

文章编号:1000-8055(2015)03-0580-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.03.008

下游喉道对双喉道气动矢量喷管 气动性能的影响

范志鹏, 徐惊雷, 汪阳生

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

摘 要: 数值模拟研究了下游喉道高度 H 对二维双喉道气动矢量喷管所能达到的最大矢量角的影响, 并分析了不同下游喉道高度时喷管腔内流动的发展规律. 结果表明: H 对喷管推力矢量角影响较大, 尤其是 $H > 1$ 与 $H < 1$ 的喷管腔内会出现不同的主流发展过程. 当喷管腔内主流刚好发展为完全超声速, 下游喉道处声速线消失时, 可以获得它在所给工况下可能达到的最大矢量角; 并且 $H > 1$ 时可以在较少的二次流流量下就可以达到最大矢量角, 而 $H < 1$ 时则需要在较高的二次流流量下才能达到, 但其值明显大于 $H > 1$ 的喷管所能达到的最大矢量角.

关 键 词: 双喉道气动矢量喷管; 下游喉道; 二次流百分比; 最大矢量角; 流动发展

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of the downstream throat on aerodynamic performance of dual throat nozzle

FAN Zhi-peng, Xu Jing-lei, Wang Yang-sheng

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Numerical simulation studies on 2-D dual throat nozzle were performed on the downstream throat (H). The contents include: effects of the the downstream throat height on the nozzle's maximum vector angle and the flow development in the nozzle's thrust cavity. The results show that: the H has a significant influence on the nozzle's thrust vector angle, especially in two cases of $H > 1$ and $H < 1$, the flow development in the nozzle's thrust cavity has a large difference. In all cases, it appears that the maximum vector angle could be achieved when the flow in the cavity has changed to the supersonic flow, meanwhile the sonic line at the downstream throat of the nozzle has vanished. The nozzle can achieve the maximum vector angle with a low mass flow of secondary injection in the case of $H > 1$. The nozzle could be achieved maximum vector angle at larger secondary injection in the case of $H < 1$, while a high mass flow ratio of the secondary injection to make the vector angle.

Key words: dual throat nozzle; downstream throat; ratio of secondary injection; maximum vector angle; flow development

推力矢量技术是当前第 5 代战斗机的一项基本要求, 气动矢量喷管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双喉道气动矢量喷管(下文简

收稿日期: 2013-10-28

基金项目: 中国燃气涡轮研究院外委课题

作者简介: 范志鹏(1989—), 男, 安徽阜阳人, 硕士生, 主要从事高超声速内流气体动力学研究.

称喷管)的概念^[2],它是在喉道偏移法的基础上提出的新概念射流推力矢量技术,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”.之后国内外均对喷管进行了持续的研究,包括二维、轴对称喷管的参数化研究^[3-6],喷管面积随喷管包线可调的技术方案及实验研究^[7-9],在喷管落压比(nozzle pressure ratio,记为 π)为4,二次流流量为3%情况下喷管结构参数的优化研究^[10],在二次流流量为2.5%时喷管的结构参数对喷管推力系数以及矢量效率的影响研究^[11],非推力矢量状态和推力矢量状态下的喷管性能^[12]、不同进口总温下喷管数值仿真研究^[13-14]以及喷管流动特性和起动方法^[15-16]、基于零质量射流的喷管性能研究^[17]等.本文将在此基础上,探索喷管能够达到的最大推力矢量角(下文简称为最大矢量角),以及随二次流流量增加喷管内流场结构的发展,并将进一步分析下游喉道的不同取值对喷管最大矢量角、管内流场结构发展带来的影响,以及喷管落压比变化时喷管能达到的最大矢量角和其需要的二次流百分比的变化关系.

1 数值模拟方法

1.1 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 Navier-Stokes(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 2 阶迎风格式,湍流模型选用 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 两方程模型,网格划分时分别在容腔壁面、二次流和喷管出口等区域进行了加密,确保壁面处的 $y^+ \leq 10$.计算边界条件为:主流、二次流进口气流总温 T_t 均为 300K,外流马赫数为 0.02,背压 $p_b=0.1\text{MPa}$,进口总压由落压比 $\pi=5$ 决定,二次流进口为压力进口,二次流通道宽度 w 确定时二次流进口总压决定了二次流流量.为了保证数值模拟结果的精度,利用文献[18]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.图中横坐标用容腔长度来无量纲化(x/L),纵坐标用来流总压进行无量纲化(p/p_0).从图中可以看到,本文采用的数值模拟方法可以很好地模拟双喉道气动矢量喷管的流动,而且流场结构和壁面压力分布与实验结果吻合很好,因

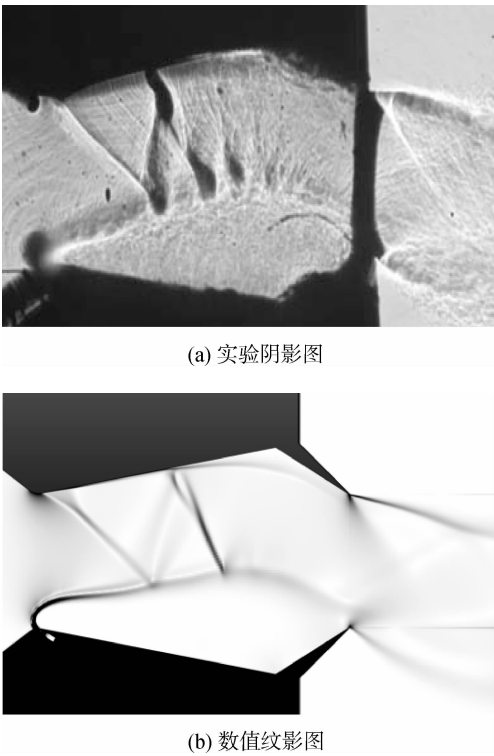


图 1 实验纹影图与数值纹影图的对比

Fig. 1 Comparison between experiment results by shadow picture and numerical simulation by schlieren

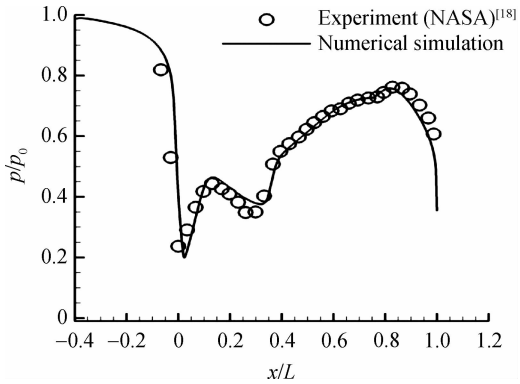


图 2 上壁面压力分布的数值模拟与实验结果对比

Fig. 2 Comparison of pressure distribution on the upwall between experiment results and numerical simulation

此模拟方法的结果准确、可靠.

1.2 喷管几何形状和性能参数

本文研究对象为二维喷管,如图 3 所示,其基本几何参数为:容腔扩张角 $\alpha=10^\circ$,容腔收敛角 $\beta=55^\circ$,二次流注射角度 $\theta=20^\circ$,上游喉道高度 $h=20\text{mm}$ (相关尺寸均由该高度无量纲化),二次流通道最小无量纲宽度 $w=0.025$,无量纲容腔长度 $L_0=3.5$,无量纲下游喉道高度为 H (以上游

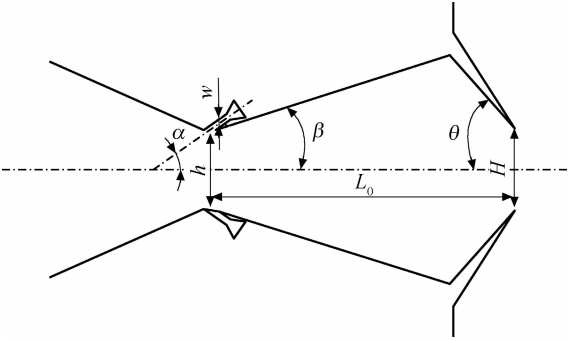


图 3 喷管的几何模型

Fig. 3 Geometrical model of the nozzle

喉道高度 h 进行无量纲化), 其中 H 为本文研究的变量, 其他结构参数均为固定值, 下文中将以 DTN- H 的格式表示不同结构尺寸的喷管。

喷管推力矢量性能相关参数如下:

水平方向力

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

竖直方向力

$$F_y = \dot{m}V_{ey} \tag{2}$$

等熵推力

$$F_i = \dot{m} \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_t \left[1 - \left(\frac{1}{\pi} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \tag{3}$$

上式中 $\dot{m}$ 表示喷管出口质量流量; 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; γ 为气体比热比常数, 取 1.4; R 为气体常数, 取 287.06 J/(kg·K)。

由以上各参数得到喷管推力矢量性能参数如下:

推力矢量角

$$\delta = \arctan(F_y/F_x) \tag{4}$$

推力系数

$$c_f = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}/F_i \tag{5}$$

矢量效率

$$\eta = \delta/\epsilon$$

式中 ϵ 表示二次流流量占主流流量的百分数; 用 δ_{max} 表示推力矢量角的最大值, 即最大矢量角; ϵ^* 表示获得该最大矢量角时二次流流量占主流百分数。

2 计算结果及分析

2.1 下游喉道对最大矢量角影响

下游喉道高度 H 是喷管中比较关键的参数, 在国内外喷管研究历程中, H 从初始的 1.0 不断上下浮动来匹配喷管所处的工况, 以获得最佳的

推力矢量性能. 为了明确下游喉道高度 H 对喷管推力矢量性能的影响, 本文以上述结构参数的喷管作为基础, 通过不断增大二次流流量, 展开了 H 对喷管性能影响的详细数值研究与分析, 图 4

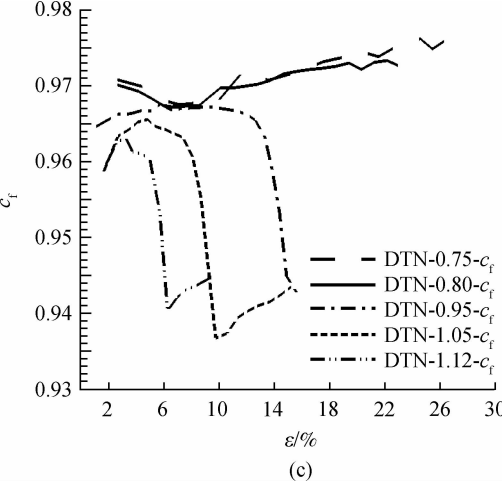
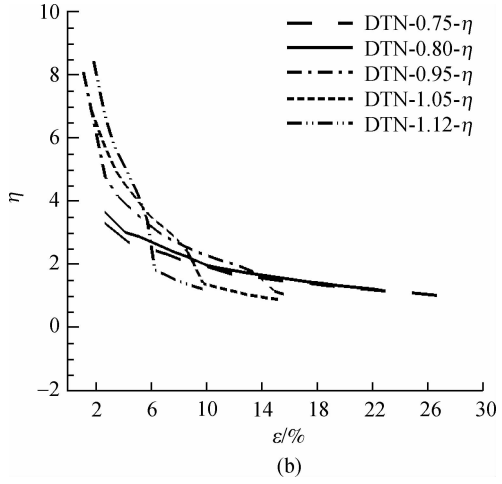
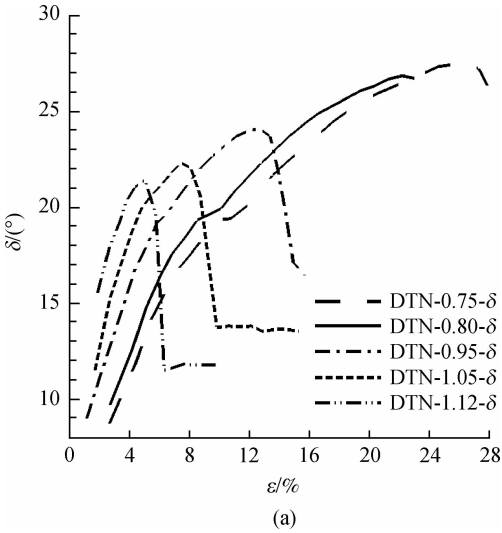


图 4 H 对喷管推力矢量性能的影响

Fig. 4 Effects of H on nozzle's thrust-vector performances

给出了不同 $H(0.75, 0.80, 0.95, 1.05, 1.12)$ 对应的推力矢量性能随二次流流量的变化关系:

容易看出,对于不同 H , 喷管推力矢量角有相似的变化趋势:随二次流流量的增加推力矢量角增大,当二次流流量增加到一定值后,推力矢量角达到最大,该推力矢量角是喷管在所给工况和结构参数下所能达到的最大矢量角,之后再增加二次流流量,不仅不会提高推力矢量角,反而还会使得推力矢量角下降,而且矢量效率会急剧降低.而对于不同 H 的喷管,喷管推力矢量性能对二次流百分比的需求不同:随着 H 增加,喷管获得较佳推力矢量性能所需要的二次流百分比减小,但获得的最佳矢量性能的绝对值也会下降.图 5 进一步给出了不同 H 对应的喷管能够获得的最大矢量角以及对应的二次流百分比 ϵ^* 、矢量效率 η 和推力系数 c_f .

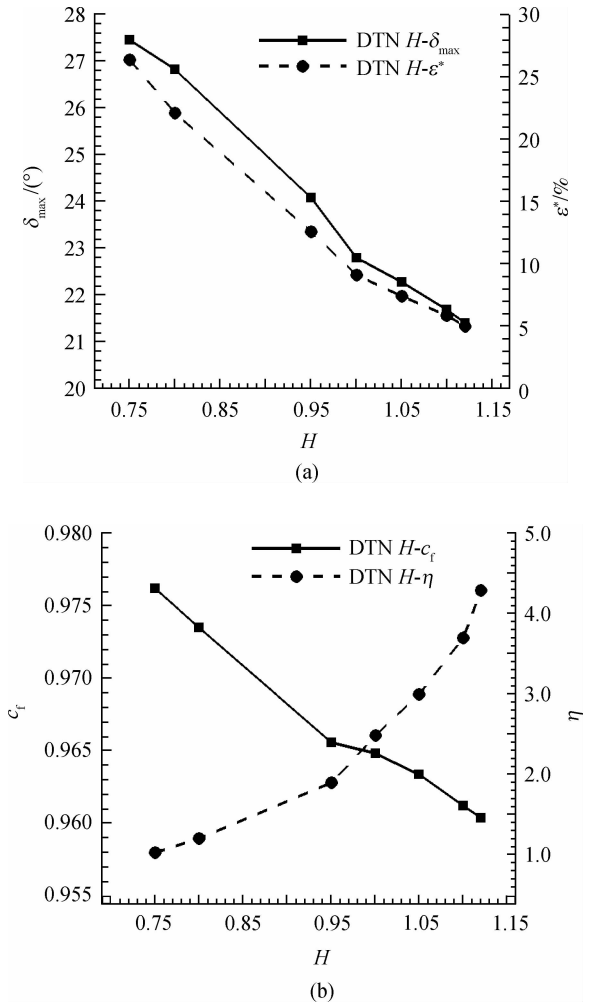


图 5 不同 H 时喷管获得的 $\delta_{\max}$ 及相应的推力矢量性能
Fig. 5 Variations of nozzle's $\delta_{\max}$ and the thrust-vectoring performances with different H

可以得到: H 越大喷管所能达到的最大矢量角 $\delta_{\max}$ 越小,而且对应的推力系数降低,但达到最大矢量角所需要的二次流百分比却能随之大幅度减小,使得矢量效率增加.

2.2 喷管内部流动发展

为了进一步分析二次流流量增加以及 H 不同对喷管推力矢量性能的影响,本文研究了不同 H 时喷管腔内流动随二次流流量增加的发展过程,发现对于 $H < 1$ 和 $H > 1$ 两类构型的喷管,随二次流增加,内部流动有着不同的流动发展规律.但对于 $H > 1$ 且 H 较大的这类情况,由于 H 较大喷管成为面积扩张比较大的通道,即使没有二次流入射,喷管内已经出现高马赫数的超声速气流,在低喷管落压比时,喷管内出现正激波,造成低落压比下喷管可能处于不启动状态,此时增加二次流会减弱激波,随二次流增加到较大值,波系逐渐消失,腔内形成没有激波的超声速流道,使得二次流流量增加的整个过程中喷管推力矢量角、矢量效率均较低,而且这类喷管在无矢量状态下推力系数较低,没有实际应用价值,因此该类喷管不在本文讨论范围之内.

$H > 1$, 无二次流注入时,喷管为扩张通道,上游喉道为几何喉道,腔内基本接近全超声速流场,如图 6(a);随二次流注入,喉道开始偏移,并且流量损失增加,使得下游喉道总压低于上游喉道,此时喷管有微弱推力矢量角,如图 6(b),当二次流流量注入达到一定量,流量损失达到一定程度,使得下游喉道成为限制喷管流量的几何喉道,而在上游喉道处形成气动声速线,声速线与几何喉道之间的容腔内形成由气动边界包裹的主流区,主流区上下两侧形成回流涡,在气动边界作用下容腔内主流出现两个超声速区域(section 1, section 2),如图 6(c).随着二次流的增加,腔内的这部分主流区的流场结构会在声速线与几何喉道偏移的基础上自动调节,使得主流下方的气动边界逐渐贴近喷管壁面,主流分离点逐渐向下发展,推力矢量角逐渐增大,推力系数增大,同时主流在气动边界影响下超声速 2 区逐渐向下游发展,而超声速 1 区结构基本无变化,如图 6(d).二次流继续增加,超声速 2 区逐渐扩展与超声速 1 区汇合,并向下游喉道发展,当二次流增加到一定值时,腔内超声速区恰好形成完全的超声速通道,下游喉道处声速线消失,如图 6(e),此时喷管达到该 π 下所能达到的最大矢量角.如果之后继续增加二次流,下游喉道不再有声速线,实际几何喉道又返回到

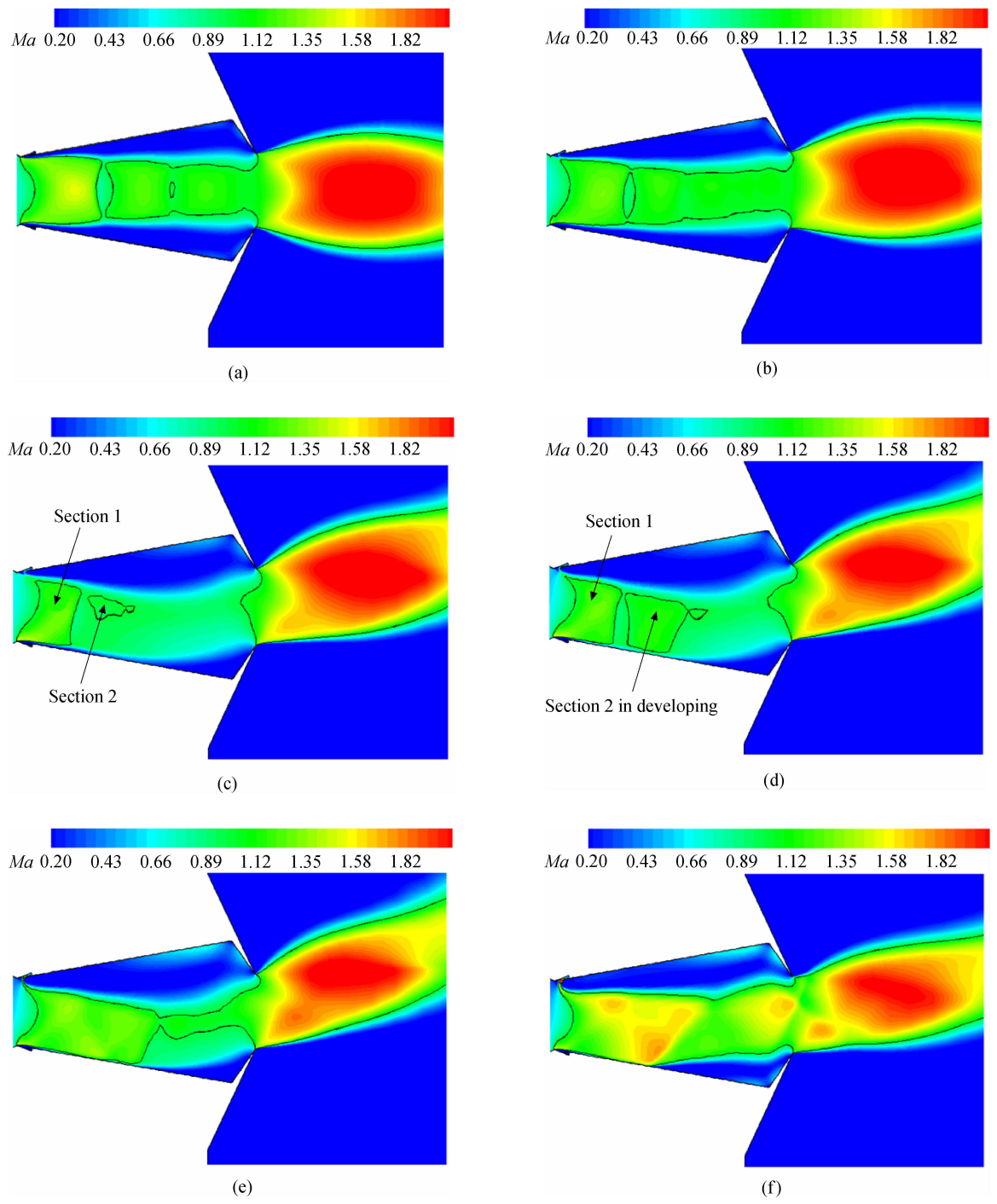


图 6 $H>1$ 时,随二次流流量增加喷管流动 Ma 云图发展过程

Fig. 6 Contour of Ma developments in the nozzle with the increase of the secondary injection mass flow in the case of $H>1$

上游喉道,如图 6(f),这时二次流的增加会使得腔内超声速主流上抬,主流分离点前移,推力矢量角降低,矢量效率大幅度降低,而且推力系数也会下降.

$H<1$,无二次流注入时,喷管为收缩通道,下游喉道为几何喉道,腔内主流为完全亚声速流动,如图 7(a). 随二次流注入增加,腔内主流区速度明显增加,主流以及下方气动边界逐渐向喷管壁

面偏转,如图 7(b);二次流流量继续增加,主流开始附壁,并且主流分离点逐渐后移,如图 7(c),这个过程推力矢量角增加显著,推力系数也不断增加. 二次流流量增加到一定量后,腔内主流在部分区域开始出现超声速,如图 7(d),并且随二次流增加,超声速区域向上下游发展,如图 7(e),这个过程推力矢量角以及推力系数会略有增加. 当二次流流量增加到一定值时,腔内主流刚好发展为

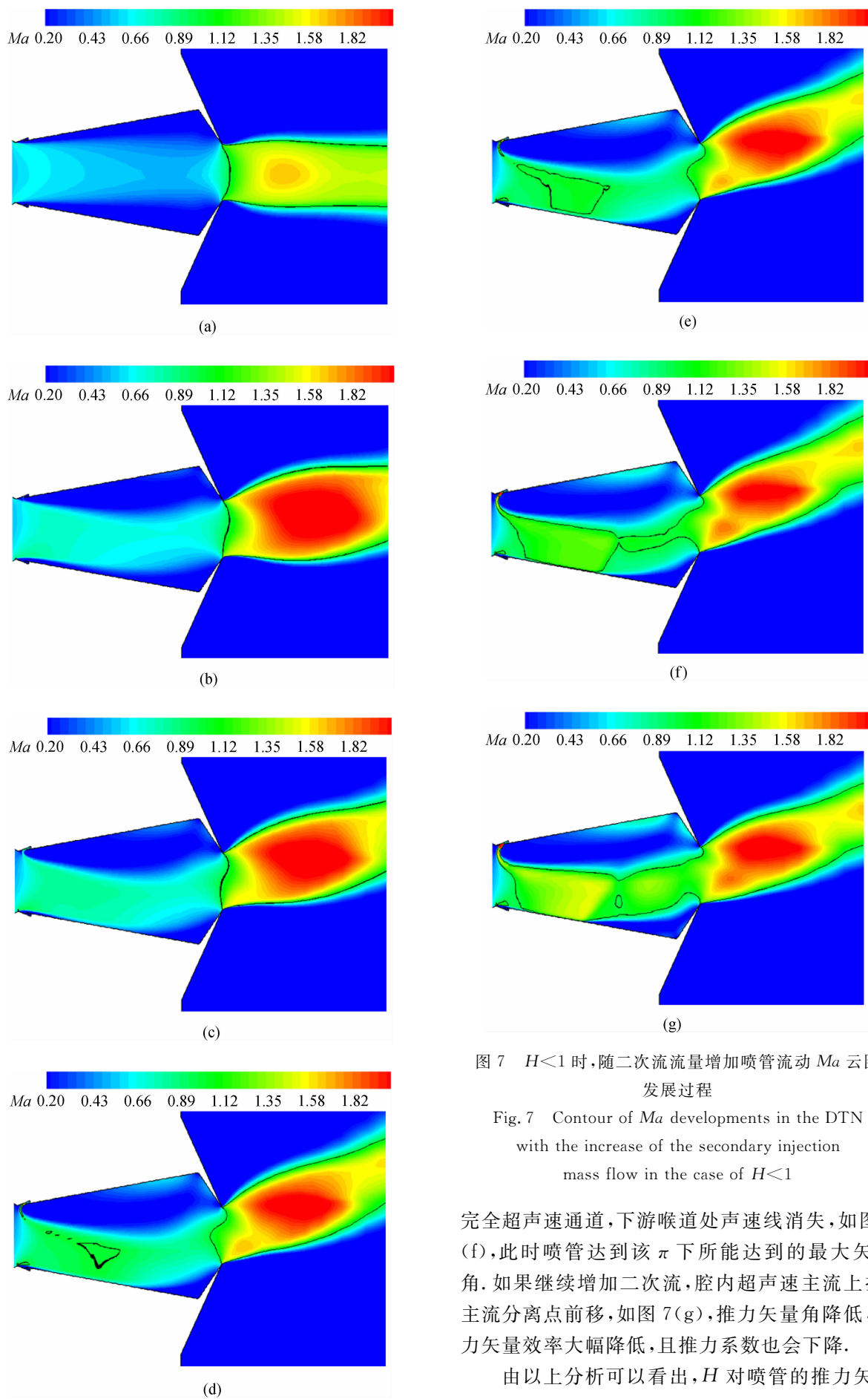


图 7 $H<1$ 时,随二次流流量增加喷管流动 Ma 云图发展过程

Fig. 7 Contour of Ma developments in the DTN with the increase of the secondary injection mass flow in the case of $H<1$

完全超声速通道,下游喉道处声速线消失,如图 7 (f),此时喷管达到该 π 下所能达到的最大矢量角.如果继续增加二次流,腔内超声速主流上抬,主流分离点前移,如图 7(g),推力矢量角降低,推力矢量效率大幅降低,且推力系数也会下降.

由以上分析可以看出, H 对喷管的推力矢量

角影响较大,尤其是 $H>1$ 与 $H<1$ 的喷管容腔内会出现不同的主流发展过程. $H>1$ 时,可以在少的二次流流量下就可以达到最大矢量角, $H<1$ 时,需要在较高的二次流流量下才能达到最大矢量角,但其所能达到的最大矢量角明显大于 $H>1$ 的喷管构型. 另外对所有构型,当喷管腔内主流刚好完全发展为超声速,下游喉道处声速线消失时,它将在所给 π 下达到所能达到的最大矢量角,之后再增加二次流,不仅会减小推力矢量角,而且会使得矢量效率、推力系数明显降低.

2.3 不同 π 下,最大矢量角的变化

从以上研究内容可以看出,结构参数固定的气动矢量喷管,在给定 π 情况下,推力矢量角随二次流流量不断变化,并在某二次流百分比时达到

最大矢量角. 为了研究对于相同的喷管构型,在不同 π 下工作时,喷管所能达到的最大矢量角,以及此时的次流百分比是否变化,本文对 DTN-1.1 进行了数值研究,分别计算了喷管在 $\pi=4\sim10$ 工况下,二次流流量逐渐增加的过程,得到其不同 π 下喷管所能获得的最大矢量角,以及对应的二次流百分比、推力系数和矢量效率,如图 8 所示.

从图 8 中可以看出,对于给定的喷管构型,随着 π 增加,喷管能达到的最大矢量角逐渐减小,推力系数同时随 π 增大而减小,而获得最大矢量角所需要的次流百分比变化较小,即:喷管构型确定以后,对于不同 π 时,喷管均在相近的二次流百分比下获得最大矢量角,这为二次流的设计提供了有益的参考.

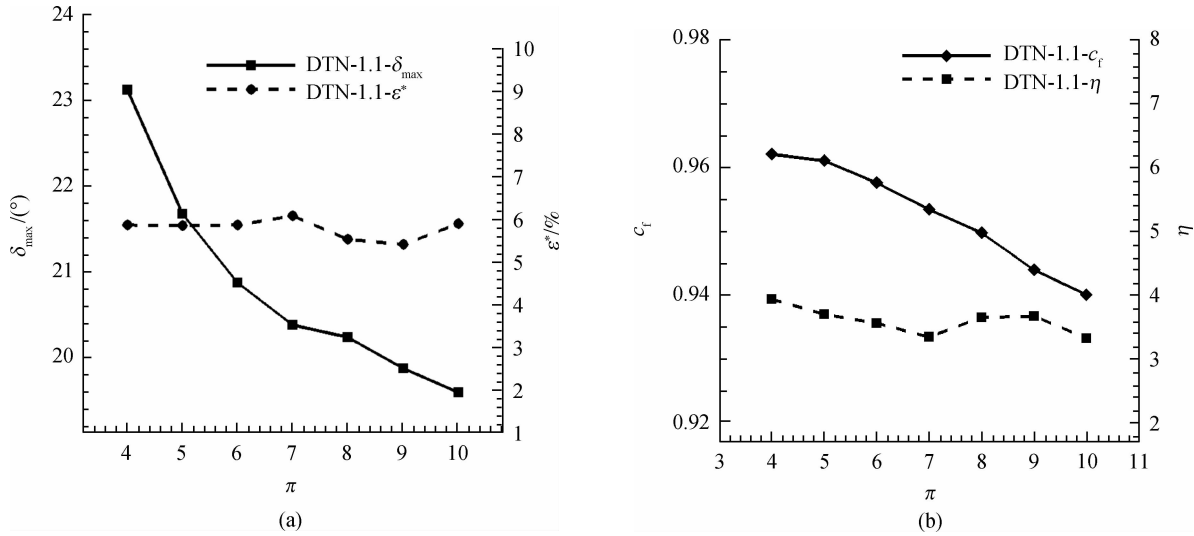


图 8 不同 π 下最大矢量角及相应的推力矢量性能

Fig. 8 DTN's maximum vector angle and the thrust-vectoring performances under different π

3 结 论

本文着眼于喷管能够达到的最大矢量角,通过改变二次流流量和下游喉道高度展开了数值研究,得到如下结论:

- 1) 喷管在给定工况下能够达到的推力矢量角随二次流流量增加存在一个最大值,超过该最大值之后,再增加二次流流量不仅不能提高推力矢量角反而会使推力矢量角下降,同时推力系数和矢量效率也会显著降低.
- 2) 下游喉道对喷管推力矢量角影响较大,对于下游喉道大于和小于上游喉道高度的两种情况,随二次流流量增加,喷管腔内会出现不同的主

流发展过程. 但对于两种情况的喷管,当腔内主流均刚好完全发展为超声速时,在所给工况下喷管达到各自所能达到的最大矢量角.

3) 下游喉道高度减小可以提高喷管能达到的最大矢量角,下游喉道高度增大会导致喷管能达到的最大矢量角降低,但却可以减小获得最大矢量角时需要的二次流百分比,实际工作中下游喉道高度的选择需要权衡能够提供的二次流百分比以及喷管欲达到的矢量角.

4) 结构尺寸确定的喷管,随着 π 的增加,喷管达到最大矢量角所需要的二次流百分比基本保持不变,但喷管能达到的最大矢量角逐渐减小,推力系数同时随 π 增大而减小.

参考文献:

- [1] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley research center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [2] Deere K A, Berrier B L, Flamm J D. Computational study of fluidic thrust-vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803, 2003.
- [3] Deere K A, Flamm J D, Berrier B L, et al. Computational study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust-vectoring nozzle for a supersonic aircraft application[R]. AIAA-2007-5085, 2007.
- [4] Deere K A, Berrier B L. A computational study of a dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3502, 2005.
- [5] Flamm J D, Deere K A, Berrier B L. An experimental study of a dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA-2005-3503, 2005.
- [6] 卿太木, 廖华琳, 朱川. 轴对称双喉道流体控制矢量喷管三维数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 14-18.
- QING Taimu, LIAO Hualin, ZHU Chuan. 3D computational study of axisymmetric dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzles [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 14-18. (in Chinese)
- [7] Flamm J D, Deere K A, Mason M L, et al. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust-vectoring nozzle concept for supersonic aircraft application[R]. AIAA-2007-5084, 2007.
- [8] Bellandi E G, Slippey A J. Preliminary analysis and design enhancements of a dual-throat FTV nozzle concept[R]. AIAA-2009-3900, 2009.
- [9] 周慧晨. 一种矢量增强型双喉道射流矢量喷管的数值模拟及实验验证研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- ZHOU Huichen. Computational study of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle and experimental validation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 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): 1678-1684.
- TAN Huijun, CHEN Zhi. A computational study of 2-D dual throat fluidic thrust vectoring nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1678-1684. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] Ishiguro M, Nakamura Y, Shimizu M. Flow separation inside conical nozzle of an arc heated wind tunnel[R]. AIAA 94-2594, 1994.
- [13] Martelli E, Nasuti F, Onofri M. Effect of wall shape and real gas properties on dual bell nozzle flowfield[R]. AIAA-2005-3943, 2005.
- [14] Stark R, Koschel W. Experiment study of the temperature rise within the separation zone of bell type nozzles[R]. AIAA-2009-5147, 2009.
- [15] 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): 320-324.
- Eriqitai, DENG Shuangguo, LI Jiajun. Flow characteristic and starting method for divergent dual throat nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(3): 320-324. (in Chinese)
- [16] 王健, 额日其太. 张段注气对扩张型双喉道喷管起动的影响研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(3): 318-323.
- WANG Jian, Eriqitai. Effect of injection at divergent section on starting problem of divergent dual throat nozzle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 318-323. (in Chinese)
- [17] 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.
- LI Ming. Research on dual throat fluidic vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [18] Flamm J D, Deere K A, Marson M L, et al. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept [R]. AIAA-2006-3701, 2006.