

## 双喉道推力矢量喷管的气动性能数值模拟

何敬玉 陈强 董金刚 欧平 唐亚丽

(中国航天空气动力技术研究院,北京,100074)

**摘要:**对双喉道推力矢量喷管的流动特性和气动性能进行了数值模拟研究,分析了在有推力矢量情况下,双喉道喷管的主流落压比(Nozzle pressure ratio, NPR)和二次流流量对喷管的气动性能与内部流动特性的影响。研究表明,在无推力矢量状态下,双喉道喷管在落压比  $\text{NPR}=3.0\sim 4.0$  之间具有最优的推力系数和流量系数,分别为 0.974 和 0.935。在有推力矢量状态下,双喉道喷管在  $\text{NPR}=4.0$  时具有最优的推力矢量角和推力系数,其推力矢量角最高为  $16.1^\circ$ 。当二次流流量为 4% 时,推力矢量角为  $14.6^\circ$ ,推力系数为 0.95。随着二次流流量的增加,双喉道喷管的推力矢量角逐渐增加,但是当增加到一定值之后,推力矢量角会逐渐减小。在相同的二次流流量下,随着主喷管落压比的增加,推力矢量角和推力矢量效率逐渐降低。随着主喷管落压比的增加,双喉道喷管的推力系数逐渐升高,在  $\text{NPR}=4.0$  达到最大值后逐渐降低。流量系数随着主喷管落压比的增加逐渐增大,但是在  $\text{NPR}=4.0$  以后,流量系数的变化趋于稳定。

**关键词:**双喉道喷管;推力矢量;气动性能;数值模拟;落压比

中图分类号:TB52+5

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2017)S-0016-08

## Numerical Investigation of Aerodynamic Performance on Dual Throat Thrust Vectoring Nozzle

HE Jingyu, CHEN Qiang, DONG Jingang, OU Ping, TANG Yali

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, 100074, China)

**Abstract:** The numerical simulation is carried out to study the flow characteristics and aerodynamic performance of the dual throat thrust vectoring nozzle. The effects of both the primary nozzle pressure ratio (NPR) and the secondary jet flow rate on the aerodynamic performance and internal flow characteristics are analyzed with and without thrust vectoring. The results indicate that the dual throat nozzle has the optimal thrust ratio and discharge coefficient of 0.974 and 0.935 at  $\text{NPR}=3.0\sim 4.0$  on un-vectoring thrust state. The dual throat nozzle has the optimal thrust vector angle and thrust ratio at  $\text{NPR}=4.0$  on vectoring thrust state, and the largest thrust vector angle of it is as high as  $16.1^\circ$ . The thrust vector angle and the thrust ratio reach to the peak value of  $14.6^\circ$  and 0.95 at the point of secondary jet flow rate is 4%. The thrust vector angle is increased with the enhancement of the secondary jet flow rate and decreases gradually when reaches to a critical value. Both of the thrust vector angle and the thrust vector efficiency are reduced with the increment of primary nozzle pressure ratio under the constant secondary jet flow rate. The thrust ratio is increased as the increasing of primary nozzle pressure ratio and decreased after reaching to the maximum at  $\text{NPR}=4.0$ . While the discharge coefficient is increased as the increasing of primary nozzle pressure ratio and tends to stable after reaching to the maximum at  $\text{NPR}=4.0$ .

**基金项目:**装备预研基金(9140A13020615HT71002)资助项目。

**收稿日期:**2017-05-15; **修订日期:**2017-06-20

**通信作者:**陈强,男,高级工程师。E-mail: heg407@126.com。

**引用格式:**何敬玉,陈强,董金刚,等.双喉道推力矢量喷管的气动性能数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2017,49(S):16-23. HE Jingyu, CHEN Qiang, DONG Jingang, et al. Numerical investigation of aerodynamic performance on dual throat thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S): 16-23.

**Key words:** dual throat nozzle; thrust vectoring; aerodynamic performance; numerical simulation; nozzle pressure ratio

推力矢量技术近年来已经成为国内外航空技术研究的热点。推力矢量技术的应用降低了战斗机对水平和垂直尾翼的依赖,提高了战斗机的攻击能力和生存能力,并改善了战斗机的短距起飞和着陆性能<sup>[1-2]</sup>。

新一代战斗机发动机尾喷管要求具有推力矢量功能,对于尾喷管而言,通过流体射流来实现对推力矢量和喉道面积进行控制的研究引起了国内外众多学者的关注<sup>[3-5]</sup>。机械式推力矢量喷管是通过舵的操纵来实现喷流主流方向的偏转进而获得推力矢量,而流体射流推力矢量喷管则通过引入少量二次射流来实现对主流流量和方向的控制。相对于机械式矢量喷管,射流推力矢量喷管具有结构简单、重量轻和雷达反射面小等优点,在飞机发动机上具有重要的应用前景。

射流推力控制技术主要包括激波诱导矢量、喉道偏斜和逆向喷流等控制方法。激波矢量控制技术<sup>[6]</sup>是在喉道下游的扩张段引入二次流,在主流经过时会产生一道斜激波,从而改变主流方向获得推力矢量,该方法虽然可以获得较大的推力矢量角(最高可达到 $17.3^\circ$ ),但是推力矢量效率较低,一般为 $3.3^\circ/1\%$ 引射流量,并会导致明显的推力损失,典型工况下的推力系数在 $0.84\sim 0.90$ 之间<sup>[7-8]</sup>。喉道偏斜技术<sup>[9]</sup>是指在喷管的喉道处注入射流来改变喉道处声速线的形状和位置,从而使主流在声速线位置发生偏转产生推力矢量。该方法具有较高的推力系数,最高可达 $0.98$ ,但是其推力矢量效率较低,一般为 $2^\circ/1\%$ 引射流量。逆向喷流推力矢量控制技术<sup>[10]</sup>的基本原理是在主喷管出口外表面附近的管道内进行抽吸,在喷流的上剪切层内建立起逆向二次流,从而形成一个低压区导致主流向上偏转。该技术仅需要一个小的二次流供应系统就会具有大的推力矢量角,但是该技术所需要的低压抽吸源和滞后效应限制了该技术在工程中的应用。

双喉道推力矢量喷管<sup>[11]</sup>是一种新型的流体控制矢量喷管,其特点是在传统收扩喷管的出口处再设置一个收缩段,从而形成了具有两个几何喉道的喷管。通过在喷管上游喉道处的一侧注入二次流,使主流在上游喉道附近的声速线发生偏转,并在两个喉道间的上下空腔内再次发生偏转,从而使主流带有一定角度从下游喉道即喷管出口流出而产生推力矢量。

国内外研究表明,相对于其他流体控制的矢量喷管而言,双喉道推力矢量喷管具有推力矢量效率高、推力损失低等优点<sup>[12-14]</sup>。Flamm<sup>[11]</sup>等人对不同二次流注入角和空腔长度的二元双喉道推力矢量喷管进行了实验研究,结果表明在落压比(Nozzle pressure ratio, NPR)为 $4.0$ 时,当注入角为 $30^\circ$ 时,双喉道推力矢量喷管具有最好的推力矢量效率和较高的推力系数。其最大推力矢量效率可达 $6.1^\circ/1\%$ 二次流流量,推力系数为 $0.968$ ,与无推力矢量状态相比其推力损失为 $0.5\%$ 。Flamm等人<sup>[16]</sup>对双喉道轴对称喷管进行了实验研究,结果表明当两个喉道面积相等时,喷管具有最优的推力矢量效率和最低的气动损失。Flamm等人<sup>[17]</sup>对二元双喉道喷管的注入方式进行了实验研究,结果表明缝隙注入比孔注入的方式具有更大的推力矢量角,虽然前者推力矢量效率较低。Karen等人<sup>[18]</sup>认为脉冲式二次流的注入方式并不优于持续注入的方式。Erik<sup>[19]</sup>对二元双喉道推力矢量喷管进行了二维数值计算,结果表明二元双喉道喷管的二维计算结果与三维实验结果吻合较好,二元双喉道推力矢量喷管的二维数值计算结果满足了该喷管在有无推力矢量情况下的流动特性和气动性能研究。

本文主要采用数值计算的方法,对二元双喉道喷管在有无推力矢量下的流动特性进行了研究,分析了两个喉道面积比相等时双喉道矢量喷管的推力矢量产生的物理机制,并进一步研究了不同工况下双喉道矢量喷管的气动特性。

## 1 几何模型和数值方法

### 1.1 几何模型

本文中的双喉道推力矢量喷管计算模型来自于文献<sup>[11]</sup>中的实验模型,喷管的剖面图和几何参数定义如图1所示。该喷管存在两个几何面积最小的喉道,两喉道之间形成一个空腔,在喷管第一喉道的下方为二次流的注入口。参考其他文献<sup>[11,16]</sup>的最优化结果,本文所选择的双喉道推力矢量喷管的计算模型参数为 $l = 2.6h_{dt}$ ,  $h_{ut} = 1.0h_{dt}$ ,  $\theta_1 = 10^\circ$ ,  $\theta_2 = 25^\circ$ ,  $\alpha = 30^\circ$ , 所用喷管的出口(即下游喉道)高度为 $29.21\text{ mm}$ ,空腔长度为 $75.946\text{ mm}$ 。为了避免喷管内型面的突然转折对流动造成的影响,本文对第一喉道进行了倒圆,倒圆半径为 $0.1h_{dt}$ ,空腔顶点处的导圆半径为 $0.087h_{dt}$ <sup>[13]</sup>。

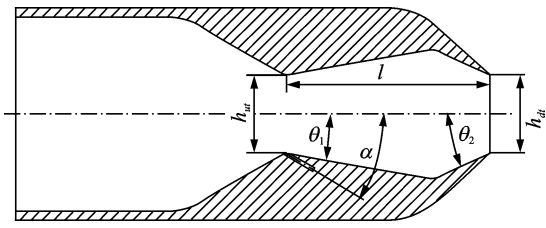


图1 双喉道喷管平面图

Fig. 1 Sketch of dual throat nozzle

## 1.2 网格划分

本文对二元双喉道矢量喷管进行了二维数值模拟计算,所选取的计算域如图2所示。计算域的范围为从喷管出口截面向下游延伸了200倍的喷管出口直径,向前延伸了35倍的喷管出口直径,向两侧各延伸了80倍的喷管出口直径。利用ICEM软件对该喷管进行了网格划分。为了提高计算的精度及效率,本文采用了结构化网格生成技术。由于计算域相对于喷管较大,为了降低网格数量,提高网格质量,生成网格时,在喷管的上下壁面以及喷管出口的下游方向进行了局部加密,总网格数目50万左右。图3给出了喷管内部及附近流动区域的局部计算网格。

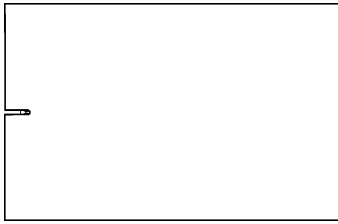


图2 双喉道喷管计算域

Fig. 2 Computational domain of dual throat nozzle

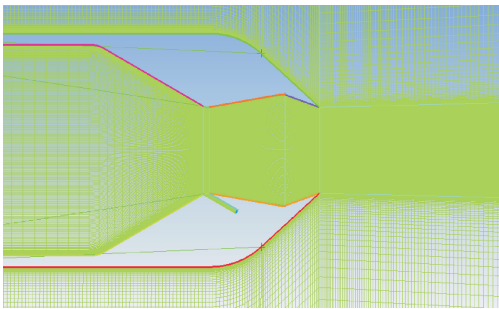


图3 双喉道喷管局部计算网格

Fig. 3 Enlarged view of computational grid near nozzle

## 1.3 计算方法

本文对不同工况下的双喉道推力矢量喷管进行了二维定常数值计算。湍流模型采用标准的 $k-\epsilon$ 湍流模型,计算气体采用理想可压缩流湍流,流动方程组和湍流模型方程的离散方法均采用二阶迎风格式<sup>[19]</sup>。

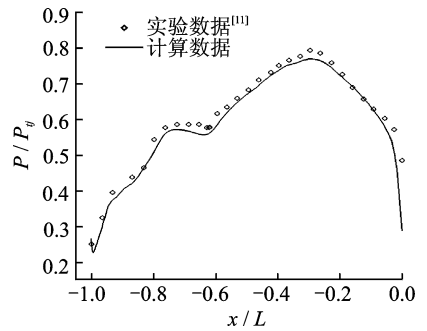
计算时,喷管的入口采用总温总压入口边界条件,速度方向沿边界法向,入口总温为300 K,总压根据工况的不同而选定。二次流入口也为总温总

压入口边界条件,入口总温为300 K,入口总压根据二次流与喷管总流量的比值而调整。壁面采用无滑移绝热固壁边界条件和标准壁面函数。外部计算域为压力远场边界条件,自由来流速度为0,喷管外部静压为101.325 kPa,总温固定为300 K。计算中,二次流均从上游喉道下方的二次流注入腔中进入,喉道上方无二次流注入腔,如图3所示。

## 2 计算结果分析

### 2.1 数值计算方法验证

为了保证计算方法的正确性,本文将数值计算结果与实验数据<sup>[11]</sup>进行了对比验证。为了保证喷管结构与工况验证的可靠性,参考其他数值验证方法<sup>[14]</sup>,本文验证所用的双喉道喷管的空腔收缩角为 $\theta_2 = 20^\circ$ ,其他结构参数与本文所用喷管相同。计算的喷管工况为:主喷管入口总压为405.3 kPa,二次流入口总压为810.6 kPa,入口气流的总温均为300 K,自由来流速度为0,喷管外部静压为101.325 kPa。图4给出了双喉道推力矢量喷管上壁面压力分布的数值计算结果和实验结果的对比。图中的横坐标为喷管内部轴向位置的无量纲化值,即坐标位置与空腔长度的比值,坐标零点为喷管下游喉道位置,纵坐标为静压与主流总压之比的无量纲化值,以下同。从图中可以看到,数值计算的壁面压力分布与实验结果在趋势上相互吻合,并且在数值大小上合理,所以本文采所用的数值模拟方法可以很好地模拟双喉道推力矢量喷管的流动,而且计算方法和结果具有较高的精度。

图4 上壁面压力分布数值计算结果与实验数据<sup>[11]</sup>对比Fig. 4 Comparison of upside surface pressure distribution obtained by experiments<sup>[11]</sup> and computations

### 2.2 非推力矢量下双喉道矢量喷管内流特性

在非推力矢量工况下(没有二次流注入时),双喉道推力矢量喷管在典型工况下的内流流场结构如图5所示,图中喷管的主流压比 $NPR = 4.0$ 。如图所示,主流气流在第一喉道附近局部达到声速,在流过第一喉道后,由于空腔的存在使得上下壁面的流动出现分离,气体在空腔扩张段先减速增压,

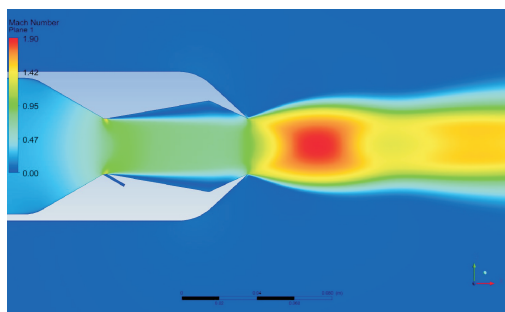


图5 非推力矢量工况下双喉道喷管的马赫数云图

Fig. 5 Mach number contour of dual throat nozzle without thrust vectoring

然后在收缩段继续膨胀加速,在经过下游喉道时,在喷管出口附近完全达到声速。从流动特性来看,此时的双喉道喷管相当于一个收敛喷管。由于喉道出口面积的限制,气体在空腔内的流动属于不完全膨胀状态,在经过下游喉道即喷管的出口后,气体继续膨胀加速,在喷管出口下游约一倍直径处速度达到最大。

图6给出了在非推力矢量工况下双喉道推力矢量喷管的壁面压力分布。通过图中两条曲线的对比可以看出,在非推力矢量工况下,喷管空腔内上、下壁面的静压分布曲线没有完全重合。这主要是由于在喷管第一喉道处二次流注入孔的存在而导致的结构非对称性所致,如图3所示。在有无推力矢量两种工况下的计算采用同一套网格,只是计算时二次流注入位置的边界条件设置不同。这种非对称结构导致空腔内的流体有向下偏转的趋势,从而导致下壁面压力相对上壁面先降低后升高。该流动的非对称性导致了在非推力矢量工况下,喷管依然会有一定的推力矢量,这与 Flamm<sup>[11]</sup>的实验数据是相吻合的。

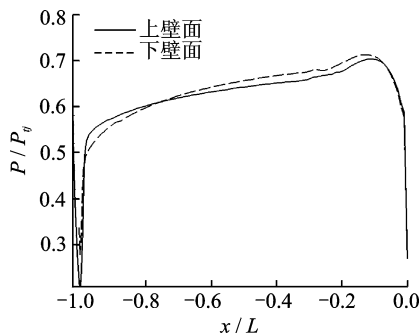


图6 非推力矢量工况下的壁面压力分布曲线

Fig. 6 Surface pressure distribution of dual throat nozzle without thrust vectoring

通过图6中双喉道推力矢量喷管空腔内的上下壁面压力分布可以看出:气流在喷管内的流动存在两个压力最低点,这两个压力最低点位于两个喉道处。在气流流经上游喉道位置时,气流压力处于

第一个最低点,附近流体在该处速度达到最大。在空腔的扩张段,气体的壁面压力逐渐增大,在空腔的顶点处压力达到最大值,而下壁面的压力由于二次流注入孔的存在,导致压力最高点略有前移,该处正是流动分离的位置<sup>[16]</sup>。所以在空腔的扩张段,气流的速度呈现出减速增压的特点。在空腔的收缩段,气流的速度呈现出膨胀加速的特点。气流在经过空腔最高点后,即经过压力最高点后,气流压力逐渐降低,速度重新加速,在第二喉道处达到压力最低点,并且在空腔内的速度达到最大。

图7给出了双喉道推力矢量喷管在不同主喷管压落比下的马赫数云图。由图可以看出,随着主流落压比的增加,气流在喷管空腔内的流动状态逐渐发生变化。在落压比  $NPR=1.89$  时,气流在喷管内的流动为亚音速流动,而随着落压比的增加,由于空腔内流动分离的影响,气流在上游喉道后的流动并没有出现壅塞状态而处于不变,而是分离区逐渐增大。随着落压比的增加,喷管内气流的不完全膨胀度越来越明显,导致气流在流经喷管出口后继续膨胀加速并呈现出位置逐渐后移的激波。

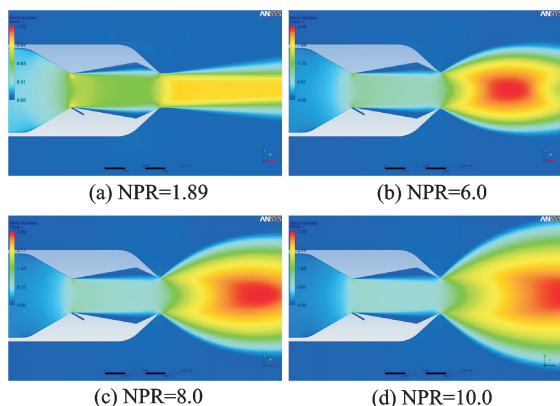


图7 不同压比下的马赫数云图

Fig. 7 Mach number contours of dual throat nozzle at different NPR

图8为不同落压比下的上壁面压力分布曲线,图中空腔内的壁面压力峰值点随着落压比的升高而前移。这说明随着主喷管落压比增加,气流在收

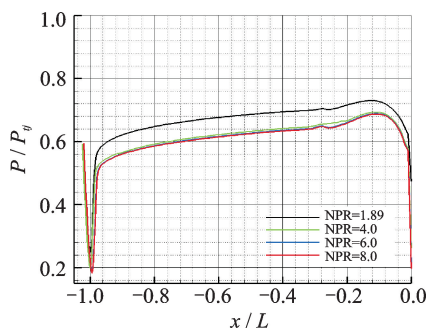


图8 不同压比下上壁面压力分布曲线

Fig. 8 Upside surface pressure distribution of dual throat nozzle at different NPR

缩段内的流动分离点也逐渐前移。另外,两个峰值点之间的压差也随着落压比增加而逐渐增大,这主要是由于分离区的变大和气流在管内膨胀的加强,壁面压力在峰值点前的恢复没有低落压比大,这说明气体在空腔内的流动损失随落压比的增大而增加。

### 2.3 非推力矢量下双喉道矢量喷管气动性能

图9,10给出了双喉道矢量喷管在非推力矢量下的气动性能。通过这两幅图可以看出,在压比 $NPR=4.0$ 时,该喷管具有最优的推力系数和流量系数。随着压比的增加,喷管的推力系数逐渐降低,但是流量系数逐渐趋于平稳。对于该喷管来说,上下游喉道的面积相等,但是其最优的推力系数和流量系数并不是处于设计压比点,即 $NPR_D=1.89$ 时<sup>[11]</sup>。通过前面的流场分析可以看出,空腔的存在改变了流体在喷管内的流动特性,导致气流在空腔收缩段内有个二次膨胀过程,使得气流在此之前的流动呈现出收扩喷管的亚临界流动特性,从而提高了喷管的最佳工况点,导致设计压比的提高。该喷管在压比 $NPR=4.0$ 时具有最好的推力系数和流量系数。然后随着压比的增加,喷管的推力系数逐渐降低。

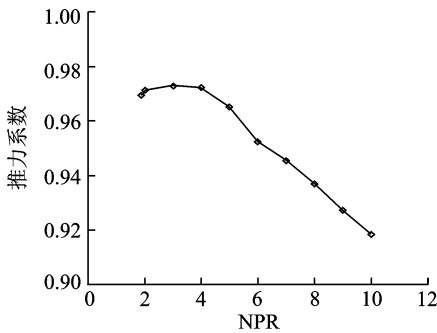


图9 双喉道喷管在不同压比下的推力系数

Fig. 9 Effect of NPR on thrust ratio of dual throat nozzle

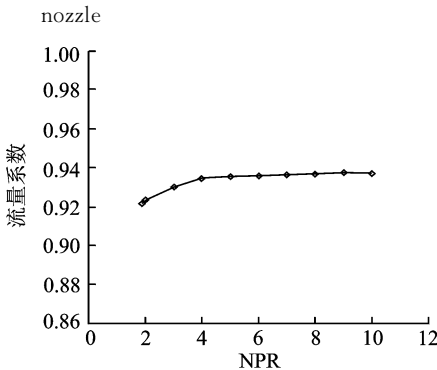


图10 双喉道喷管在不同压比下的流量系数

Fig. 10 Effect of NPR on discharge coefficient of dual throat nozzle

通过前面的分析可知,造成非推力矢量下双喉道喷管气动损失的主要原因是空腔内的流动分离以及气流在空腔内的不完全膨胀。但是当落压比

较小时,空腔内的流动没有达到收敛喷管的临界流动状态,其流动属于亚临界流动状态,所以随着落压比增大,推力系数和流量系数逐渐增加。当喷管落压比超过临界落压比后,空腔内的流动分离严重,气流在喷管内流动的不完全膨胀度逐渐变大并导致出口外的膨胀损失增加,造成推力系数逐渐变小。流量系数主要受到出口面积的限制,所以随着压比的增加而趋于稳定。但是由于空腔内气流顺压梯度加大,使得边界层变薄,所以喷管的气动喉道面积相对增大,流量系数略微增加。

### 2.4 推力矢量下双喉道矢量喷管内流特性

图11给出了在推力矢量工况下 $NPR=4.0$ 时双喉道矢量喷管的马赫数云图,其中二次流流量占总流量(主喷管流量 $W_p$ 与二次流流量 $W_s$ 之和)的4%( $W=4\%$ )。通过该图可以看出,由于二次流的作用,双喉道矢量喷管的两个喉道附近都出现了扭曲的声速线。气流在经过第一喉道时,由于喉道下侧二次流的作用导致主流向上偏转,并在空腔的下壁面形成分离区,导致空腔内流动的非对称现象。此时,空腔的上下壁面出现了明显的压差,如图12中两条实线的对比。

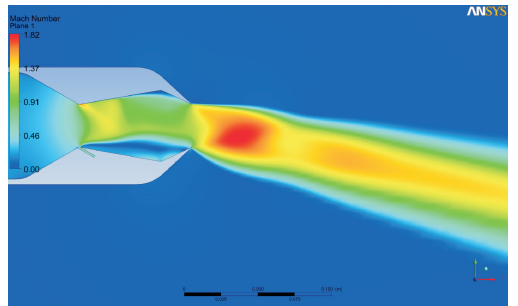


图11 带有推力矢量的马赫数云图

Fig. 11 Mach number contour of dual throat nozzle with thrust vectoring

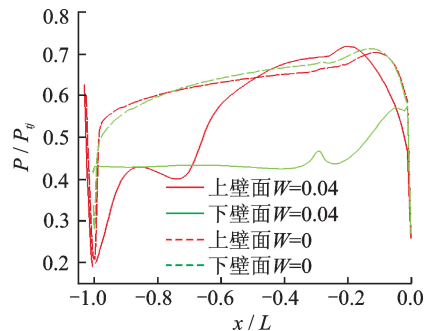


图12 有无推力矢量时喷管上下壁面的压力分布

Fig. 12 Surface pressure distribution of dual throat nozzle with and without thrust vectoring

由于喷管空腔内上下壁面压差的存在,导致气流在空腔的扩张段就具有发生向下偏转的趋势。当气流经过空腔顶点并到达空腔的收缩段后,由于空腔收缩段壁面的影响,流体进一步发生偏转,最

后与轴线呈一定角度流出喷管出口,从而实现了双喉道喷管的推力矢量,而由于气流在空腔内的分离而导致的上下壁面压差是推力矢量产生的主要原因<sup>[17-18]</sup>。

## 2.5 推力矢量下双喉道矢量喷管气动性能

(1)主喷管落压比对喷管推力矢量性能的影响

图 13,14 显示了在二次流流量为 3% 时,双喉道矢量喷管的推力系数和流量系数随主喷管落压比的变化曲线。通过图 13 可以看出,随着主喷管落压比的增加,双喉道矢量喷管的推力系数先逐渐增加,大约在  $NPR=4.0$  时达到最大值,然后随着主喷管落压比的增加而逐渐减小。如图 14 所示,随着主喷管落压比的增大,喷管的流量系数在小落压比范围内快速增加,随后缓慢增加,这与无推力矢量工况下流量系数的变化趋势相似。流量系数在这两种状态下的变化趋势都是由主喷管落压比的增加而导致的喉道有效面积变大所造成的。但是在二次流的作用下,主喷管落压比的增加依然会导致喷管出口处气流不完全膨胀度的加大,所以主喷管落压比的增加导致推力系数在  $NPR=4.0$  以后逐渐降低。

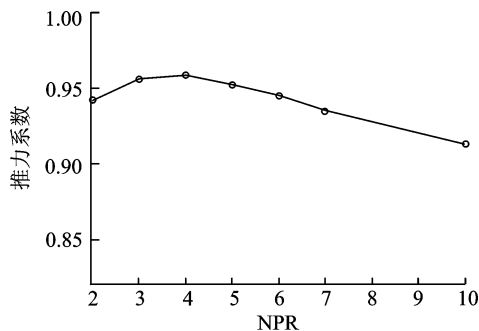


图 13 不同主流压比下喷管的推力系数

Fig. 13 Effect of primary nozzle pressure ratio on thrust ratio of dual throat nozzle

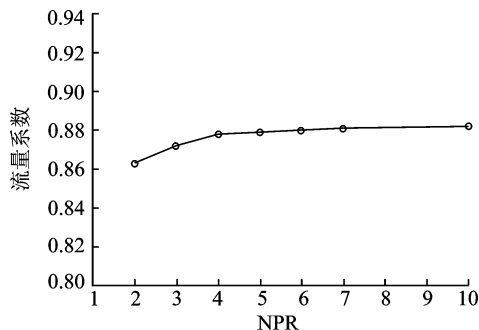


图 14 不同主流压比下喷管的流量系数

Fig. 14 Effect of primary nozzle pressure ratio on discharge coefficient of dual throat nozzle

图 15 给出了双喉道矢量喷管在不同主喷管落压比下的推力矢量角变化。由图可以看出,随着主喷管落压比的增加,推力矢量角先逐渐减小而后趋

于稳定。这是因为在较小落压比范围内,喷管内的气流没有达到完全膨胀状态,随着主喷管总压的增加导致气流轴向动量增加,所以推力矢量角变小。通过前面的流场分析可知,当主喷管落压比大于 4.0 之后,空腔扩张段的气流已经处于完全膨胀状态,上游喉道下游的流动几乎不随落压比变化,所以矢量角几乎保持固定。所以在二次流流量为 3% 时,双喉道矢量喷管在  $NPR=3.0\sim 4.0$  时具有最优的气动性能。

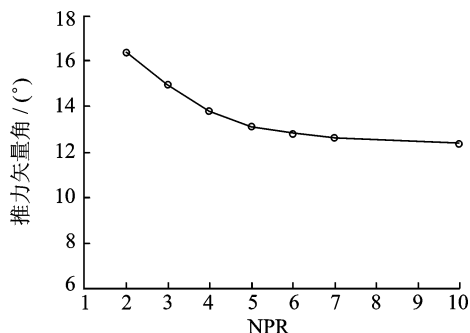


图 15 不同主流压比下喷管的推力矢量角

Fig. 15 Effect of primary nozzle pressure ratio on thrust vector angle of dual throat nozzle

(2)二次流流量对双喉道喷管气动性能的影响

图 16~19 给出了在主喷管落压比一定时 ( $NPR=4.0$ ),喷管的气动性能随二次流流量的变化曲线,图中横坐标是二次流流量与总流量的比值。图 16 为喷管的推力矢量角随二次流流量的变化曲线,由图可以看出,在所计算的二次流流量范围内,即二次流在 2%~10% 范围内,喷管的推力矢量角随二次流流量的增加而增大,推力矢量角由  $9.8^\circ$  增加到最高约  $16.1^\circ$ ,然后随着二次流流量增加到一定程度,推力矢量角又逐渐减小。

推力矢量角增加主要是由于二次流流量增加以及二次流注入压力的增大,导致上游喉道附近混合流的横向动量增大,加剧了下壁面的流体分离,使得空腔内上下壁面的压力差进一步增加,所以气流在出口处的偏转角会增大,推力矢量角也增加。

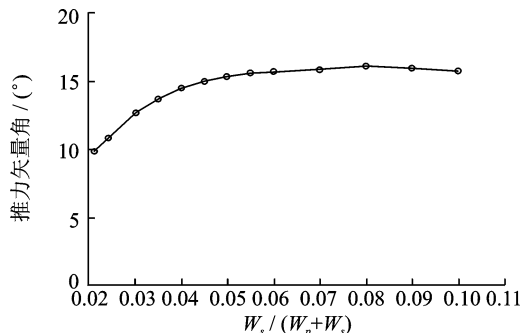


图 16 不同二次流流量下的推力矢量角

Fig. 16 Effect of secondary jet flow rate on thrust vector angle of dual throat nozzle

由于二次流的压力增加,使得二次流与主流的掺混过程更为剧烈,空腔内流体的分离区域进一步变大,导致了更大的推力损失。另外,随着推力矢量角的增大,喉道扭曲程度增加,导致了更大的发散损失,所以推力系数随着二次流量的增加而减小,由2%流量时的0.97降低到10%流量时的0.915,如图17所示。二次流的增加造成了由于喉道扭曲导致喉道的有效面积减小,所以喷管的流量系数减小,如图18所示。

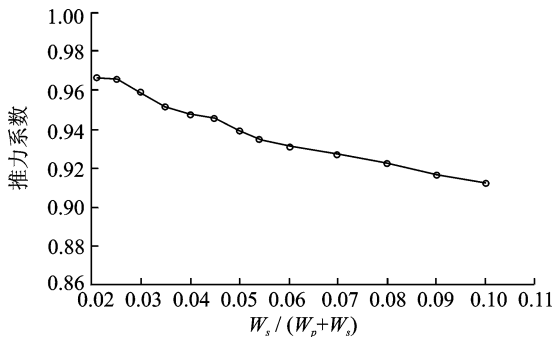


图17 不同二次流流量下喷管的推力系数

Fig. 17 Effect of secondary jet flow rate on thrust ratio of dual throat nozzle

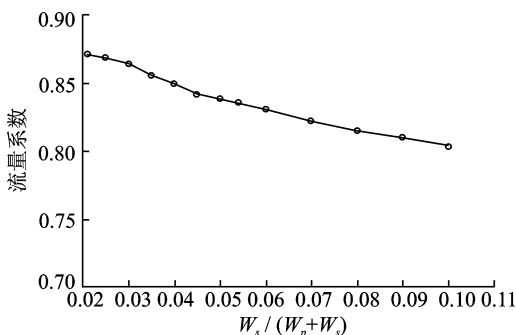


图18 不同二次流流量下喷管的流量系数

Fig. 18 Effect of secondary jet flow rate on discharge coefficient of dual throat nozzle

图19显示了不同二次流流量下喷管的推力矢量效率。由图可知,随着二次流流量的增加,矢量喷管的推力矢量效率逐渐降低。这主要是因为随着二次流流量的增加,矢量喷管的推力矢量角变化

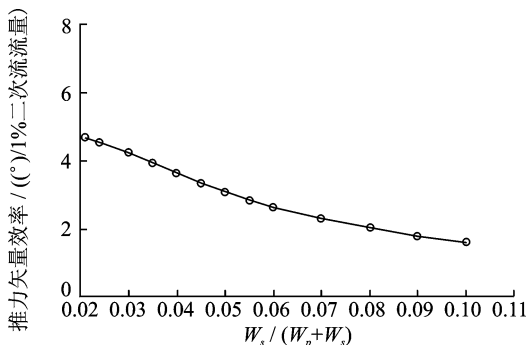


图19 不同二次流流量下喷管的推力矢量效率

Fig. 19 Effect of secondary jet flow rate on thrust vector efficiency of dual throat nozzle

逐渐趋于平缓所致,如图16所示。从喷管的推力矢量效率可以看出,在当前工况下,双喉道喷管在引射量为4%时可以获得3.6°的矢量效率,即每1%的二次流流量可以获得3.6°的推力矢量角。

通过上面的分析可知,在二次流流量较小时,双喉道喷管可以获得较大的推力矢量角,但流量系数的损失较大,流量系数的损失会导致发动机运行工况的改变。综合考虑,当二次流流量为4%时双喉道矢量喷管具有较好的气动性能,其推力矢量角为和推力矢量效率分别为14.6°和3.6°/1%二次流流量,推力系数和流量系数分别为0.95和0.84。

### 3 结 论

本文对上下游喉道面积相等的双喉道推力矢量喷管进行了数值计算,分析了不同工况下双喉道推力矢量喷管的流动特性和气动性能。研究结果表明:

(1)在非推力矢量工况下,双喉道推力矢量喷管的流量系数随主喷管落压比的增加逐渐升高,并在 $NPR=4.0$ 时达到最大,随后趋于稳定;推力系数在 $NPR=3.0\sim 4.0$ 之间达到峰值,最大为0.974,随后随着落压比的增加推力系数逐渐降低。

(2)在推力矢量工况下,二次流流量一定时,随着主喷管落压比的升高,双喉道推力矢量喷管的推力矢量角和推力矢量效率逐渐降低;推力系数随落压比的升高逐渐增加,并在 $NPR=4.0$ 时达到最大,约为0.96,然后随着落压比的增加逐渐降低;流量系数随着落压比的增加逐渐增大,在 $NPR=4.0$ 以后,流量系数变化趋于稳定。

(3)在推力矢量工况下,主喷管落压比一定时( $NPR=4.0$ ),随二次流流量的增加,双喉道推力矢量喷管的推力矢量角先增大后减小,当二次流流量为8%时,推力矢量角达到最大值约16.1°;推力系数和矢量效率随着二次流流量的增加而降低。在二次流流量为4%时,双喉道推力矢量喷管可以获得14.6°的推力矢量角,其推力系数与流量系数分别为0.95和0.84。

### 参考文献:

- [1] GALOR B. Fundamental concepts of vectored propulsion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1990 (6):747-757.
- [2] HUNTER C A, Deere K A. Computational investigation of fluidic counter flow thrust vectoring [R]. AIAA 1999-2669, 1999.
- [3] STRYKOWSKI P J, KROTHAPALLI A, FORLITI D J. Counterflow thrust vectoring of supersonic Jets [J]. AIAA Journal, 1996, 34(3):2306-2314.
- [4] VANDERVEER M R, STRYKOWSKI P J. Coun-

- terflow thrust vector control of subsonic Jets: Continuous and bistable regimes [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13(3):412-420.
- [5] ALVI F S, STRYKOWSKI P J, KROTHAPALLI A, et al. Vectoring thrust in multiaxes using confined shear layers [J]. *Fluids Engine*, 2000, 122(1): 3-13.
- [6] DEERE K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center [R]. AIAA 2003-3800, 2003.
- [7] WING D J. Static investigation of two fluidic thrust-vectoring concepts on a two-dimensional convergent divergent nozzle[R]. NASA TM-4574, 1994.
- [8] ANDERSON C J, GIULIANO V J, WING D J. Investigation of hybrid fluidic/mechanical thrust vectoring for fixed-exit exhaust nozzles [R]. AIAA 1997-3148, 1997.
- [9] MILLER D N, YAGLE P J, HAMSTRA J W. Fluidic Throat skewing for thrust vectoring in fixed geometry nozzles [R]. AIAA 1999-0365, 1999.
- [10] FLAMM J D. Experimental study of a nozzle using fluidic counter flow for thrust vectoring [R]. AIAA 1998-3255, 1998.
- [11] FLAMM J D, KAREN A D, BOBBY L B, et al. Experimental study of a dual -throat fluidic thrust-vectoring nozzle concept [R]. AIAA 2005-3503, 2005.
- [12] 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.
- [13] 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): 1678-1684.
- 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.
- [14] 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.
- [15] YAGLE P J, MILLER D N, GINN K B, et al. Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles[R]. 2000-GT-0013, 2000.
- [16] FLAMM J D, DEERE K A, MASON M L, et al. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle for supersonic aircraft application [R]. AIAA 2007-5084, 2007.
- [17] FLAMM J D, KAREN A D, MARY L M, et al. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept [R]. AIAA 2006-3701, 2006.
- [18] 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.
- [19] ERIK G B, ANDREW J S. Preliminary analysis and design enhancements of a dual throat FTV nozzle concept [R]. AIAA 2009-3900, 2009.