固定几何气动矢量喷管气动性能数值仿真

张少丽,周吉利,贾东兵,徐　速
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为掌握固定几何气动矢量喷管气动性能,通过 CFD 数值模拟的方法,研究了主流落压比、扩张段二次流落压比、扩张段二次流角度和引射对固定几何气动矢量喷管轴向推力系数的影响;主流落压比、扩张段二次流落压比和扩张段二次流角度对矢量角的影响;主流落压比、喉道二次流落压比和喉道二次流角度对喉道控制率的影响。结果表明:随主流落压比增大轴向推力系数增大,矢量角减小,喉道控制率减小;随扩张段二次流落压比增大推力系数减小,矢量角增大;随喉道二次流落压比增大,喉道控制率增大;随扩张段二次流角增大轴向推力系数减小,矢量角略有减小;随喉道二次流角增大喉道控制率增大;随引射方式增加喷管推力系数增大。

关键词: 气动性能;固定几何;流体控制;矢量喷管;数值仿真;航空发动机
中图分类号: V228.7　　**文献标识码:**A　　**doi:**10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.004

Numerical Simulation on Performances of Fluidic Control Fixed Geometry Aerodynamic Nozzle

ZHANG Shao-li, ZHOU Ji-li, JIA Dong-bing, XU Su
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to obtain the aerodynamic performances of the fluidic control fixed geometry nozzle, the effects of Nozzle Pressure Ratio (NPR), Second Flow Pressure Ratio (SPR), angle of second flow on divergent section and injection on the axial thrust coefficient for the fluidic control fixed geometry nozzle, the effects of nozzle pressure ratio, SPR and angle of second flow on divergent section on the vectoring angle, the effects of NPR, SPR and angle of second flow on throat section on the control ratio of throat area were investigated by CFD numerical calculations. The results show that the axial thrust coefficient increased, the vectoring angle and the control ratio of throat area decreased with the increase of NPR. The axial thrust coefficient decreased, the vectoring angle increased with the increase of SPR on divergent section. The control ratio of throat area increased with the increase of SPR on throat section. The axial thrust coefficient decreased and the vectoring angle decreased a little with the increase of angle of second flow on divergent. The control ratio of throat area increased with the increase of angle of second flow on throat. The thrust coefficient increased with the increase of injection mode.

Key words: aerodynamic performances; fixed geometry; fluidic control; vectoring nozzle; numerical simulation; aeroengine

0　引言

为提高飞机的作战能力,对航空发动机的推重比要求越来越高,矢量喷管作为航空发动机的主要组成部分也面临着高效、轻质的要求[1-2]。传统机械调节矢量喷管结构复杂、质量轻,无法满足高推重比的要求,固定几何气动矢量喷管采用二次流对主流的干扰形成矢量偏转,结构简单、质量轻,可以满足未来发动机的需求[3-4]。

国外的研究机构开展了各种流体推力矢量控制方式的研究,综合起来主要集中在 3 种控制方法上,即激波矢量控制技术、喷管喉部偏移技术、反流控制技术。Giuliano 等在 NASA 兰利喷流排气试验装置上专门做了基于激波矢量控制的 2 元球面收敛 / 扩散调节片俯仰推力矢量喷管试验[5];Deere 等在流体偏航矢量喷管的基础上,开展了喉部位置偏移法实现推力矢量的数值计算[6-7];Leavit 等对多轴推力矢量喷管的吼道倾斜方法进行了稳态研究[8];Kenrick 等对流体推

收稿日期:2017-09-19　　**基金项目:**国家重大基础研究项目资助
作者简介:张少丽(1986),女,硕士,主要从事喷管及排气装置设计工作;E-mail:shaoli007eg@163.com。

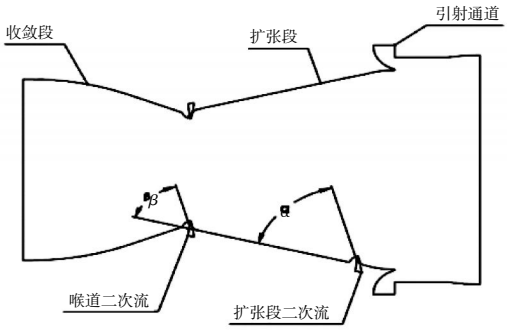
引用格式:张少丽,周吉利,贾东兵,等.固定几何气动矢量喷管气动性能数值仿真[J].航空发动机,2018,44(2):20-26. ZHANG Shaoli, ZHOU Jili, JIA Dongbing, et al.Numerical simulation on performances of fluidic control fixed geometry nozzle [J]. Aeroengine,2018,44(2):20-26.

力矢量喷管的多喷射点方法进行了试验和数值计算[9];NASA 兰利研究中心进行了大尺寸的反流法实现推力矢量的试验研究,Hunter 等采用 PAB3D 计算软件进行了反流法计算[10]。国内在流体推力矢量技术方面也开展了一定的研究工作。乔渭阳等采用试验和数值计算相结合的方法,研究了二次流喷射对流体推力矢量的影响[11];罗静等采用数值模拟的方法,计算分析了流体喷射对喷管气动矢量角的影响[12];王占学等完成了基于二次流喷射的流体推力矢量数值计算和实验方案[13-15]。

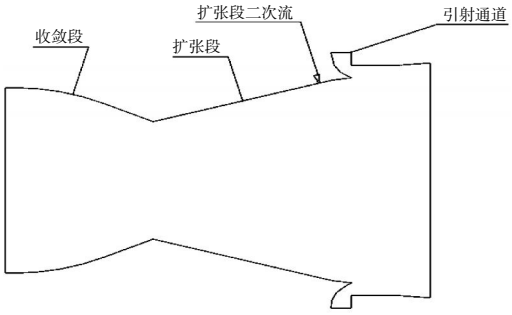
目前固定几何气动矢量喷管二次流效率低,在现有的二次流流量下,矢量偏转角较小;在非设计点状态下的低状态(如主流落压比 3)时喷管推力性能较低;对二次流控制喉道面积的研究很少。为此,本文主要研究了阀门结构的二次流注射方式(包括喉道和扩张段二次流)、二次流气动参数、主流气动参数和引射外界气体对流场结构与喷管性能(推力系数、矢量角和喉道面积控制率)的影响。

1　物理模型

固定几何气动矢量喷管的物理模型如图 1 所示。主要包括收敛段、扩张段、二次流通道和引射通道。喉道二次流和扩张段二次流为阀门结构的注射方式如图 1(a)所示,二次流出口位于喷管内,根据不同状态的需求,通过转动阀门调节二次流的关闭或开启角度。喉道二次流的角度 β 为 60°和 74.5°2 种情况,扩张段二次流的角度 α 为 30°和 60°2 种情况,二次流角度指二次流和扩张段的夹角;$\beta=0°$时喉道二次流阀门关闭,$\alpha=0°$时扩张段二次流阀门关闭。二次流为常规的注射方式如图 1(b)所示,非阀门结构,出口位于扩张段壁面位置,并垂直于扩张段。



(a) 阀门结构的注射方式



(b) 非阀门结构的注射方式

图 1　固定几何气动矢量喷管物理模型

2　计算方法

2.1　流场计算

运用商业软件进行全 3 维流场计算,热燃气假设为理想可压缩流体,使用基于密度耦合算法,湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型,主流边界条件设置为压力入口,总温为 1100 K,总压为 0.3、0.4 MPa;二次流设置为压力入口,总温为 288 K,总压为 0.3 ~ 0.6 MPa;压力出口温度为 288 K,总压为 0.1 MPa。

采用结构化网格,总数控制在 190 万左右。整个计算域中心对称面网格分布如图 2 所示,喷管区域对称面网格如图 3 所示。在内流道对网格进行加密,外场网格逐渐变稀。

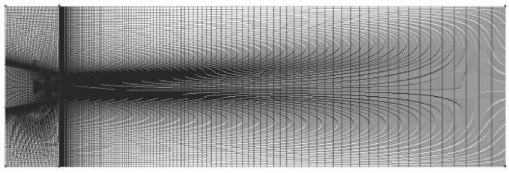


图 2　对称面网格分布

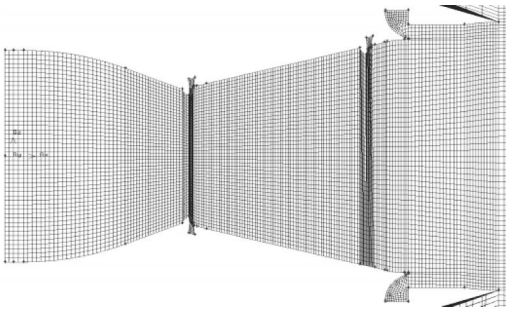


图 3　喷管区域网格分布

2.2　轴向推力系数和矢量角计算

喷管的推力为出口气流动量与压差在出口面上积分的和,X 方向的实际推力 F_x 为

$$F_x=\dot{m}U_x+(P_e-P_a)A_e \tag{1}$$

式中：$\dot{m}$为实际质量流量；U_x 为出口截面的 X 方向的速度；P_e 为出口截面的静压；A_e 为出口截面的面积。

定义轴向推力系数 C_{fx} 为 X 方向实际推力 F_x 与总的理想推力 F_i（主流与二次流理想推力之和）的比值

$$C_{fx}=F_x/F_i \tag{2}$$

$$F_i=\dot{m}U_i \tag{3}$$

式中：U_i 为等熵完全膨胀时喷管出口速度

$$U_i=\sqrt{2\frac{kRT_0^*}{k-1}\left[1-\left(\frac{P_a}{P_0^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \tag{4}$$

矢量角 δ 的大小反映了纵向推力 F_y 与轴向推力 F_x 比值的大小，定义为

$$\delta=\arctan\left(\frac{F_y}{F_x}\right) \tag{5}$$

喉道控制率 R_{TAC} 为喉道面积最大值与最小值之差与最小面积的比值

$$R_{TAC}=\frac{A_{max,eff}-A_{min,eff}}{A_{min,eff}} \tag{6}$$

3 计算方法验证

根据数值计算模型，进行了冷态吹风试验，其中 N_{PR}=4 时，中间非偏转状态的静压数值计算结果与试验结果的对比如图 4 所示。从图中可见计算结果与试验结果基本吻合，验证了数值计算方法的可行性。

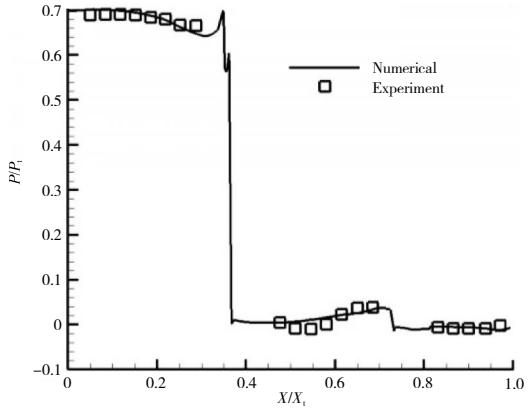


图 4 壁面中心线静压分布

4 计算结果与分析

4.1 推力系数的影响因素

针对 $\beta=0°$、α=60°的几何模型，研究了主流落压比（N_{PR}=3、4）和扩张段二次流落压比（S_{PR} = 3、4、5、6）对推力系数的影响；针对 $\beta=0°$的几何模型，在 $N_{PR}=4$ 的情况下，研究了 α 对轴向推力系数的影响；针对 α=30°、$\beta=74.5°$ 的几何模型，在 $N_{PR}=3$、S_{PR}=6 的情况下，研究了引射方式对喷管性能的影响；计算结果如图 5 所示。从图中可见，N_{PR} 不变，随着 S_{PR} 增大喷管轴向推力系数减小，S_{PR} 从 3 增加到 6 时，轴向推力系数减小约 3% ~ 4%；S_{PR} 不变，随着 N_{PR} 增大轴向推力系数增大，N_{PR} 从 3 增加到 4，轴向推力系数减小约 5%；二次流压力不变，二次流角度 α 增加，轴向推力系数最大减小 1.5%；引射开启后的轴向推力系数比引射关闭时最大提高 5%。

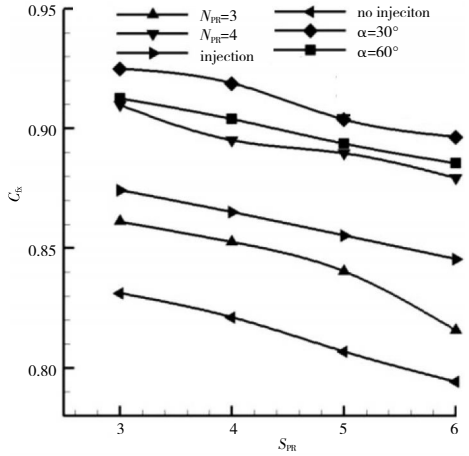
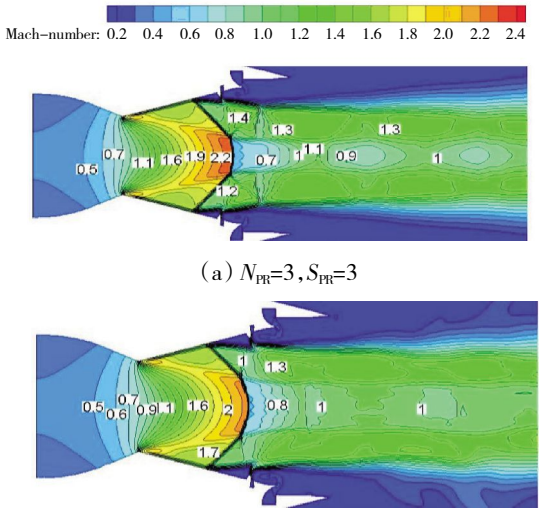


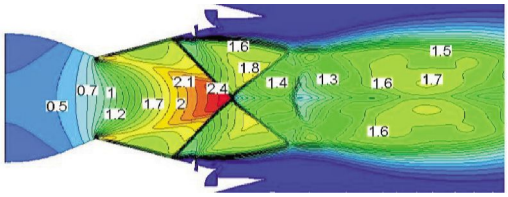
图 5 N_{PR}、S_{PR}、α 和 injection 对推力系数的影响

N_{PR} 和 S_{PR} 对流场马赫数的影响如图 6 所示。从图中可见，在 N_{PR} 一定的情况下，随着 S_{PR} 增大，二次流对主流造成的斜激波位置会向前移动，说明 S_{PR} 增大对主流具有更强的扰动作用，使得喷管轴向推力系数减小；在 S_{PR} 一定的情况下，随着 N_{PR} 增大，二次流对主流造成的斜激波位置会向后移动，并且扩张段后

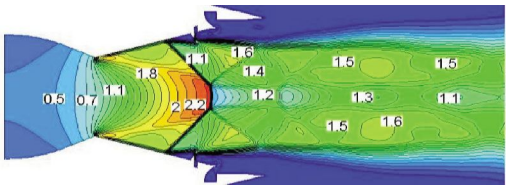


(a) N_{PR}=3，S_{PR}=3

(b) N_{PR}=3，S_{PR}=5



(c) N_{PR}=4,S_{PR}=3

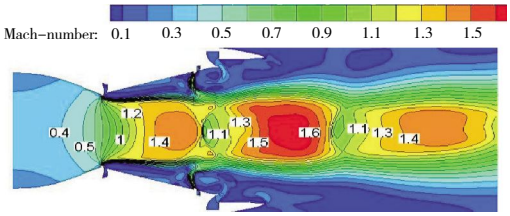


(d) N_{PR}=4,S_{PR}=5

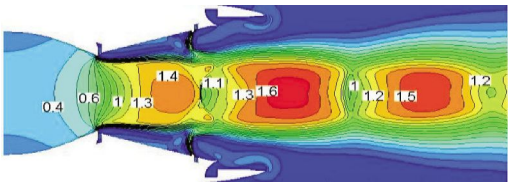
图 6　N_{PR} 和 S_{PR} 对流场马赫数的影响

段低速流动区域减小,说明 N_{PR} 增大会减弱二次流对主流的扰动作用,并且更接近设计状态,减少过膨胀区域,使得喷管轴向推力系数增大。

引射对流场马赫数及流场静压的影响分别如图 7、8 所示。从图中可见，在 N_{PR}=3 时喷管处于过膨胀状态,扩张段出现较大面积的负压区和低速区,在引射关闭时喷管末端出现外界大气被引到喷管内部的现象,出现反流,降低喷管推力性能;在引射开启后,引射流与主流混合提高喷管流量，增加喷管动量,减少主流区域的负压区,同时减少末端气体引入导致的反流现象。



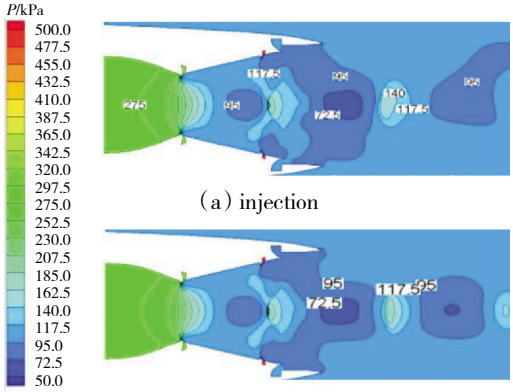
(a) injection



(b) no injection

图 7　引射对流场马赫数的影响

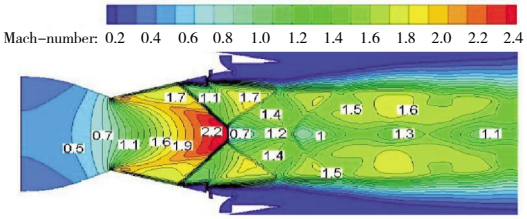
扩张段二次流角度对流场马赫数的影响如图 9 所示。从图中可见,随着二次流角度 α 增大,二次流对主流造成的斜激波位置会向前移动，说明 α 增大会加强二次流对主流的扰动作用,使得喷管轴向推力系数减小。



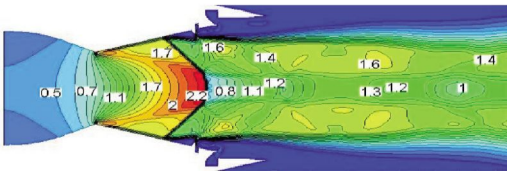
(a) injection

(b) no injection

图 8　引射对流场静压的影响



(a) α=30°



(b) α=60°

图 9　扩张段二次流角度对流场马赫数的影响

4.2　矢量角的影响因素

针对图 1(b)所示的几何模型,研究了主流落压比(N_{PR}=3、4)和二次流落压比(S_{PR} = 3、4、5、6)对矢量角的影响,计算结果如图 10 所示。从图中可见,扩张段二次流注射方式非阀门结构时产生的最大矢量角约为 9°;当主流压力不变时,随着二次流压力增加喷

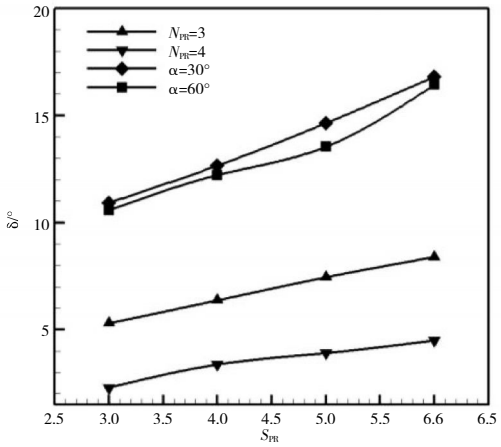
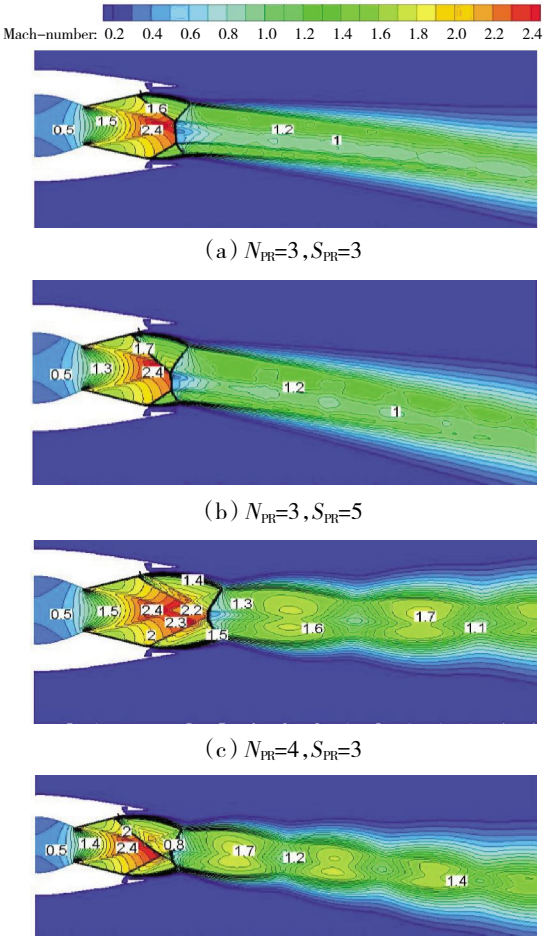


图 10　N_{PR}、S_{PR} 和 α 对矢量角的影响

管矢量角增大，最大增加约为 3°；当二次流压力不变时，随着主流压力增加矢量角约减小 3°～4°。

针对 $\beta=0°$的几何模型，在主流落压比 $N_{PR}=3$ 的情况下，研究了扩张段二次流角度（α=30°、60°）对矢量角的影响，计算结果如图 10 所示。从图中可见，扩张段二次流注射方式为阀门结构时产生的最大矢量角为 17°，明显高于扩张段二次流注射方式为非阀门结构产生的最大矢量角；随着扩张段二次流角度增加，矢量角略有减小约为 0.5°。

N_{PR} 和 S_{PR} 对流场马赫数的影响如图 11 所示。从图中可见，当主流压力不变时，随着二次流压力增加，激波位置向下移动，矢量角增大，说明二次流压力增加对主流影响增大；二次流压力不变，随着主流压力增加，激波位置向上移动，矢量角减小，说明主流压力增加需要相应增加二次流压力才能满足矢量角的需求。



（a）N_{PR}=3，S_{PR}=3

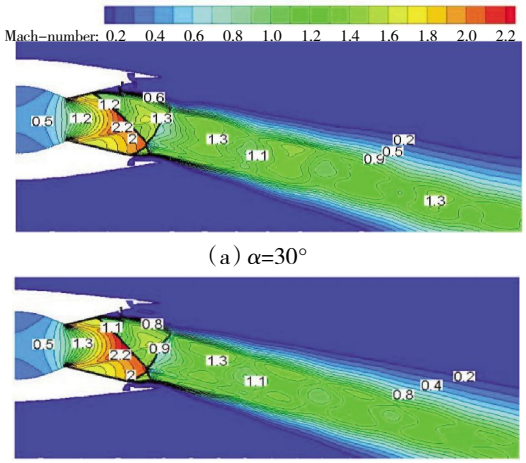
（b）N_{PR}=3，S_{PR}=5

（c）N_{PR}=4，S_{PR}=3

（d）N_{PR}=4，S_{PR}=5

图 11 N_{PR} 和 S_{PR} 对流场马赫数的影响

扩张段二次流角度对流场马赫数的影响如图 12 所示。从图中可见，随着扩张段二次流角度增大，激波位置变化不太明显，尾喷流偏转角度略有减小，说明扩张段二次流角度对矢量角影响不大。另外，根据图 11、12 对比可知，注射方式为阀门结构的扩张段二次流产生的矢量偏转效应明显优于注射方式为非阀门结构的扩张段二次流。



（a）α=30°

（b）α=60°

图 12 扩张段二次流角度对流场马赫数的影响

4.3 喉道控制率的影响因素

针对 $\alpha=0$、β=74.5°的几何模型，研究了主流落压比（N_{PR}=3、4）和喉道二次流落压比（$S_{PR}=3$、4、5、6）对喉道控制率的影响，计算结果如图 13 所示。从图中可见，当主流压力不变时，随着喉道二次流压力增加，喉道控制率增大，最大增加约 18%；当二次流压力不变时，随着主流压力增加，喉道控制率减小约 2%～11%。

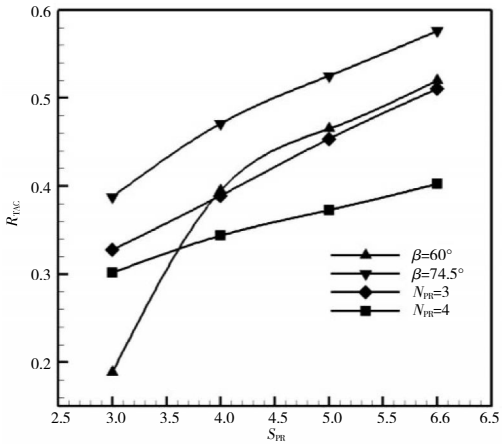
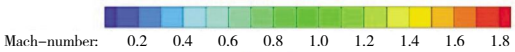


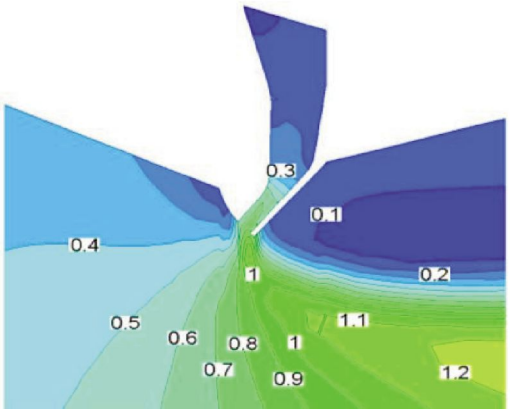
图 13 N_{PR}、S_{PR} 和 β 对喉道控制率的影响

主流压力和二次流压力对流场马赫数的影响图 14 所示。从图中可见，当 N_{PR} 不变时，随着 S_{PR} 增大，二次流出口马赫数增大，二次流后面的低速区增加，主流高速区向中心线方向偏移，喷管有效流通面积减

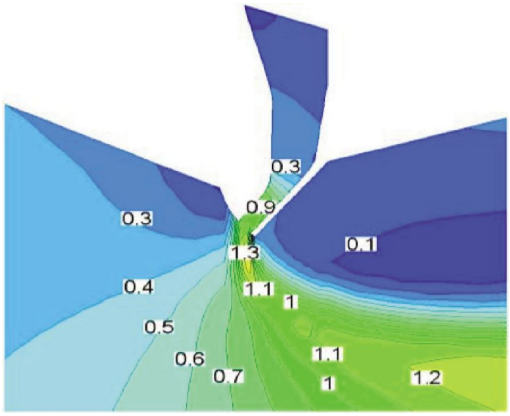
小,喷管喉道控制率提高;当 S_{PR} 不变时,随着 N_{PR} 增大,二次流出口马赫数减小,二次流后面的低速区减小,主流高速区向壁面方向偏移,喷管有效流通面积增大,喷管喉道控制率降低。

针对 α=60°的几何模型,在 N_{PR} = 3、扩张段 S_{PR}=3 的情况下,研究了喉道两侧二次流角度(β=60°、74.5°)对喉道控制率的影响,计算结果如图 14 所示。从图中可见,随着喉道二次流角度增大,喉道控制率增加约为 5% ~ 20%,最大为 0.59。

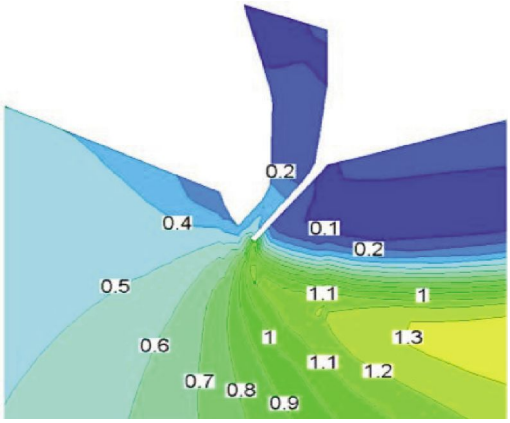




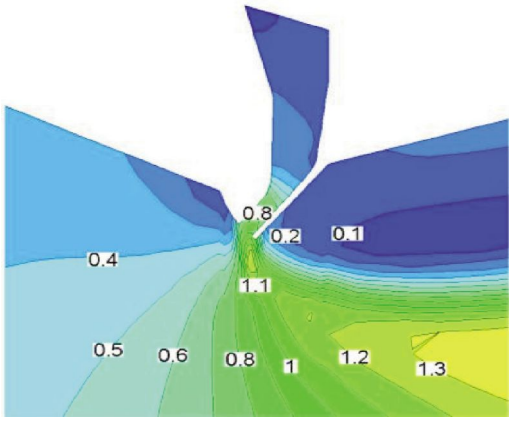
(a) N_{PR}=3, S_{PR}=4



(b) N_{PR}=3, S_{PR}=6



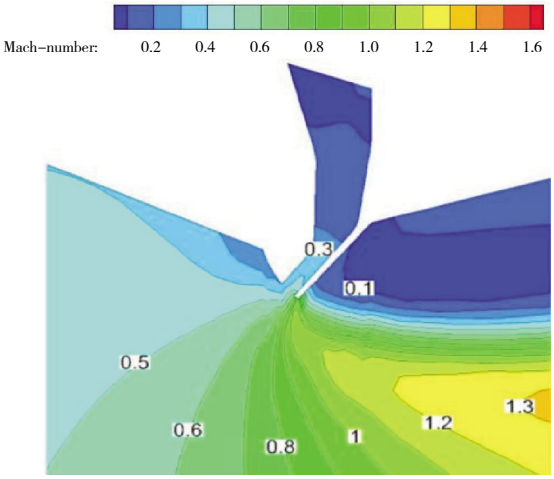
(c) N_{PR}=4, S_{PR}=4



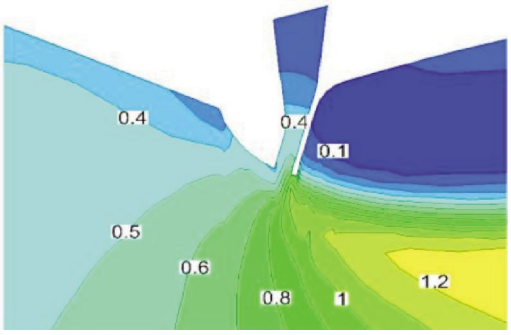
(d) N_{PR}=4, S_{PR}=6

图 14　N_{PR} 和 S_{PR} 对流场马赫数的影响

喉道二次流角度对流场马赫数的影响如图 15 所示。从图中可见,随着喉道二次流角度增大,二次流出口马赫数增大,二次流后面的低速区增加,主流高速区减小,喷管有效流通面积减小,喷管喉道控制率提高。



(a) β=60°



(b) β=74.5°

图 15　扩张段二次流角度对流场马赫数的影响

5　结论

本文通过对主流、喉道二次流、扩张段二次流、引射等各因素对固定几何气动矢量喷管推力系数、推力

矢量角和喉道控制率等气动性能的影响分析,得到以下结论。

(1)在本文的研究范围内,主流落压比由 3 增加到 4 时轴向推力系数增加约为 5%;扩张段二次流落压比由 3 增加到 6 时轴向推力系数约减小 3% ~ 4%;主流落压比为 3 时,引射开启后的轴向推力系数比引射关闭时最大提高 5%; 扩张段二次流角度由 30°增加到 60°时轴向推力系数最大减小 1.5%;

(2) 主流落压比由 3 增加到 4 时矢量角减小约 3° ~ 4°;扩张段二次流落压比由 3 增加到 6 时喷管矢量角增大,最大增加约 3°;随着扩张段二次流角度增大,矢量角略有减小;注射方式为阀门结构的扩张段二次流产生的最大矢量角比注射方式为非阀门结构的扩张段二次流约大 8°;

(3)喉道二次流落压比由 3 增加到 6 时喉道控制率最大增大约 18%; 主流落压比由 3 增加到 4 时喉道控制率减小约 2% ~ 11%; 喉道二次流角度由 60° 增大到 74.5°时,喉道控制率提高约 5% ~ 20%。

引射是 1 种有效提高低状态(如 N_{PR}=3)下固定几何气动矢量喷管推力系数的方式;扩张段二次流注射方式为阀门结构时能有效提高喷管矢量偏转角;喉道二次流注射方式为阀门结构时能有效控制喷管喉道面积;引射和阀门结构的二次流注射方式的提出为固定几何气动矢量喷管的工程化应用提供了新方向。

参考文献:

[1] 贾东兵, 周吉利, 邓洪伟. 固定几何气动矢量喷管综述[J]. 航空发动机, 2012, 38(6): 29-33.
JIA Dongbing, ZHOU Jili, DENG Hongwei. Summary of fluidic control fixed geometry nozzle technology[J].Aeroengine,2012, 38(6): 29-33.(in Chinese)

[2] 靳宝林,郑永成. 一种有前途的推力矢量技术 - 流体推力矢量控制喷管[J]. 航空发动机,2000(4):52-57.
JIN Baolin,ZHENG Yongcheng. One promising thrust vectoring technology-fluidic control vectoring nozzle [J].Aeroengine,2000(4):52-57.(in Chinese)

[3] Reginald G W. Fluidic thrust vectoring and throat control exhaust nozzle[R]. AIAA-2002-4060.

[4] Abeyounis W K,Bennett B D. Static internal performance of an over-expanded, fixed-geometry, nonaxi symmetric nozzle with fluidic pitch-thrust-vectoring capability[R]. NASA-TP-3645,1987.

[5] Wing V J . Static investigation of a fixed-aperture exhaust nozzle employing fluidic injection for multiaxis thrust vector control [R]. AIAA-97-3149.

[6] Deere K A. Computational investigation of the aerodynamic effects on fluidic thrust vectoring[R]. AIAA-2000-3598.

[7] Deere K A,Berrier B L. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803.

[8] Leavitt L D,Lamb M. Static investigation of a multiaxis thrust-vectoring nozzle concept featuring diagonal throat hinge [R]. NASA-TP-3492,1994.

[9] Kenrick A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R].AIAA-2003-3802.

[10] Hunter C A, Deere K A. Computational investigation of fluidic counter flow thrust vectoring[R].AIAA-99-2669.

[11] 乔渭阳,蔡元虎.基于次流喷射控制推力矢量喷管的实验及数值研究[J].航空动力学报,2001(3):273-278.
QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. A study on the two-dimensional thrust vectoring nozzle with secondary flow injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2001,15(3):273-278. (in Chinese)

[12] 罗静,王强,额日其太. 两种流体控制方案矢量喷管内流场计算及分析[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(7):597-601.
LUO Jing, WANG Qiang, Eriqitai. Computational analysis of two fluidic thrust vectoring concepts on nozzle flow field[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2004,30(7):597-601.(in Chinese)

[13] 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 Zhjie, 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)

[14] 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试验[J]. 推进技术,2010,31(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, 2010,31(6): 751-756. (in Chinese)

[15] 刘爱华,王占学.二次流喷射对喷管流场性能的影响[J]. 推进技术, 2007,28(2):144-147.
LIU Aihua, WANG Zhanxue. Effect of secondary flow injection on flow field and performance of nozzle[J].Journal of Propulsion Technology, 2007,28(2):144-147. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)