

文章编号: 1000-8055(2010)09-2070-07

一种矢量增强型双喉道射流推力矢量 喷管的数值模拟

周慧晨, 谭慧俊, 孙 姝, 程代姝
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为克服双喉道射流矢量喷管矢量角偏小的缺点, 提出了一种矢量增强型双喉道矢量喷管的设计概念: 在喷管尾部增加一扩张段, 利用流体的附壁效应使主流在扩张段中进一步偏转, 从而获取更大的矢量角。首先对设计概念的可行性进行了仿真分析, 而后对扩张段的设计规律进行了研究。结果表明, 在喷管尾部附加扩张段可显著强化其推力矢量性能, 使矢量角达到 20° 以上, 但也导致了一定的推力损失。在研究范围内, 扩张段扩张角、扩张段长度、扩张段型线等设计参数对喷管的矢量效率、推力系数以及内部流态均有着显著影响, 而在扩张段开缝则可以作为一种抑制尾喷流过膨胀的有效措施。若将内凹型扩张段与开缝方案相结合, 仅需消耗 2.8% 的次流便可获得 24.12° 的推力矢量角和 0.929 的推力系数。

关 键 词: 射流推力矢量; 双喉道喷管; 推力矢量喷管; 矢量增强; 扩张段
中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Numerical investigation of a vector enhanced dual throat thrust vectoring nozzle

ZHOU Hui chen, TAN Hui jun, SUN Shu, CHENG Dai shu

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A design concept of vector enhanced thrust vectoring nozzle was proposed to overcome the shortcoming of dual throat thrust vectoring nozzle of small vector angle. In the newly designed nozzle, two expansion ramps were added after the second throat of the nozzle to achieve greater vector angle using the Coanda effect. The feasibility of the design concept was firstly analyzed by 2-D simulation, and then the design law of the expansion ramps was studied. Results show that, with the expansion ramps, the efficiency of thrust vectoring is remarkably enhanced with a vector angle over 20° . But some loss of thrust efficiency is also found. In the researched parametric range, the expansion angle, expansion length and expansion contour affect obviously the performance and the internal flow pattern of the nozzle. Furthermore, placing slots on the concave expansion ramps can suppress the overexpansion of the exhaust flow effectively, and obtain a vector angle of 24.12° and a thrust ratio of 0.929 with consumption of only 2.8% secondary flow.

Key words: fluidic thrust-vectoring; dual throat nozzle; thrust-vectoring nozzle;
vector enhanced; expansion ramps

与传统的机械式推力矢量喷管相比, 基于流体控制的推力矢量喷管有着结构简单、质量轻、易于

维护、系统响应快、隐身性能好等优点^[1]。为此, 与此相关的射流推力矢量技术逐渐成为了航空推

收稿日期: 2009-07-24; 修订日期: 2009-10-19

作者简介: 周慧晨(1985-), 男, 江苏盐城人, 硕士生, 主要从事飞行器进排气系统的设计、仿真与实验研究。

进技术领域研究热点之一. 经过近 20 年的发展, 目前射流推力矢量技术已经演化出三种基本类型: 激波矢量控制方法^[2-5]、喉道偏转方法^[6-13]、逆流方法^[14-17]. 这三类射流推力矢量技术各具优缺点, 如激波偏转法可获得较大的推力矢量角, 但推力系数一般在 0.94 以下, 喉道偏转法的推力系数较高, 但矢量效率却仅仅为 $2.15(^{\circ})/(1\%)$ 次流量, 逆流法可同时获得较高的推力系数和矢量角, 但存在响应滞后和矢量角不连续可调等致命缺陷, 为此均处于实验室研究阶段, 未达到实用状态.

2003 年, 美国航空航天局 (NASA) 兰利研究中心在喉道偏转法的基础上提出了双喉道射流推力矢量喷管的概念^[9], 其工作机理如图 1 所示, 仿真结果显示其可在不显著增加推力损失的前提下改善喷管的推力矢量性能. 文献[11]中还对此概念进行了实验验证, 所获得的最佳性能为: 最大矢量角 15° (8% 次流量), 最大矢量效率 $6.1(^{\circ})/(1\%)$ 次流量, 且对应的推力系数为 0.968, 与定几何常规喷管相比只减小了 0.5%. 鉴于双喉道射流推力矢量喷管明显的性能优势和潜在的广泛应用背景, 文献[12-13]对其进行了跟踪研究, 获得了空腔长度、空腔扩张角、空腔收敛角、上下游喉道高度比等设计参数对喷管性能的影响规律, 给出了各设计参数的建议范围, 同时还分析了喷管工作落压比的影响.

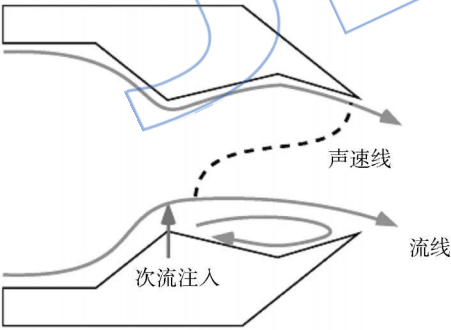


图 1 双喉道射流推力矢量喷管的工作机理
Fig. 1 Sketch of the dual throat nozzle concept

文献[9-13]的研究结果显示, 双喉道射流推力矢量喷管在消耗 8% 次流量的情况下能获得最大矢量角 15° , 在如此之高的次流消耗率下产生的矢量角仍然难以满足飞行器实际应用的要求. 为此, 本文在双喉道射流推力矢量喷管基础上提出一种矢量增强型双喉道推力矢量喷管的概念, 在原喷管尾部增加一扩张段 (图 2), 利用流动的附壁

效应使主喷流在扩张段中进一步偏转, 从而获取更大的推力矢量角.

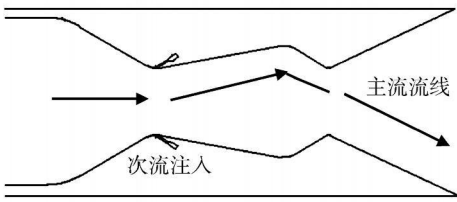


图 2 矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的工作机理
Fig. 2 Sketch of the vector enhanced dual throat nozzle concept

1 研究对象

本文所研究的对象为图 3 所示的矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管, 其基本设计参数为: 下游喉道高度 h_{dt} 为 30 mm, 上游喉道高度 h_{ut} 为 $1.0h_{dt}$, 空腔长度 l 为 $3.0h_{dt}$, 空腔扩张角 θ_1 为 13° , 空腔收敛角 θ_2 为 33° , 次流注入角 α 为 30° . 所研究的主要设计变量有: 扩张段扩张角 β 、扩张段长度 l_d 、扩张段型线等, 其中扩张角 β 的取值范围为 $27^{\circ} \sim 40^{\circ}$, 扩张段长度的取值范围为 $0 \sim 1.3h_{dt}$, 扩张段型线包括直线型、内凹型和外凸型三类, 其中内凹型与外凸型的型线均为一段圆弧, 圆弧半径为 $10h_{dt}$.

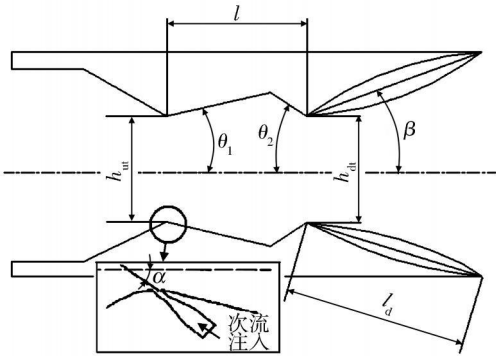


图 3 矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的设计参数
Fig. 3 Design parameters of the vector enhanced thrust vectoring nozzle

2 数值方法与计算设置

采用基于时间推进的全 Navier-Stokes (N-S) 方程求解器进行二维数值模拟, 网格单元界面上的无黏对流通量采用 Roe 格式计算其左右态值, 而湍流黏性的计算使用 Spalart-Allmaras (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.

仿真中主喷流的落压比(nozzle pressure ratio) R_{np} 恒定为 4.0, 暂时未考虑后体外流的干扰, 计算域各边界条件的给定具体如下(图 4): 计算域前方和上下侧给定为压力远场边界, 其静压 $p_0=101\,325\text{ Pa}$, 静温为 300 K , 自由来流马赫数取 0.05 以避免可能的计算刚性问题^[9]; 喷管进口为滞止参数条件, 其总压为 $4p_0$, 总温为 800 K , 速度方向沿边界法向; 次流腔进口为滞止参数条件, 给定总压 $4.32p_0$, 总温 300 K ; 其他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, 二次流消耗量约为主喷流的 2.8%.

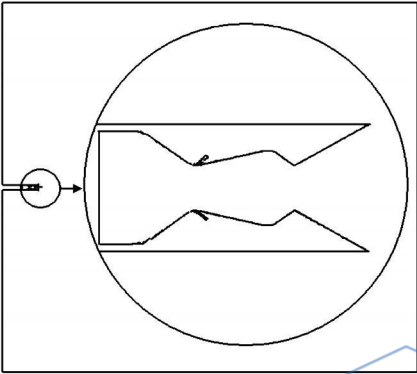


图 4 二维仿真中采用的计算域

Fig. 4 Computational domain of 2D simulation

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.

由于上述仿真方法的可靠性已在文献[12]中得到了验证, 本文中不再做附加校验.

3 计算结果与分析

3.1 矢量增强型双喉道射流矢量喷管的工作机理分析

图 5 对比给出了双喉道矢量喷管和矢量增强型喷管在矢量工作状态时的马赫数分布图谱. 可以看出, 双喉道射流矢量喷管的主流在经过空腔中的偏转后直接流出了喷管(矢量角 14.34° , 推力系数 0.967), 而矢量增强型双喉道喷管的主流在空腔中偏转后, 在扩张段中由于流动的附壁效应而贴附扩张段下壁面继续流动. 两者的主流在空腔内的偏转情况是一致的, 但由于后者的主流在离开喷口前还经过了扩张段中的进一步偏转, 因而可以得到比前者更大的矢量角(矢量角为

19.02° , 推力系数为 0.908).

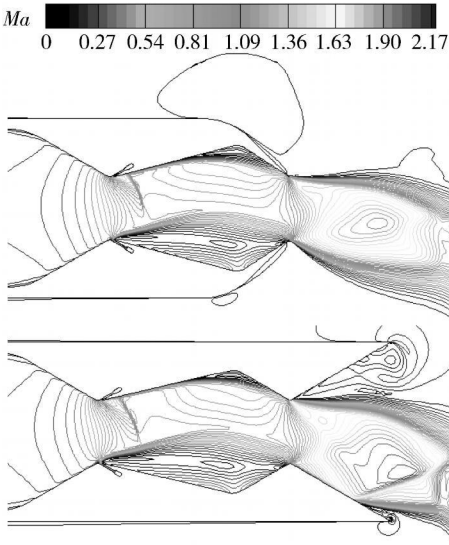


图 5 双喉道射流矢量喷管与矢量增强型喷管的马赫数分布图谱

Fig. 5 Mach number contours of dual-throat thrust vectoring nozzle and vector enhanced thrust vectoring nozzle

图 5 还显示, 在矢量增强型喷管扩张段的尾缘, 主喷流与外流相撞而导致了局部边界层气流的分离, 这表明该矢量增强型喷管的矢量角还存在进一步提高的可能.

3.2 设计参数对喷管流态及性能参数的影响

对扩张段的主要设计参数 β , l_d 以及扩张段型线进行了规律研究, 并选择矢量效率、推力系数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 2.8% 附近, 因此矢量效率的变化实际上反映着矢量角的变化.

3.2.1 扩张段扩张角 β 的影响

图 6 给出了矢量效率和推力系数随扩张段扩张角 β 的变化曲线. 可以看出, 矢量效率随着 β 的增大而增大, 在 β 达到 36° 之后迅速下降, 推力系数则随着 β 的增大以接近等速率的规律下降. 图 7 给出了不同 β 时的等马赫数图谱以及静压图谱, 由此可以对上述参数变化规律做出解释. 随着 β 的增大, 由于附壁效应而导致的扩张段中主流的附加偏转效应更加明显, 故使得矢量角增大. 另一方面, β 的增大又导致扩张段内主流的过膨胀加剧, 过膨胀区之后不断上升的逆压梯度使得下壁面附面层分离点逐步前移, 阻碍了主流的附壁偏转, 导致了矢量角的降低. 在 $\beta < 36^\circ$ 时, 前者占据了主导地位, $\beta > 36^\circ$ 时, 后者的作用更为明显,

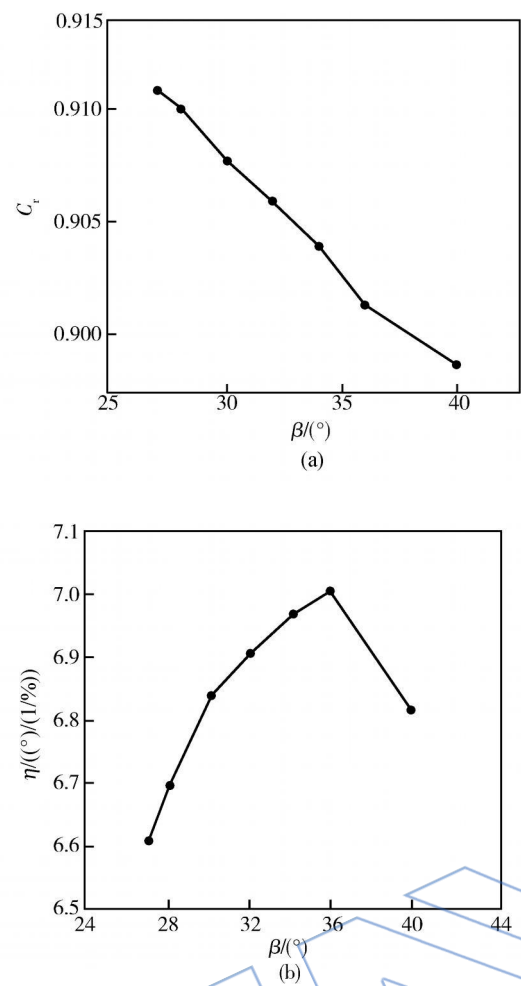


图 6 推力系数、矢量效率随扩张段扩张角 β 的变化曲线
Fig.6 Effects of expansion angle on the thrust ratio and the thrust vectoring efficiency

因此矢量效率随 β 增大的变化规律是先上升后下降. 另外, 由静压图可以看出, 随着 β 的增大, 主喷流的过膨胀程度是不断加剧的, 导致喷管扩张段壁面的静压显著低于环境大气压, 推力损失增大, 因此推力系数随着 β 的增大是不断降低的.

综合矢量效率和推力系数两方的因素, 扩张段扩张角的取值范围在 $30^\circ \sim 36^\circ$ 之间较为合适.

3.2.2 扩张段长度 l_d 的影响

图 8 所示为 $\beta = 36^\circ$ 时, 矢量增强型喷管的推力系数和矢量效率随扩张段长度 l_d 的变化曲线. 该图显示, 随着 l_d 的增大, 矢量效率先迅速上升, 在 l_d 达到 $0.85h_{th}$ 时上升变缓, 而推力系数则整体呈单调下降趋势. 图 9 则给出了不同 l_d 时的等马赫数图谱以及静压图谱. 可以看出, 在 $l_d < 0.85h_{th}$ 时, 主流与扩张段的下壁面贴合良好, 且扩张段越长主流的偏转越完全, 所以矢量效率迅速上升, 而当 $l_d > 0.85h_{th}$ 时, 扩张段后段附面层分离的出现一定程度上阻碍了主流的偏转, 因此矢量

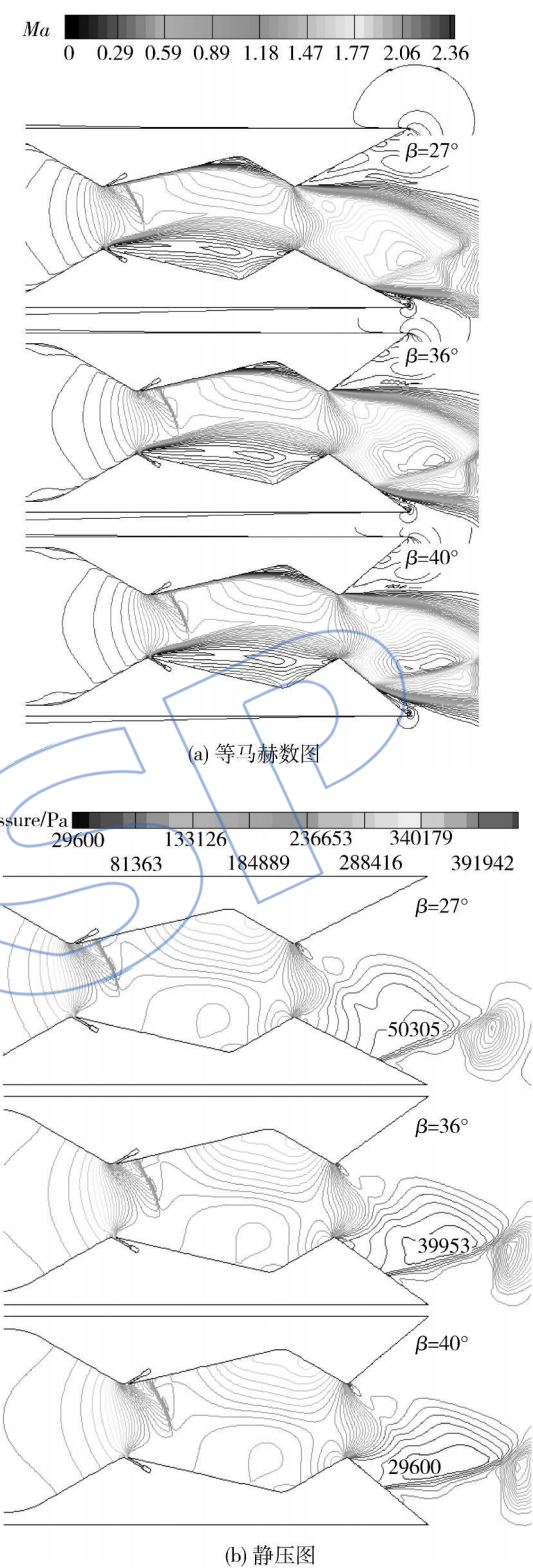


图 7 不同扩张段扩张角 β 时的等马赫数图和静压图
Fig.7 Contours of Mach number and pressure for different expansion angles

效率的上升趋势减缓. 由静压图可以看到, 随着 l_d 的增大, 喷管扩张段壁面静压的取值不断下降, 且作用面积也不断增大, 因此由于过膨胀导致的推

力损失增大,因此推力系数是随着 l_d 的增大而降低的.

在优先考虑矢量效率的情况下,扩张段长度应不低于 $0.7h_{dt}$.

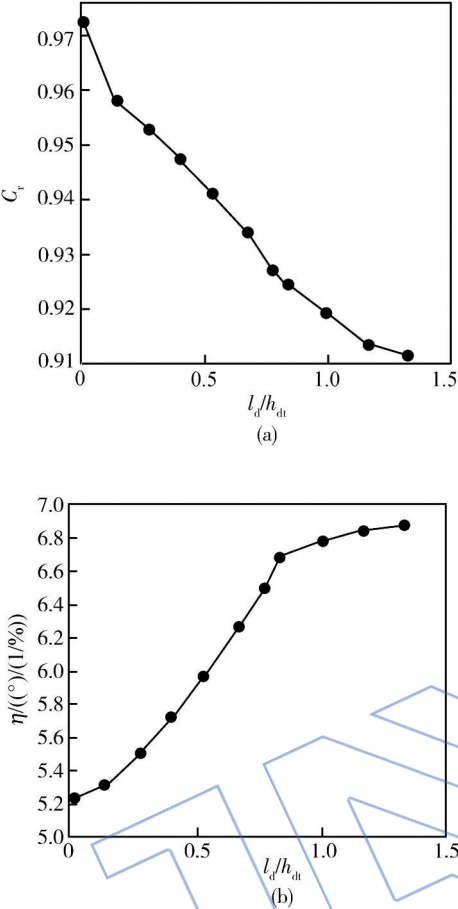


图 8 推力系数、矢量效率随扩张段长度 l_d 的变化曲线
Fig. 8 Effects of expansion length on the thrust ratio and the thrust vectoring efficiency

3. 2. 3 扩张段型线的影响

图 10 给出了采用外凸型扩张段时的流动马赫数图谱,由图 10 可以看出,在外凸型扩张段前半段由于物面倾斜角度较小,主流贴着扩张段下壁面的偏转角度也较小,而到了后半段,边界层分离又阻碍了主流的偏转,故只产生了 12.48° 的矢量角(推力系数 0.899),这显然违背了射流矢量喷管的初衷.因此外凸型扩张段的方案是不成功的.

图 11 对比给出了内凹型扩张段与直线型扩张段的等马赫数图谱,可以看出,内凹型扩张段由于初始物面倾斜角要大于直扩张段,所以气流偏转幅度较大,但同时也使得主流的过膨胀现象更为严重,直接导致其推力系数只有 0.900(直扩张段推力系数为 0.911).另外,内凹型扩张段尾缘

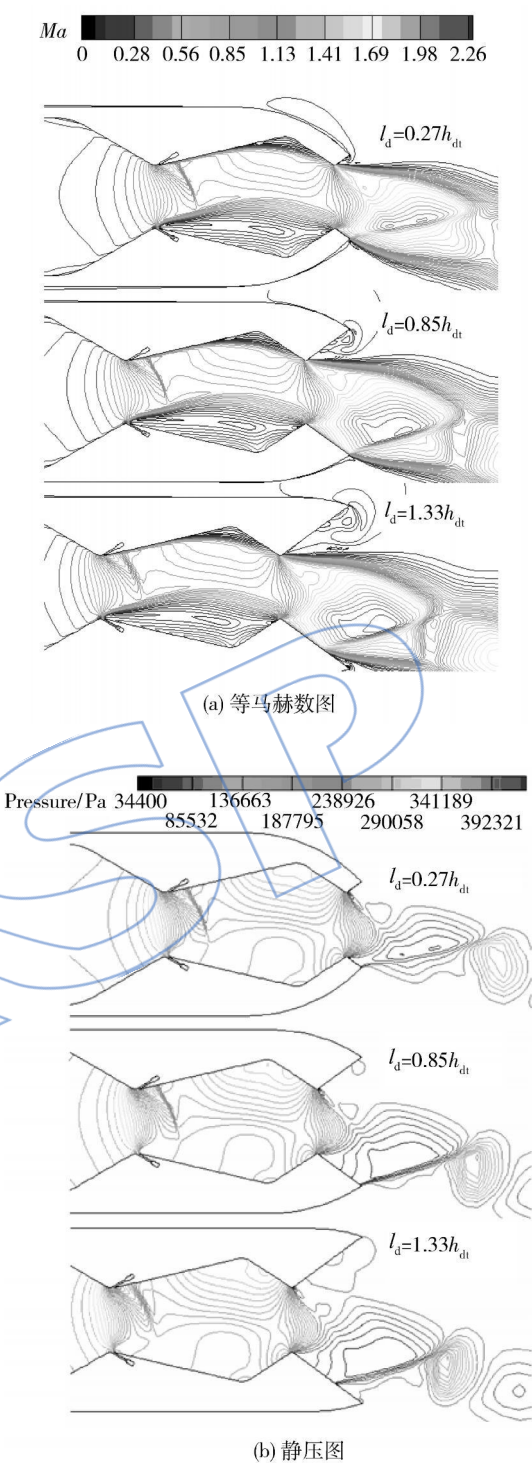


图 9 不同扩张段长度 l_d 时的等马赫数图和静压图
Fig. 9 Contours of Mach number and pressure for different expansion lengths

没有发生边界层分离现象,主流直接贴着固壁流出喷管,完全的附壁偏转使得主流以很大的角度流出喷口,带来了 24.96° 的矢量角以及 $8.99(^{\circ})/(1\%)$ 次流量的矢量效率.图 12 给出了内凹型扩张段与直扩张段中的流线图谱,结合图 11 和 12 可以看出,直线型扩张段尾部的边界层分离区导

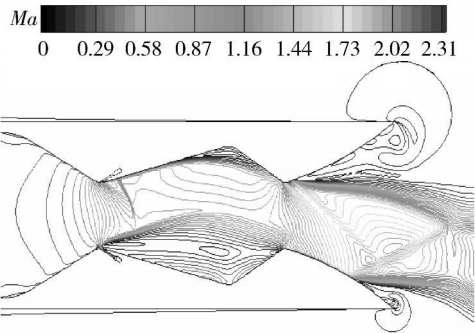


图 10 外凸型扩张段流动马赫数图

Fig. 10 Mach number contours of convex expansion ramps

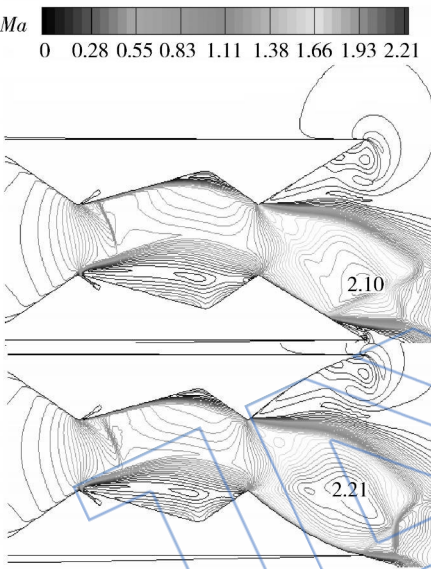


图 11 内凹型扩张段与直扩张段的等马赫数图

Fig. 11 Mach number contours of straight expansion ramps and concave expansion ramps

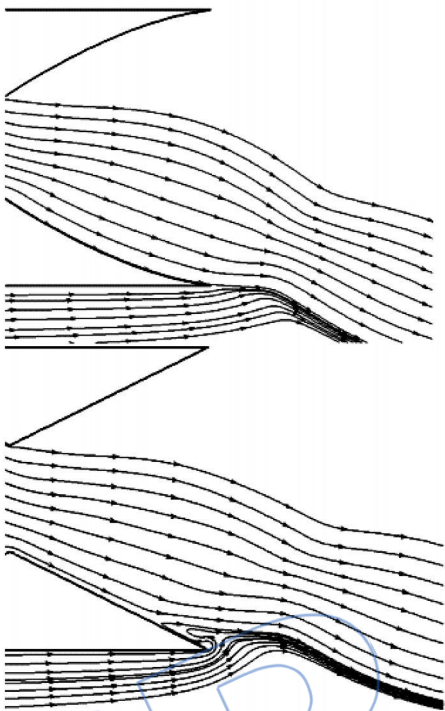


图 12 内凹型扩张段与直扩张段中流线对比

Fig. 12 Streamline comparison of concave expansion ramps and straight expansion ramps

在内凹型扩张段前半段开了三条宽度相等的斜缝(图 13), 由于主流的过膨胀导致扩张段中压力较低, 外流在压差的驱动下经由各条斜缝注入扩张段中, 有效抑制了主流在扩张段中的过膨胀, 从而使得推力系数增大到了 0.929; 同时外流的注入并未对主流的流向产生明显的影响, 因而矢量角仍达到了 24.12° , 与无开缝方案相比较只减小了 0.84° , 矢量效率 $8.49^\circ/(1\%)$ 次流量, 性能改善效果十分可观。

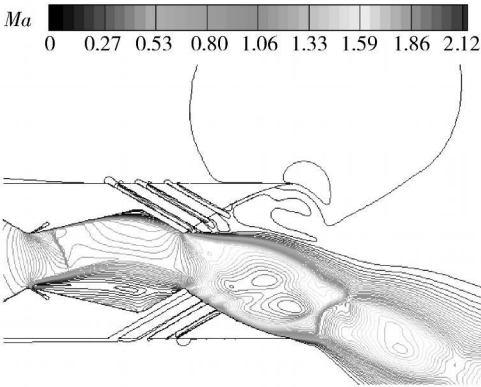


图 13 内凹型扩张段开缝方案流动马赫图

Fig. 13 Mach number contours of concave expansion ramps with slots

致主流离开壁面, 抑制了主流进一步的偏转; 而内凹型扩张段由于尾部倾角较小, 因此没有在扩张段的尾部形成附面层分离区, 主流直接贴着下壁面以很大的水平夹角流出喷口, 从而得到了较大的矢量角. 可见, 如果能够解决推力系数较低的问题, 内凹型扩张段完全有进一步研究的价值。

3.3 基于扩张段开缝的改进设计研究

3.2 节中关于内凹型扩张段的数值模拟得到了 24.96° 的矢量角以及 $8.99^\circ/(1\%)$ 次流量的矢量效率, 但另一方面, 由于主流在扩张段中的过膨胀导致了喷管推力系数只有 0.900, 从而影响了喷管的性能. 为了解决这个问题, 对内凹型扩张段进行了初步的开缝改进设计研究, 以提高其推力系数。

上述初步仿真结果表明, 对内凹型扩张段进

行开缝设计的方案是可行的,可以有效地改善扩张段中主流过膨胀而导致喷管推力系数下降的问题。

4 结 论

在双喉道射流推力矢量喷管的基础上提出了一种矢量增强型推力矢量喷管的概念,并对该喷管二维模型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 2.78% 附近。研究结果表明:

1) 所提出的矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的概念是可行的,研究中获得的最佳矢量角为 24.12° , 推力系数为 0.929, 矢量效率达 $8.49^\circ/(1\%)$ 次流量。

2) 扩张段扩张角 β 、扩张段长度 l_d 会对矢量效率以及推力系数产生不同的影响: 随着 β 的增大, 推力系数不断减小, 而矢量效率则先增后降; 随着 l_d 的增大, 推力系数不断减小, 矢量效率则是先急后缓的上升趋势。综合考虑 β 应在 $30^\circ \sim 40^\circ$ 之间, l_d 应不低于 $0.8h_{d1}$ 。由于这一结果没有涉及到两参数之间的耦合作用, 有必要继续进行研究来确定 β 和 l_d 相对较优的参数组合。

3) 内凹型扩张段在牺牲推力系数(0.900)的前提下得到了本文研究中最大的矢量角(24.96°)以及矢量效率($8.99^\circ/(1\%)$ 次流量)。

4) 在扩张段上布置斜缝可以显著抑制当地气流的过膨胀。开缝设计与内凹型扩张段的组合方案得到了本文的最佳性能参数, 由于开缝设计的控制参数较多, 因此还存在进一步优化的空间。

参考文献:

- [1] Kowal H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow control technology[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(2): 145-151.
- [2] 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.
- [3] 张群锋, 吕志咏, 王戈一, 等. 轴对称射流矢量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. Numerical simulation of an axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 139-143. (in Chinese)
- [4] 金捷, 雷金春, 廖华琳, 等. 激波诱导轴对称气动矢量喷管壁面静压分布的试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1700-1703.
JIN Jie, LEI Jinchun, LIAO Hualin, et al. Experimental investigation of wall static pressure distributions of shock induced axisymmetric fluidic vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1700-1703. (in Chinese)
- [5] 王占学, 李志杰. 喷管气动参数对推力矢量影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(10): 187-193.
WANG Zhanxue, LI Zhijie. Effect of aerodynamic parameters of main and secondary flow path on thrust vectoring[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(10): 187-193. (in Chinese)
- [6] Miller D N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles[R]. AIAA-99-0365, 1999.
- [7] Williams R G, Vittal B R. Fluidic thrust vectoring and throat control exhaust nozzle[R]. AIAA-2002-4060, 2002.
- [8] 王庆伟, 刘波, 王如根. 二元喷管气动喉道控制的数值模拟[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 226-231.
WANG Qinwei, LIU Bo, WANG Rugen. Numerical simulation of two dimensional nozzle using fluidic injection for throat area control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 226-231. (in Chinese)
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Flamm J D, Deere K A. Experimental study of a dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3503, 2005.
- [12] 谭慧俊, 陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1679-1684.
TAN Huijun, CHEN Zhi. A computational study of 2D dual throat fluidic thrust vectoring nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1678-1684. (in Chinese)
- [13] 汪明生, 杨平. 双喉道推力矢量喷管的内流特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 566-572.
WANG Mingsheng, YANG Ping. Study of dual throat nozzle internal flow characteristic[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 566-572. (in Chinese)
- [14] Flamm J D. Experimental study of a nozzle using fluidic counterflow for thrust vectoring[R]. AIAA-98-3255, 1998.
- [15] Lim C M, Kim H D, Setoguchi T. Studies on thrust vector control using a fluidic counterflow concept[R]. AIAA-2006-5204, 2006.
- [16] 汪明生, 杨建军. 逆流推力矢量喷管基本流动特征的数值研究[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 769-775.
WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Numerical research on basic flow characteristics of counterflow thrust vectoring nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 769-775. (in Chinese)
- [17] 汪明生, 杨建军. 逆流推力矢量喷管的非定常内流性能研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 75-82.
WANG Mingsheng, YANG Jianjun. Unsteady internal performance study of counterflow vectoring thrust nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 75-82. (in Chinese)