

射流角度对固定几何结构二元喷管气动喉道的影响

郭飞飞, 王如根, 夏钦斌, 李勇, 马彩东

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:采用基于雷诺平均的二维 N-S 方程和 RNG $\kappa-\epsilon$ 湍流模型的有限体积法,对在喷管喉道附近注入不同角度对称射流的二元矢量喷管全流场进行了数值研究。结果表明:射流与主流的总压比 R_{sp} 越大,射流角度越接近 0° ,喷管有效喉道面积比越小。与无射流时相比,当射流缝处于喉道处,射流缝宽度为 1 mm,射流角度为 0° , $R_{sp} = 1.0$ 时,喷管相对喉道面积比可达到 78.15%;保持 R_{sp} 不变时,改变射流角度,喷管总压恢复系数、推力系数和射流流量基本保持不变;通过改变射流角度可以有效控制喷管的喉道面积。

关键词:推力矢量;二元矢量喷管;气动喉道;射流

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2010.03.006

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2010)03-0026-04

推力矢量技术已经成为近年来航空动力技术领域的研究热点^[1-5]。固定几何结构二元矢量喷管,通过射流来实现推力矢量和喉道控制,无需传统的控制机构,能从实质上减少喷管重量,降低成本与特征信号,提高可靠性^[6]。国内外许多研究机构开展了气动矢量技术的数值和实验研究^[7-10],而对气动喉道控制的研究则较少^[6,11],不论气动矢量技术还是气动喉道控制,目前各国都在寻找提高射流效率的方法,力求以最少的射流流量达到最好的控制效果。本文采用基于雷诺平均的二维 N-S 方程和 RNG $\kappa-\epsilon$ 湍流模型对在喷管喉道附近注入不同角度对称射流的某型二元收敛-扩张喷管的全流场进行了数值研究。

1 数值方法

1.1 物理模型和网格划分

所研究的喷管为固定几何结构二元收敛-扩张喷管,喷管长 60 mm,喉部距入口 30 mm,入口半高 20 mm,喉道半高 10 mm,出口面积与喉道面积之比为 1.25。计算域从喷管出口截面向下游延伸了 10 倍喷管长度,向上游和两侧分别延伸了 6 倍喷管长度。计算域被划分为 13 个子区域,分别生成网格后进行对接,对射流缝、壁面、喷管进出口处网格进行加密,保证离壁面最近的网格单元 y^+ 在 1-5 之间,保证相邻网格面积比小于 10,所有网格单元都为四边形结构网格,网格总数 350 800。在本文中,保持射流缝宽度为 1 mm,射流位置为喉道处,分别计算了射流角度为 -60° 、 -45° 、 -18° 、 0° 、 30° 和 45° 时的喷管流场。射流角度的规定见图 1,以垂直主流方向为基准(0°),逆主流方向为

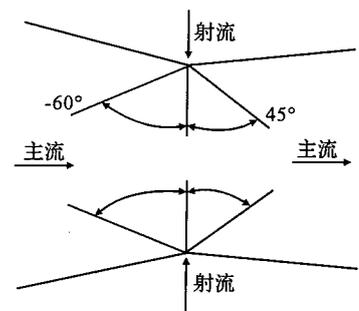


图1 射流角度示意图
Fig. 1 Sketch of the jet angle

收稿日期:2010-01-04

基金项目:APTD 计划资助项目(APTD-1504-04-07)

作者简介:郭飞飞(1984-),男,陕西凤翔人,硕士生,主要从事推进系统气动热理论与工程研究;

E-mail: guofeilxt@yahoo.com.cn

王如根(1962-),男,浙江绍兴人,教授,博士生导师,主要从事飞机推进系统总体设计、性能与稳定性检测实验技术等研究。

负,顺主流方向为正。

1.2 边界条件和求解方法

边界条件按下面方式给定^[4]:喷管进口和射流入口均为压力入口,给定总压、总温;出口为压力出口,给定静压;喷管外流入口给定黎曼边界条件;壁面采用绝热、无滑移物面条件。本文中,保持喷管落压比 $R_{NP} = 4.27$,分别计算了射流与主流总压比 $R_{SP} = 1.0$ 和 $R_{SP} = 0.8$ 两种工况。采用时间推进的有限体积法进行数值求解,内外流场由连续方程、二维 N-S 方程、能量方程、气体状态方程和 Sutherland 公式描述,离散格式为二阶迎风格式,方程的封闭采用 RNG $\kappa - \varepsilon$ 湍流模型^[5,7]。对 3 种湍流模型的计算结果与试验结果进行了对比,见表 1,表明 RNG $\kappa - \varepsilon$ 湍流模型与试验结果更为接近,能够反映喷管流场真实流动情况,因此本文的研究采用 RNG $\kappa - \varepsilon$ 湍流模型。

表 1 不同湍流模型计算与试验结果对比
Tab. 1 Comparison of different turbulent model

湍流模型	S-A				RNG $\kappa - \varepsilon$				Standard $\kappa - \varepsilon$				
喷管落压比 R_{NP}	4	10	4	10	4	10	4	10	4	10	4	10	
射流相对流量 (%)	9.6	9.6	2.5	2.4	9.6	9.6	2.5	2.4	9.6	9.6	2.5	2.4	
$\sigma / (^\circ)$	计算值	18.14	9.27	7.05	2.16	16.61	9.64	7.15	2.14	17.74	9.35	7.01	2.15
	试验值	16.34	8.83	5.66	1.73	1.73	8.83	5.66	1.73	16.34	8.83	5.66	1.73
误差 / (°)	1.8	0.44	1.39	0.43	0.27	0.81	1.49	0.41	1.40	0.52	1.35	0.42	

2 计算结果分析

2.1 相关参数定义

本文用相对喉道面积比 \bar{A} 来评估射流对喷管有效喉道面积的影响,用总压恢复系数 σ 和推力系数 C_F 来衡量射流对喷管性能参数的影响,分别定义如下:相对喉道面积比 \bar{A} 定义为有射流时喷管进口气流流量与无射流时喷管进口气流流量之比,总压恢复系数 σ 定义为喷管出口总压除以喷管进口与射流进口总压的质量加权平均^[11],推力系数 C_F 定义为有射流时的喷管推力与无射流时的喷管理想推力之比。

2.2 射流角度对喉道面积的影响

图 2-5 分别给出了相对喉道面积比、喷管总压恢复系数、推力系数、射流相对流量随射流角度变化的关系曲线,可以看出,在射流角度一定时,随着 R_{SP} 增大,射流流量明显增大,见图 2,射流对主流的控制作用明显增强,相对喉道面积比迅速减小,见图 3。在射流角度为 0° 时, R_{SP} 对相对喉道面积的控制作用最为明显, R_{SP} 从 0.8 增大到 1.0,相对喉道面积从 93.44% 减小到 78.15%。在 R_{SP} 固定的情况下,随着射流角度的增加,相对喉道面积比先减小后增大,在射流角度为 0° 时达到极小值,射流流量则先增大后减小,但总体变化程度不大。喷管总压恢复系数和推力系数随 R_{SP} 的增大而减小,随射流角度的增大而先减小后增大,但总体变化程度不大,见图 4-5。

为了更加清楚地分析图 2-5 所示的变化规律,图 6 给出了 $R_{SP} = 1.0$ 时不同射流角度下喷管的马赫数和静压分布情况。可以看出,当射流角度为 -60° 时,主射流的相互掺混比较剧烈,导致了一定程度的流动损失,射流流量有所下降,减弱了射流对主流的冲击作用,因此喉道面积变化不大,喷管此时处于不完全膨胀状态,出口静压高于环境压力,回流引起的流动损失很小。当射流角度为 0° 时,主射流的相互掺混程度有所减弱,但是,此时射流流量增大,射流对主流的冲击作用增强,使得相对喉道面积明显减小,喷管此时处于过度膨胀状态,气流在扩散段膨胀程度增加,扩散段静压明显减小,回流范围比较大,给喷管带来了较大的流动损失,因此总压恢复系数和相对推力系数减小程度最多。当射流角度为 45° 时,由于流动方向趋于一致,射流对主流的冲击作用较小,对喷管有效喉道面积的影响减弱,而且在一定程度上射流对主流还起到了吹除喷管扩散段内壁附面层的积极作用,减小了摩擦损失,因此相对喉道面积比最大,喷管此时处于轻度过膨胀状态,扩散段出现了较小的回流区,但这引起的流动损失比较小,因此,与射流角度为 -60° 和 0° 时相比,喷管喉道面积变化最小,流动损失也最小。

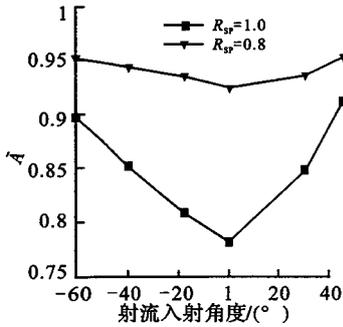


图2 射流相对流量比变化
Fig. 2 Variation of jet mass flow rate

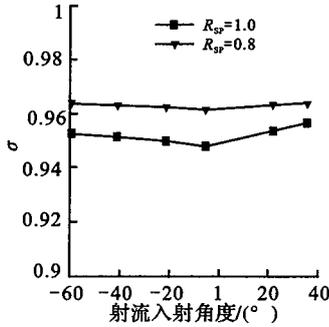


图3 相对喉道面积比变化
Fig. 3 Variation of relative throat area ratio

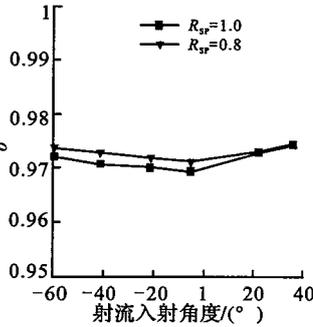


图4 总压恢复系数变化
Fig. 4 Variation of coefficient of total pressure recovery

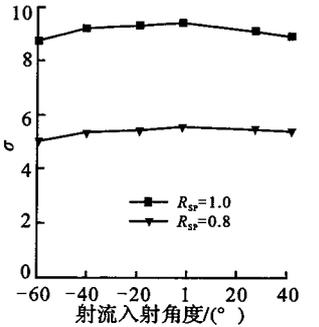
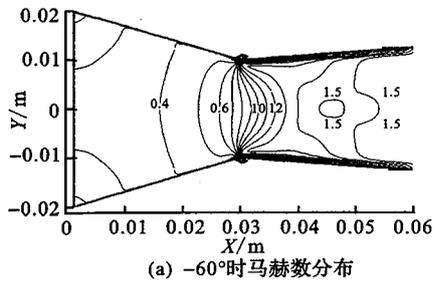
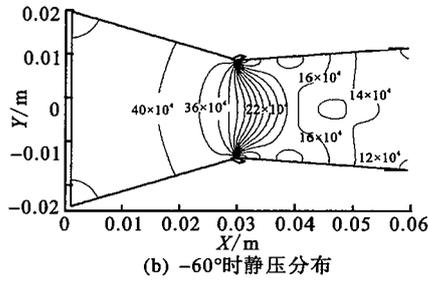


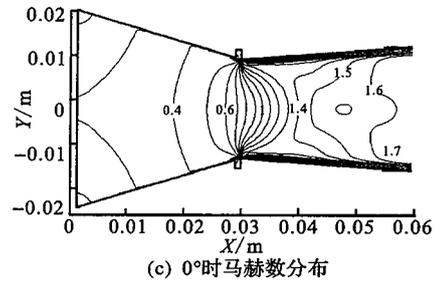
图5 推力系数变化
Fig. 5 Variation of thrust coefficient



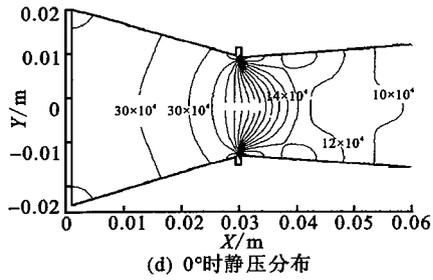
(a) -60°时马赫数分布



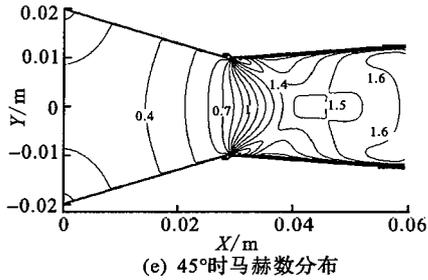
(b) -60°时静压分布



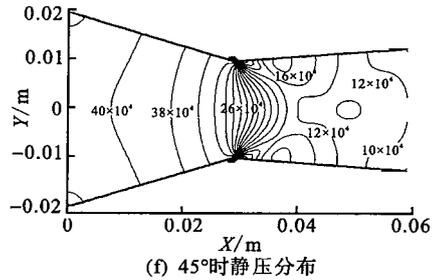
(c) 0°时马赫数分布



(d) 0°时静压分布



(e) 45°时马赫数分布



(f) 45°时静压分布

图6 不同射流角度时马赫数和静压分布

Fig. 6 Distribution of Mach number and static pressure at different angle

3 结论

本文初步研究了射流角度对有效喉道面积、喷管总压恢复系数和推力系数的影响规律,可得以下结论:

1) 射流角度和射流与主流总压比 R_{SP} 对气动喉道面积有明显作用。 R_{SP} 越大,射流角度越接近 0° ,相对喉道面积比越小。当射流位置处于喉道处,射流缝宽度为 1 mm , $R_{SP} = 1.0$,射流角度为 0° 时,相对喉道面积比可达到 78.15% 。

2) 在 R_{SP} 保持不变的情况下,射流角度从 -60° 到 45° 变化时,喷管总压恢复系数和推力系数先减小后增大,在 0° 时达到最小值,但总体变化不大;射流相对流量先增大后减小,在 0° 时最大,但也基本保持不变。

本文对气动喉道控制只进行了初步研究,要选择一个合理的气动喉道控制方案,还需进一步研究射流位置、角度和射流总压、总温等参数的影响以及它们的综合作用。

参考文献:

[1] Kowal H J. Advances in Thrust Vectoring and the Application of Flow - control Technology [J]. Journal of Canadian Aeronautics and Space, 2002, 48 (1): 145 - 151.
 [2] Gridly M C, Walker S H. Inlet and Nozzle Technology for 21st Century Aircraft [R]. ASME 96 - GT - 244.
 [3] 张相毅,王如根,徐学邈,等. 二元喷管流体矢量控制方案数值研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1435 - 1438.
 ZHANG Xiangyi, WANG Rugen, XU Xuemiao, et al. Computational Analysis of Fluidic Vector Control Concepts for Binary Nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1435 - 1438. (in Chinese)

- [4] Kenrick A Waithe, Karen A, Deere. Experiment and Computational Investigation of Multiple Injection Ports in A Convergent - Divergent Nozzle for Fluidic Thrust Vectoring [R]. AIAA 2003 - 3802.
- [5] 王全, 王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681 - 685.
WANG Quan, WANG Qiang. Computational Analysis on Static Internal Flow Field of Shock Vector Controlled Vectoring Exhaust Nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 681 - 685. (in Chinese)
- [6] Catt J A, Miller D N, Giuliano V J. A Static Investigation of Fixed - geometry Nozzles Using Fluidic Injection for Throat - area Control [R]. AIAA 95 - 2604.
- [7] Federspiel J. Fluidic Control of Nozzle Flow - Some Perf. Measurements [R]. AIAA 95 - 2605.
- [8] 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: 自然科学版, 2008, 9(1): 5 - 8
XU Xuemiao, WANG Rugen, ZHANG Xiangyi, et al. Research on the Influence of the Jet Injection Angle on Nuzzle Flow Field [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2008, 9(1): 5 - 8. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 王庆伟, 张相毅, 徐学邈, 等. 射流角度对双缝射流喷管流场影响的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 27 - 29.
WANG Qingwei, ZHANG Xiangyi, XU Xuemiao, et al. Investigation on the Influence of Multiple Injection Ports in A Nozzle for Fluidic Thrust Vectoring[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 27 - 29. (in Chinese)
- [11] 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 Qingwei, 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)

(编辑: 徐敏)

Effect of Jet Angle on the Pneumatic Throat of 2 - D Vectoring Nozzle

GUO Fei - fei, WANG Ru - gen, XIA Qin - bin, LI Yong, MA Cai - dong
(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Flow fields of 2 - D vectoring nozzle at different jet angles are calculated by the finite volume method based on 2 - D Reynolds average N - S equation and RNG $\kappa - \varepsilon$ turbulent model. The results show that the effective throat area of the nozzle is reduced as the jet angle is closed to 0° . Compared with the case without jet, the relative throat area ratio of the nozzle can achieve 78.15% in the case of the jet location 29.5, width 1 mm, angle 0° and $R_{sp} = 1.0$. If R_{sp} is kept unchanged, the coefficient of the total pressure recovery, thrust coefficient of the nozzle and the jet mass flow will approximately keep in a same level at different jet angles. The throat area of the nozzle can be effectively controlled by changing the jet angle.

Key words: thrust - vectoring; 2 - D vectoring nozzle; pneumatic throat; jet