

次流通道对双喉道气动矢量喷管的性能影响研究^{*}

范志鹏, 徐惊雷, 郭 帅

(江苏省航空动力系统重点实验室, 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了进一步了解次流通道对双喉道气动矢量喷管 (Dual Throat Nozzle, DTN) 气动矢量性能的影响, 基于二维DTN喷管构型进行了详细的数值模拟研究。结果表明: 收扩的次流通道相对于平直的次流通道不会改善DTN喷管的推力矢量性能; 随着次流流量增加, DTN的推力矢量角存在一个最大值, 超过该值各推力矢量性能均会降低; 次流通道宽度对DTN喷管推力矢量性能影响显著: (1) 次流宽度不影响所能达到的最大推力矢量角; (2) 小的次流宽度在进口总压较高的条件下具有更高的推力矢量角; (3) 增大次流宽度能降低次流总压, 但达到的矢量角会有所减小。

关键词: 双喉道气动矢量喷管; 次流管道; 次流百分比; 推力矢量性能; 数值模拟

中图分类号: V231.1 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 09-1174-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.09.004

Effects of Secondary Injection Pipe on Dual Throat Nozzle Thrust-Vectoring Performances

FAN Zhi-peng, XU Jing-lei, GUO Shuai

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Numerical studies on 2D dual throat nozzle (DTN) were performed focusing on the secondary injection pipe to get the effects on the DTN's thrust-vectoring performances. Results show that the secondary injection pipe in the convergence and divergence shape can not improve the DTN's thrust-vectoring performances compared with the one with parallel pipe. As the mass of secondary injection increases, the DTN's vector angle has a maximum value and if it is larger than this value, it will lead to the reduction of the DTN's thrust-vectoring performances. The width of the secondary injection pipe has significant effects on the DTN's performances. The maximum vector angle of the DTN does not vary in different width of the secondary injection pipe. The DTN can get a larger vector angle with a low mass ratio of the secondary injection when the width of pipe is small, but the total pressure of the secondary injection is relatively high. Increasing the width can reduce the secondary injection total pressure, but the vector angle the DTN can get will be lower.

Key words: Dual Throat Nozzle; Secondary injection pipe; Ratio of secondary injection; Thrust-vectoring performances; Numerical simulation

1 引 言

推力矢量技术是当前第五代战斗机的一项基本

要求, 气动矢量喷管 (DTN) 作为未来推力矢量的实现方案已得到广泛研究^[1]。2003年NASA兰利研究中心最先提出了DTN喷管的概念^[2], 其射流推力矢量技

^{*} 收稿日期: 2013-09-09; 修订日期: 2013-10-10。

作者简介: 范志鹏 (1989—), 男, 硕士生, 研究领域为内流气体动力学。E-mail: fzp_nuaa@126.com

术是在喉道偏移法的基础上提出的,是一种二维的收敛——扩张——收敛喷管,有两个几何最小区域,称为“双喉道”。在两个最小区域之间形成一段空腔,射流注入点就设在上游几何喉道的附近,在该点注入非对称的次流,使得上游几何喉道附近的声速面发生偏移,引导主流产生非对称流场结构,并强迫气流在分离腔内形成二次回流区,导致该处的壁面压力降低,同时次流另一侧的空腔内壁面处充满了高压主流,迫使主流发生较大的偏转。

在此基础上国内外均对DTN喷管进行了后续的研究,包括二维、轴对称DTN喷管的参数化研究^[2~4],DTN喷管面积随喷管包线可调的技术方案及试验研究^[5,6],在 $NPR=4$,次流流量为3%情况下DTN喷管结构参数的优化研究^[7],DTN喷管在次流流量为2.5%时各结构参数对喷管推力系数以及矢量效率的影响研究^[8],非推力矢量状态和推力矢量状态下的双喉道矢量喷管性能^[9]、不同进口总温下DTN喷管数值仿真研究^[10~12]以及喷管流动特性和起动方法^[13]、基于零质量射流的DTN喷管性能研究^[14]等。而在这些研究中均未对DTN喷管次流流量对DTN喷管性能的影响以及DTN喷管可能获得的最大矢量角等展开过细致的研究,次流流量作为DTN喷管工作中十分关键的参数,不仅直接影响DTN喷管推力矢量性能,还决定着次流进口压力与喷管实际应用的可行性。为进一步探索DTN喷管次流通道构型对次流流量的影响,以及实际应用中次流流量增大对DTN喷管推力矢量性能的具体影响,本文建立了基准的二维DTN喷管,并在此基础上改变部分关键参数,利用数值模拟方法研究了次流通道以及次流流量对DTN喷管最大矢量角度及其推力矢量性能的影响。

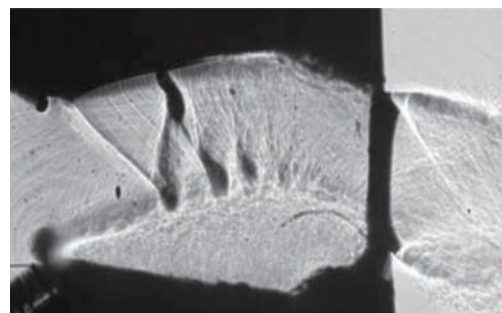
2 数值模拟方法

2.1 计算方法及其验证

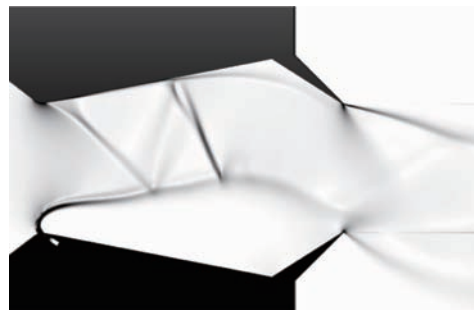
本文采用了Fluent软件进行数值模拟研究,数值模拟方法为时间推进的有限体积法。控制方程为一般曲线坐标系下强守恒形式的N-S方程,为了提高收敛速度和求解精度,离散格式选用隐式二阶迎风格式。湍流模型选用RNG $k-\varepsilon$ 两方程模型,网格划分时分别在容腔壁面、次流和喷管出口等区域进行了加密,确保壁面处的 $y^+ \leq 10$ 。为了保证数值模拟结果的精度,利用文献[15]中的实验数据对本文的数值模拟方法进行了验证。

图1是实验阴影图和数值纹影图的对比,图2为

矢量喷管上壁面压力分布的数值模拟和实验结果的对比,表1进一步给出了沿程模拟数据相对实验数据的具体相对误差值。从图表中可以看到,流场结构和壁面压力分布与实验结果吻合很好,因此本文采用的数值模拟方法可以很好地模拟DTN喷管的流动,而且计算方法和结果具有较高的精度。



(a) Experimental shadowgraph image



(b) Density gradient of simulation

Fig. 1 Numerical simulation and experiment results contrast diagram

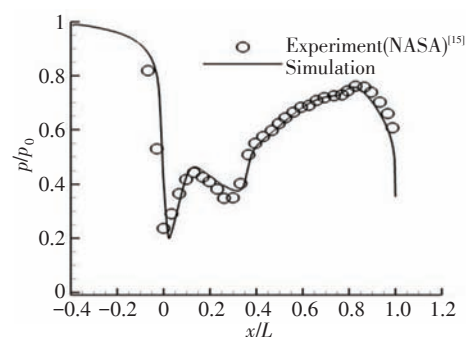


Fig. 2 Comparison of the experimental and computational pressure along the upwall

2.2 喷管几何形状和性能参数

本文研究对象为二维DTN喷管,图3为喷管基本结构简图。喷管的基本几何参数:容腔扩张角 $A=10^\circ$,容腔收敛角 $B=20^\circ$,次流注射角度 $C=30^\circ$,上游喉道高度 $Throat=20\text{mm}$,容腔长度 $L=2.61$,喷管出口高度 $Out=1.0$ (其中 L 和 Out 为相对 $Throat$ 的无量纲量),

Table 1 Computational data on relative error of the experimental data along the upwall pressure

x/L	δ	x/L	δ	x/L	δ
-0.0653	-0.0692	0.2967	-0.0732	0.6625	-0.0049
-0.0205	-0.0847	0.3303	0.0466	0.6936	-0.0024
0.0056	-0.1087	0.3677	0.0404	0.7347	-0.0024
0.0404	0.0936	0.3925	0.028	0.7695	-0.0071
0.0691	0.0514	0.4286	0.0149	0.7944	-0.0046
0.0964	-0.0207	0.4647	0.0144	0.8267	0.0045
0.1325	-0.0345	0.4958	0.0138	0.8603	0.0182
0.1698	-0.0398	0.5294	0.0107	0.8865	0.0255
0.1972	-0.0378	0.5555	0.0078	0.9275	0.0296
0.2308	-0.0583	0.5904	0.0075	0.9561	0.0262
0.2607	-0.1122	0.6289	-0.0125	0.9785	0.0285

次流通道最小宽度 Sec (它是本文将要研究的变量, 其他结构参数均为固定值), 下文中以 DTN- Sec 表示具体结构尺寸的喷管。本文 DTN 喷管计算边界条件为: 主次流进口气流总温 T_t 均为 300K, 外流马赫数为 0.02, 环境背压为 $p_b = 0.1\text{MPa}$, 进口总压由工作落压比 $NPR=5$ 决定, 次流进口为压力进口, Sec 确定时次流进口总压 p_{in2} 决定了次流流量。

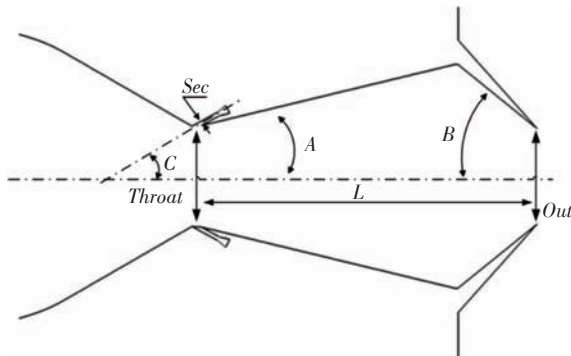


Fig. 3 Geometrical model of the DTN

DTN 喷管推力矢量性能相关参数

水平方向力

$$F_x = \dot{m}V_{ex} + (p_e - p_b) \cdot Out \quad (1)$$

竖直方向力

$$F_y = \dot{m}V_{ey} \quad (2)$$

等熵推力

$$F_i = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_t \left[1 - \left(\frac{1}{NPR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

上各式中 $\dot{m}$ 表示喷管出口流量, V_{ex} 表示出口气流水平方向速度, V_{ey} 表示出口气流竖直方向速度, p_e 表示喷管出口截面处压力。由以上各参数得到 DTN 喷管推力矢量性能参数:

推力矢量角

$$angle = \arctan(F_y/F_x) \quad (4)$$

推力系数

$$C_f = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} / F_i \quad (5)$$

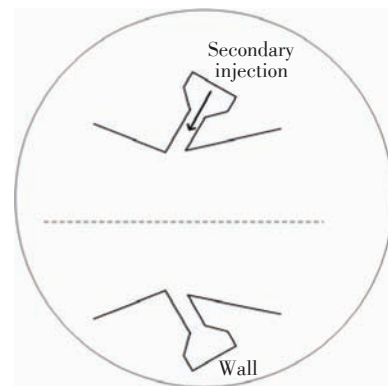
矢量效率 $\eta = angle/\varepsilon$, ε 表示次流流量占主流流量的百分数, 用 $angle_{max}$ 表示推力矢量角的最大值, ε^* 表示获得该最大矢量角时次流流量占主流百分数。

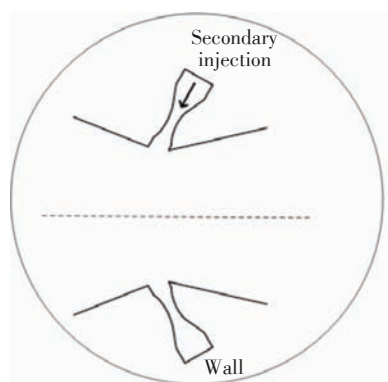
3 计算结果及分析

3.1 次流通道影响

不同的次流通道能形成不同的次流入射速度, 为了研究次流通道对 DTN 喷管推力矢量性能的影响, 本文对不同几何构型的次流通道进行了研究, 图 4, 5 给出了两种构型的次流通道, 以 DTN- $Sec-a$ 表示具有平直次流通道的 DTN 喷管, DTN- $Sec-b$ 表示具有收扩次流通道的 DTN 喷管。

根据流量公式可知: 次流流量由次流进口总压 p_{in2} 与通道最小宽度 Sec 决定, p_{in2} 大于上游喉道处压力时有次流流入, 若两压力比值达到临界压比 1.893

(a) DTN- $Sec-a$ schematic



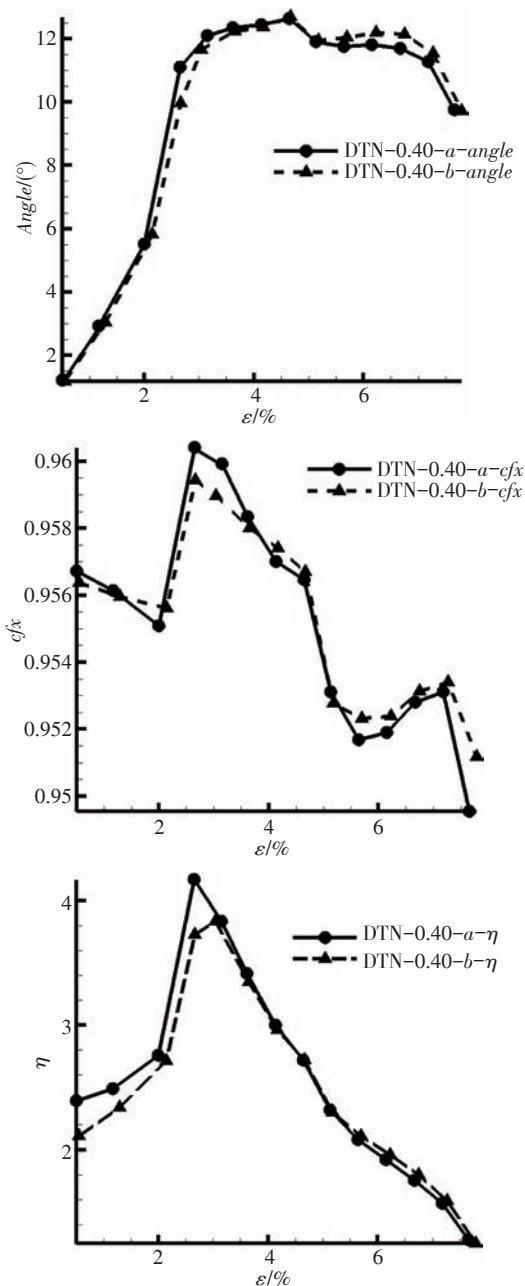
(b) DTN-Sec-b schematic

Fig. 4 DTN schematic with different secondary injection pipe

则可以使得次流通道内出现声速或超声速流动^[16]。在相同次流压力进口和次流通道最小宽度 Sec 时,忽略附面层发展不同带来的微小影响,DTN-Sec-a 和 DTN-Sec-b 次流流量基本相同。但是两者所形成次流通道内的流场相差较大,对于次流通道内出现声速的情况,DTN-Sec-a 次流通道内部为亚声速,出口速度均接近 $Ma=1$,DTN-Sec-b 次流通道内速度取决于通道扩张比,且 $Ma>1$ 。为了研究两类次流通道的 DTN 喷管次流在主流中的穿透深度以及游喉道声速线偏移量的不同,进而对 DTN 喷管的推力矢量性能的影响,本文对 DTN-0.40-a, DTN-0.40-b ($Sec=0.40\text{mm}$)进行了数值模拟,通过不断增大次流进口总压 p_{in2} 得到不同次流流量入射时两个模型的推力矢量性能,如图 5 所示。

可以看出,两种次流通道对应的 DTN 喷管,其推力矢量性能随次流流量增加有着相同的变化规律,而且从整体上看两者推力矢量性能基本接近。这主要是因为对于相同次流流量注入时,不同次流通道的 DTN 喷管容腔内部具有着相同的流动特征,如图 6,7 给出了次流流量相近时两 DTN 喷管内部流场马赫数云图以及次流通道局部放大图,从中可以看出不同的次流通道内部流动不同,平直次流通道内均为亚声速流动,收扩的次流通道能在通道内出现超声速的流动,但通道内欠膨胀波系使得其次流与主流交汇时的入射速度却没能得以提高,最终两通道对应的次流与主流交汇在 DTN 喷管腔内形成的流场具有相似的流动特征:喉道偏移位置、主流分离位置、流场 Ma 分布等基本都是相似的,这些结果使得喷管获得的推力矢量性能都比较接近。因此本文得到这样的结果:对于收扩的超声速次流通道,并不会

带来矢量角、矢量效率、推力系数的明显增益,鉴于该结果下文对 DTN 喷管的研究都基于平直次流通道。

Fig. 5 Effects of ε on the thrust-vectoring performances of DTN-0.40-a and DTN-0.40-b

3.2 次流通道宽度 Sec 影响

除了次流通道构型外,通道宽度 Sec 也是决定次流通道的关键参数,由流量公式可知次流通道喉道尺寸 Sec 与进口压力 p_{in2} 决定了次流的流量,相同流量情况下,增大 Sec 可以降低 p_{in2} ,这有利于实际工作中的应用。但是 Sec 增加是否会对 DTN 喷管的推力

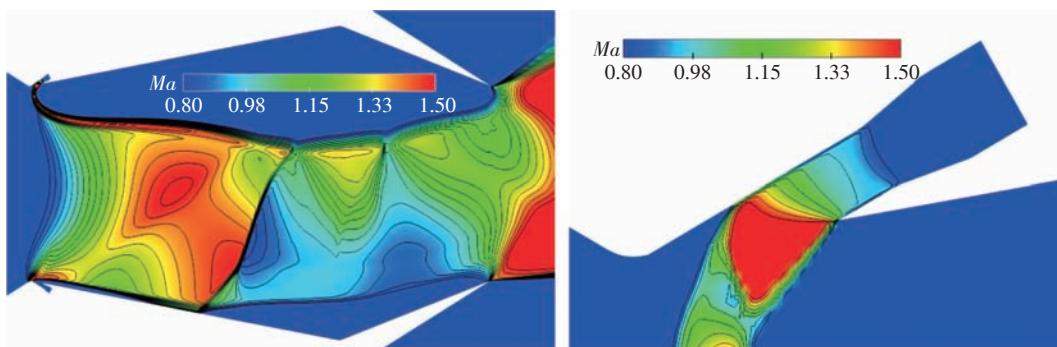


Fig. 6 Contour of the flow Mach number in the DTN-0.40-a and the enlarged view of the secondary injection pipe, when $\varepsilon=4.647\%$

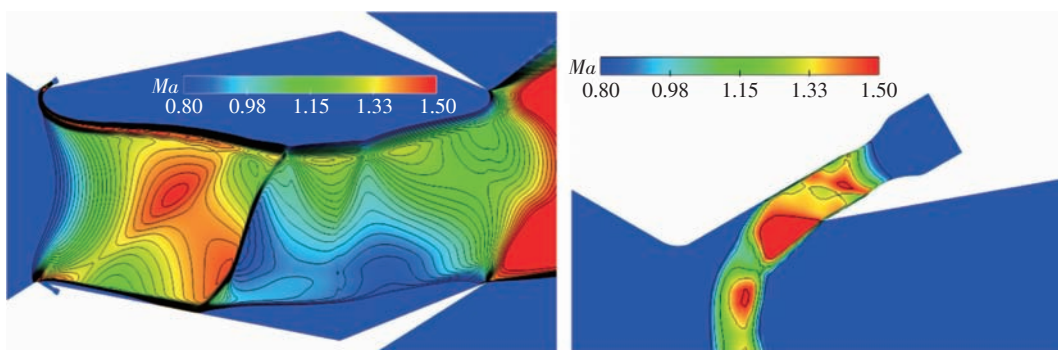
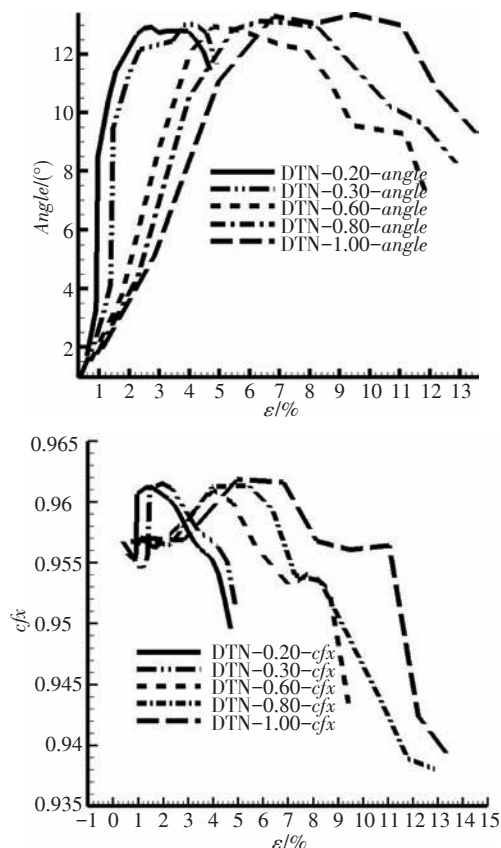


Fig. 7 Contour of the flow Mach number in the DTN-0.40-b and the enlarged view of the secondary injection pipe, when $\varepsilon=4.669\%$

矢量性能产生大的负面影响? 针对这个问题, 本文进行了不同次流喉道宽度 Sec 对 DTN 喷管推力矢量性能影响的数值研究分析, 与上文计算过程相同, 对于任一 Sec 的 DTN 喷管, 通过不断增大次流进口总压 p_{in2} 得到不同次流流量入射时两 DTN 喷管的推力矢量性能, 图 8 给出了部分 ($Sec=0.20\text{mm}$, 0.30mm , 0.60mm , 0.80mm , 1.00mm) 数值仿真结果:

从图中可以看出, 对于不同次流通道 Sec 的 DTN 喷管, 其推力矢量性能随次流流量有着相似的变化规律: 随次流的增加矢量角增大, 当次流流量增加到某值后, 矢量角达到最大, 之后再增加次流不仅不会提高矢量角, 反而还会使得矢量角有所下降, 而且推力系数和矢量效率会急剧降低。矢量效率随次流流量增加也有着先增加后减小的变化规律, 这主要是由于次流流量太小时, 不足以使得喷管内主流发生明显偏转, 导致矢量角小、矢量效率低; 当次流增加到一定量时, 声速线明显偏移, 喷管内主流开始发生显著偏转, 此时矢量角跳转到较大值, 矢量效率大幅度增加; 之后矢量效率随次流流量的增加不断衰减, 并且可以进一步细分为两个过程: 矢量角未达到最



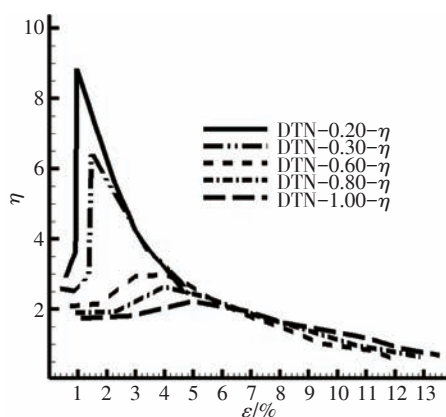


Fig. 8 Effects of Sec on DTN's thrust-vectoring performances

大前,矢量角增加量小于次流百分比增加量,导致矢量效率减小;矢量角达到最大矢量角后,矢量角减小的同时次流百分比增加,矢量效率急剧减小。

对于不同次流通道 Sec 的 DTN 喷管,主要差异体现在次流百分比需求差异较大,随着 Sec 增加 DTN 喷管获取较佳推力矢量性能需要的次流百分比增大显著,而且矢量效率不断下降,但是 Sec 的增大不会对喷管能够达到的最大矢量角 $angle_{max}$ 产生较大的影响。如图 9 所示,给出了不同 Sec 时获得最大推力矢量角 $angle_{max}$ 需要的次流进口总压 p_{in2} 与相应的次流百分比 ε^* ,可以看出,Sec 增加使得获得最大矢量角 $angle_{max}$ 的次流进口总压由 1.2MPa 减小到 0.7MPa,这点十分有利于 DTN 喷管的实际应用。但是随 Sec 增加获得最大矢量角 $angle_{max}$ 需要的次流百分比却一直显著增加,由 Sec=0.20mm 的 2.7% 增加到 Sec=1.50mm 的 12.5%。

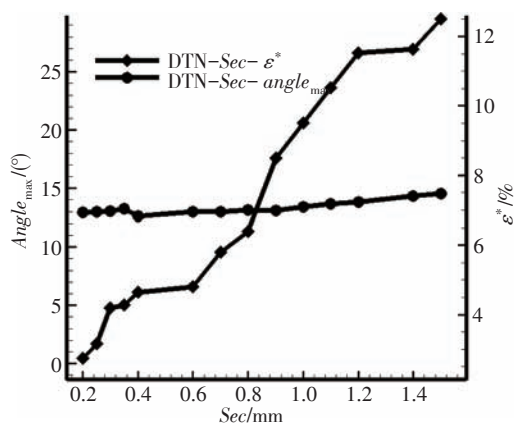


Fig. 9 Maximum angle of the DTN and the corresponding ratio of secondary injection in different Sec

从上述结果可以得到,在实际应用中,欲使得 DTN 喷管达到某一推力矢量角(不大于 $angle_{max}$),次流通道阀门在不同的开度都可以实现:阀门低开度时依靠较小的次流百分比既可以达到,但是需要提供较高的次流进口总压;阀门高开度时,可以有效降低需要的次流进口总压,但获得同一矢量角需要的次流百分比显著增大,且该增大幅度远大于次流进口总压降低的幅度。因此实际工作中,对于 DTN 喷管次流通道阀门开度的选择,应综合考虑允许的次流百分比范围、能提供的次流总压以及欲达到的矢量角等因素。

本文进一步研究了在给定次流进口总压 p_{in2} 情况下,次流通道宽度 Sec 逐渐增大的过程,图 10 给出了 $p_{in2}=0.6\text{MPa}$ 和 $p_{in2}=0.9\text{MPa}$ 时对应的矢量角变化情况。可以看出,对于不同的次流进口总压,矢量角随次流通道宽度 Sec 增大有着不同的发展趋势:次流进口总压 $p_{in2}=0.6\text{MPa}$ 时,随次流通道宽度 Sec 增加矢量角逐渐增大;而次流进口总压 $p_{in2}=0.9\text{MPa}$ 时,随次流通道宽度 Sec 增大矢量角先增大后减小。这是因为在 Sec=0.20~1.50mm 范围内,0.6MPa 的次流进口总压所形成的次流流量均没达到 DTN 喷管获得 $angle_{max}$ 所需要的次流流量,使得矢量角随流量的增大而逐渐增大。而对于 Sec > 0.8mm 的次流通道在 $p_{in2}=0.7\sim 0.8\text{MPa}$ 的流量下均已达到最大矢量角,0.9MPa 进口总压形成的过多次流流量反而会使得矢量角、矢量效率和推力系数下降。这说明了实际应用中,给定次流总压,通过阀门开度来控制次流流量时,若次流总压较高,则可能出现流量增大推力矢量效率降低的现象。

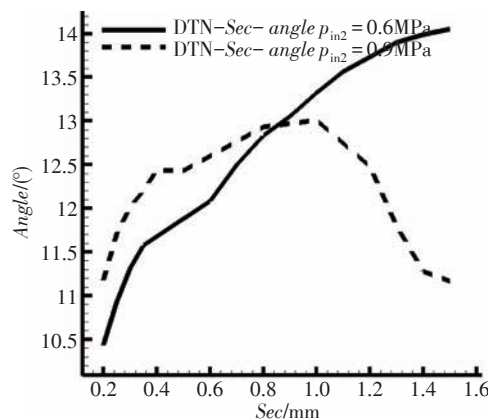


Fig. 10 Comparison of the effects of angle on the Sec by p_{in2} at 0.6MPa and 0.9MPa

4 结 论

在利用NASA的实验数据进行算例验证之后,本文以次流通道作为研究对象,对二维DTN喷管进行了参数化数值模拟研究,并初步探讨了矢量效率的参考意义,得到如下结论:

(1)相对于平行的次流通道,收扩的次流通道能在通道内出现更高速度的次流,但次流与主流交汇时的入射速度并没能得到提高,最终主次流交汇后的腔内各流场结构特征相似,使得喷管推力矢量性能基本接近。

(2)DTN喷管推力矢量角并不是随次流流量增加而一直增大,流量增加到一定值矢量角达到最大,之后再增加次流流量反而会使矢量角下降,而且推力系数和矢量效率也会显著降低。

(3)次流通道宽度对DTN喷管能够达到的最大矢量角影响很小,在合适的范围内取任一宽度均能获得指定的矢量角(小于最大矢量角),但其区别在于:宽度取小时依靠较小的次流百分比既可以达到该矢量角,但是需要提供较高的次流进口总压;宽度取大时,可以有效降低需要的次流进口总压,但获得同一矢量角需要的次流百分比显著增大,且该增大幅度远大于次流进口总压降低的幅度。

参考文献:

- [1] Karen A Deere. Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted at NASA Langley Research Center [R]. AIAA 2003-3800.
- [2] Karen A Deere, Bobby L Berrier, Jeffrey D Flamm. Computational Study of Fluidic Thrust-Vectoring Using Separation Control in a Nozzle [R]. AIAA 2003-3803.
- [3] Karen A Deere, Jeffrey D Flamm, Bobby L Berrier, et al. Computational Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust-Vectoring Nozzle for a Supersonic Aircraft Application [R]. AIAA 2007-5085.
- [4] Karen A Deer, Bobby L Berrier. A Computational Study of a Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept [R]. AIAA 2005-3502.
- [5] Jeffrey D Flamm, Karen A Deere, Bobby L Berrier. An Experimental Study of a Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept [R]. AIAA 2005-3503.
- [6] Jeffrey D Flamm, Karen A Deere, Berrier, et al. Experimental Study of an Axisymmetric Dual Throat Fluidic Thrust-Vectoring Nozzle Concept for Supersonic Aircraft Application [R]. AIAA 2007-5084.
- [7] Erik G Bellandi, Andrew J Slippey. Preliminary Analysis and Design Enhancements of a Dual-Throat FTV Nozzle Concept [R]. AIAA 2009-3900.
- [8] 谭慧俊, 陈 智. 二维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).
- [9] 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). (WANG Ming-sheng, YANG Ping. Study of Dual Throat Nozzle Internal Flow Characteristic [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5).)
- [10] Ishiguro M, Nakamura Y, Shimizu M. Flow Separation Inside Conical Nozzle of an Arc Heated Wind Tunnel [R]. AIAA 94-2594.
- [11] Emanuele Martelli, Francesco Nasuti, Marcello Onofri. Effect of Wall Shape and Real Gas Properties on Dual Bell Nozzle Flowfield [R]. AIAA 2005-3943.
- [12] Ralf H Stark, Wolfgang W Koschel. Experiment Study of the Temperature Rise within the Separation Zone of Bell Type Nozzles [R]. AIAA 2009-5147.
- [13] 额日其太, 邓双国, 李家军. 扩张型双喉道喷管的流动特性和起动方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(3).
- [14] 李 明. 双喉道气动矢量喷管特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [15] Flamm J D, Deere K A, Mason M L Berrier, et al. Design Enhancements of the Two-Dimensional, Dual Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept [R]. AIAA 2006-3701.
- [16] 梁德旺. 流体力学基础 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.

(编辑: 史亚红)