实验和数值模拟所得到的喷管上下壁面静压曲线, 实验和仿真结果再一次显示出了良好的一致性. 另外, 该状态下文献 [4] 给出的推力系数、矢量效率分别为 0.963 和 4.10°/1%, 而本文仿真得到的相应数值分别为 0.960 和 3.66°/1% . 因

此, 本文所采用的数值模拟方法具有较高的精度, 可以作为进一步研究的工具.

3.3 双喉道射流推力矢量喷管的工作机理分析

图 5 所示为某一状态下喷管流场的声速线和主射流边界的分布情况, 结合前面的图 3 可以对双喉道射流推力矢量喷管的工作机理进行分析. 不难看出, 喷管内的声速线共经历了两次偏转, 第一次在上游喉道附近, 是由于二次流的注入导致, 第二次在下游喉道附近, 是由于凹腔收敛段的导流作用所致. 声速线的第二次偏转使得主流以与水平轴线一定的夹角喷出, 因而获得了矢量推力. 图 5 还表明, 二次流的注入在喷管的下部凹腔中形成了一个封闭的回流区, 其上边界外凸, 使得主流在喷管内的流动通道仅仅是略有扩张, 故通道内主流的马赫数在 1 附近, 形成的激波较弱, 带来的推力损失也较小.

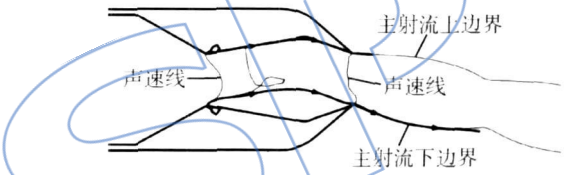


图 5 喷管的声速线和主射流边界

Fig.5 Sonic lines and boundary lines of the primary jet

3.4 设计参数对喷管流态及性能参数的影响

对射流推力矢量喷管的主要设计参数 $l, \theta_1, \theta_2, h_{ut}$ 进行了规律性研究, 并选择推力系数和矢量效率作为评价喷管性能的指标, 由于研究中二次流消耗率恒定在 2.5% 附近, 因此矢量效率的变化实际上反映着矢量角的变化. 考虑到设计变量较多, 在改变一个变量时, 其它 3 变量均保持不变. 参数变化均是在基准方案 $l = 2.6h_{dt}, h_{ut} = 1.0h_{dt}, \theta_1 = 10^\circ, \theta_2 = 20^\circ$ 上进行的.

3.4.1 空腔长度的影响

图 6 给出了推力系数和矢量效率随空腔长度 l 的变化曲线. 研究范围内, 推力系数先迅速下降后缓慢上升再缓慢下降, 矢量效率则先迅速上升而后以相对缓慢的速率下降, 在 $2.6h_{dt}$ 附近取得最大值 12.45° . 上述规律对应着喷管流态的变化, 图 7 给出了不同空腔长度时喷管内部及附近区域的马赫数等值图谱. 当空腔长度 l 过小时 (如 $0.9h_{dt}$), 由于凹腔的深度和长度均有限, 二次流注入后未能在下方凹腔中形成明显的、边界外凸的回流区, 因而主流没有发生显著偏转, 在扩张段内加速到了较高的马赫数, 而后遇到收缩壁面形

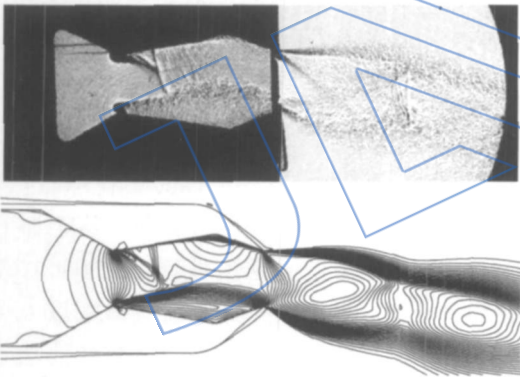


图 3 实验阴影照片和本文计算的结果的对比

Fig.3 Comparison of the flow patterns obtained by experiments and computations

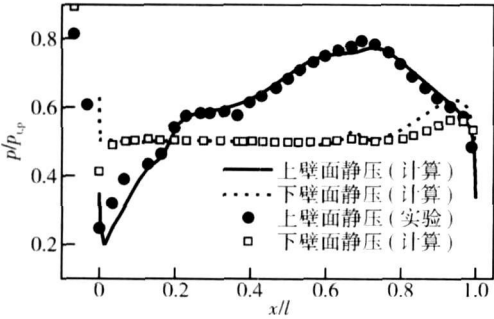


图 4 上、下壁面沿程静压计算和实验结果的对比

Fig.4 Comparison of the surface pressure distributions obtained by experiments and computations

成了强的斜激波, 并以较小的与水平轴线夹角喷出, 因此矢量效率较低. 由于回流区较小, 且出口斜激波的主体位于喷管出口以外, 故此时推力系数较高. 随着空腔长度的增加(如 $1.3 h_{dt}$), 下方凹腔中的回流区不断扩大且上边界开始外凸, 次流注入对主流的偏转作用变得显著, 并在通道内形成了较强的激波, 主流经上壁面收敛段的偏转后以接近声速的速度喷出, 因此推力系数迅速下降, 而矢量效率显著上升. 而后, 空腔长度的进一步增加(如 $2.6 h_{dt}$) 使得通道内激波向上游喉道移动, 激波的强度和长度均不断减小, 而下方凹腔中的回流区在扩大的同时进一步外凸, 形成了一“ $\simeq$ ”形的近似等截面通道, 使得主流以接近与上壁面收敛段平行的方向流出, 故推力系数和矢量效率均显著上升. 当空腔长度过大时(如 $5.2 h_{dt}$), 虽然通道内的激波被进一步削弱甚至消失, 但由于壁面边界层及回流区上边界剪切层所带来的损失占据了主导地位, 故推力系数开始下降. 另一方面, 此时在喷管空腔的收敛段末端附近, 主喷流的边界不再与上壁面近似平行, 而是存在明显的收敛角, 这实际上减小了出口主流与水平方向的夹角, 因此矢量效率降低.

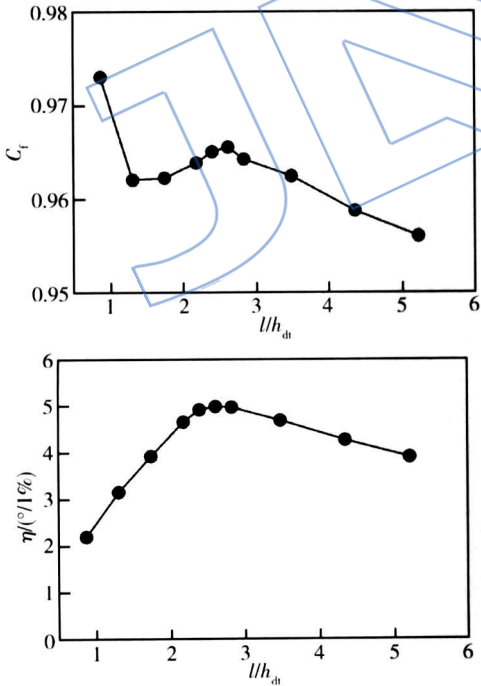


图 6 推力系数、矢量效率随空腔长度的变化曲线
Fig.6 Effects of the cavity length on the thrust ratio and the thrust vectoring efficiency of the thrust vectoring nozzle

以上分析表明, 空腔长度的取值范围在 2.0

$\sim 3.0 h_{dt}$ 之间较为合适.

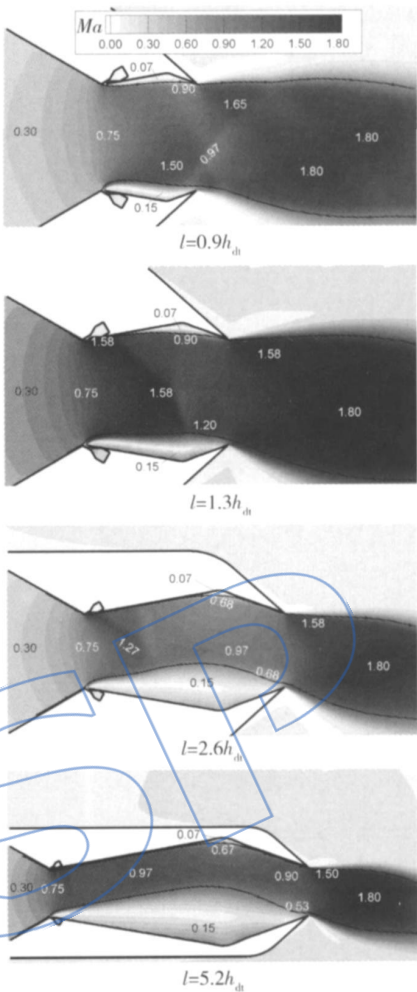


图 7 空腔长度对喷管流态的影响
Fig.7 Effects of the cavity length on flow pattern of the nozzle

3.4.2 扩张角的影响

图 8 给出了推力系数和矢量效率随扩张角 θ_1 的变化曲线. 可以看出, 两曲线的变化趋势相近, 在 $5^\circ \sim 10^\circ$ 的区间缓慢上升, 而在 10° 后以先急后缓的速率下降. 图 9 给出了不同 θ_2 时的等马赫数图谱, 由此可以对上述参数变化规律做出解释. 可以看出, 扩张角 θ_1 为 10° 时, 通道内的激波刚好在上游喉道附近, 强度较弱, 且下方凹腔回流区外边界外凸最为显著, 因而推力系数和矢量效率都接近最高值. 当扩张角过小时(如 5°), 通道内的激波停留在凹腔中间附近, 波前马赫数较高, 另外此时收敛段的斜面过短, 对主流的导流作用减弱, 故此时推力系数和矢量效率均有所下降. 当扩张角过大时(如 17.5°), 通道上方大的回流区的出现, 带来了附加的损失, 同时也抑制了下方凹腔边界的外凸, 次流对主流的偏转作用显著减弱, 并使得

考虑到收敛角 θ_2 过大时将给后机身的融合设计及底部减阻带来困难, 并综合喷管的性能参数, 合适的 θ_2 取值范围应在 $25^\circ \sim 30^\circ$ 之间.

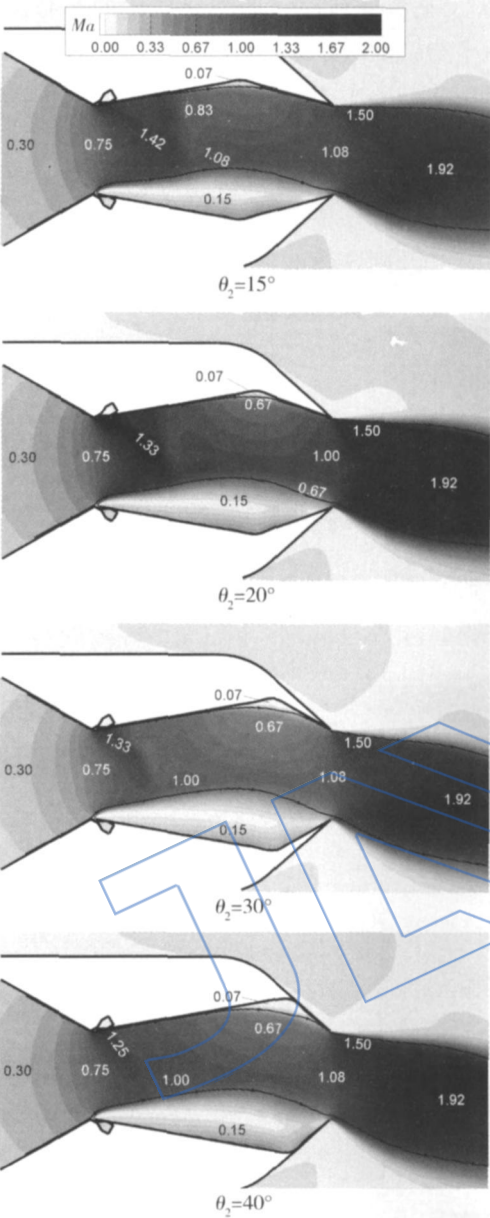


图 11 收敛角对喷管流态的影响

Fig.11 Effects of the convergent cavity ramp angle on flow pattern of the nozzle

3. 4. 4 上游喉道高度的影响

图 12 给出了推力系数和矢量效率随上游喉道高度的变化曲线. 推力系数随 h_{ul} 的增大以先急后缓的方式增加, 矢量效率则随 h_{ul} 的增大先迅速增大后迅速减小. 从图 13 的等马赫数图谱可以看出: 当 h_{ul} 取 $0.87 h_{dt}$ 时, 喷管的上游喉道高度过小, 扩张段的面积扩张程度较大, 主流流过上游喉道后很快加速到较高的马赫数, 随后受下游喉道

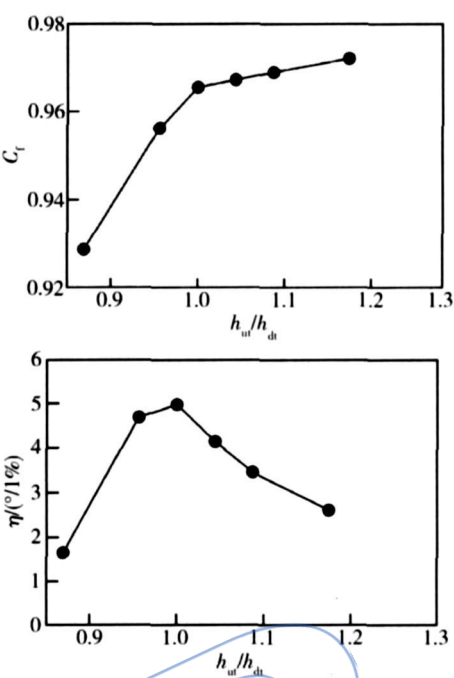


图 12 推力系数、矢量效率随上游喉道高度的变化曲线

Fig.12 Effects of the upstream throat height on the thrust ratio and the thrust vectoring efficiency of the thrust vectoring nozzle

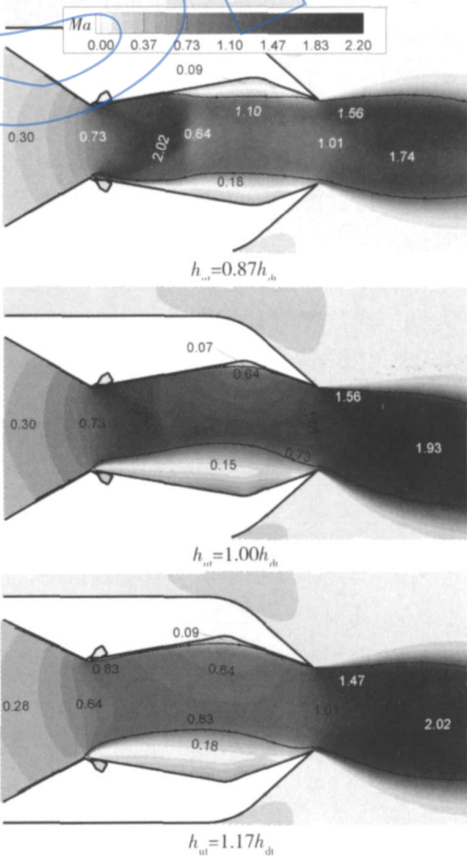


图 13 上游喉道高度对喷管流态的影响

Fig.13 Effects of the upstream throat height on flow pattern of the nozzle

的堵塞影响,形成了强的激波,并与上壁面边界层发生严重干扰,形成了较大的回流区,因而损失很大.另一方面,由于此时次流的穿透深度较小,且在上壁面回流区的约束下,主流在空腔内的偏转程度显著下降,因而矢量效率也较小.随着 h_{ut} 的增大,空腔扩张段的面积比减小,激波前移并减弱,上壁面激波/边界层干扰得到明显缓解,主流紧贴上壁进行偏转,因而推力系数损失减小,矢量效率增大.当增加 h_{ut} 到 $1.0 h_{dt}$ 时,矢量效率达到最高.随后,继续增加 h_{ut} ,激波进一步减弱,推力系数缓慢增加.但由于此时主流流管变粗,在一定的流动距离内难以实现完全偏转,且在凹腔收敛段主流流管的边界不在近似平行,而是呈收敛形,使得主流的有效偏转幅度下降,故矢量效率迅速变小.

综合考虑推力系数和矢量效率,上游喉道高度 h_{ut} 的最佳取值范围是 $0.96 \sim 1.04 h_{dt}$.

4 结 论

在利用 NASA 的实验数据进行算例验证之后,对二维双喉道射流推力矢量喷管的静特性进行了初步的参数化数值模拟研究,研究中二次流消耗率固定在 2.5% 附近,结果表明:

(1) 计算结果和 NASA 公布的实验结果吻合较好,表明所采用的数值方法具有较高的可信度,在进行双喉道射流推力矢量喷管的参数化研究时是有效的;

(2) 空腔长度、空腔扩张角、空腔收敛角、上游喉道高度等设计参数对双喉道射流矢量喷管的推力系数、矢量效率以及喷管的流态均有着显著影

响,根据单参数变化的规律性结果,各参数的适当取值范围依次为: $2.0 \sim 3.0 h_{dt}$, $7^\circ \sim 10^\circ$, $25^\circ \sim 30^\circ$, $0.96 \sim 1.04 h_{dt}$;

(3) 研究中所获得的相对较优的喷管设计参数组合为:空腔长度 $2.61 h_{dt}$,空腔扩张角 10° ,空腔收敛角 30° ,上游喉道高度 $1.0 h_{dt}$,次流注入角 150° .当主流压比为 4,次/主流压比为 1.08 时,消耗了 2.5% 倍于主流流量的次流量,获得了 14.34° 的矢量角,且推力系数为 0.967.由于这一结果没有涉及到各参数之间的耦合作用,因此其性能还存在一定的优化空间;

(4) 次流的注入使得双喉道矢量喷管内出现了两处声速线偏转,分别位于上、下游喉道附近,上游喉道附近的声速线偏转使得主流向次流注入缝的异侧偏转,下游喉道附近的声速线偏转使得主流以较大的倾斜角喷出,从而获得推力矢量.

参考文献:

[1] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley research center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.

[2] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D, et al. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803, 2003.

[3] 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.

[4] Flamm J D, Deere K A. Experimental study of a dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3503, 2005.