

文章编号:1674-8190(2017)04-423-08

旁路式双喉道喷管气动矢量特性数值研究

夏雪峰, 高峰, 黄桂彬

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘要:旁路式双喉道喷管(BDTN)通过设置旁路通道即可实现稳定的推力矢量,无需增加额外的高压气源和次流系统,研究其推力矢量特性对于提高飞行器的机动性和敏捷性具有重要意义。采用数值方法对 BDTN 在不同落压比下的内外流场及其在高温高压环境下的内流特性进行数值仿真。结果表明:BDTN 的流场结构与普通双喉道喷管(DTN)相仿,但矢量效果更好,可在推力系数为 0.966 的同时获得 24.6°的推力矢量角;落压比(NPR)大于 4 时,随着入口总压的增加,喷管推力矢量角和推力系数均逐渐减小;在入口总温为 3 000 K、落压比为 100 时,喷管的推力矢量角减小至 12.75°,推力系数减小至 0.882,即高温高压的内流环境对喷管矢量性能具有很大的消极影响。

关键词:旁路式双喉道喷管;推力矢量;气动特性;数值模拟

中图分类号:V231.1

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.04.009

Numerical Investigation on Aerodynamic Vector Performance of Bypass Dual Throat Nozzle

Xia Xuefeng, Gao Feng, Huang Guibin

(College of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Bypass dual throat nozzle(BDTN) can achieve stable thrust vector by setting the bypass channel, without increasing the pressure source and the secondary flow of the additional system. Thrust vector characteristics is of important significance to improve vehicle maneuverability and agility. Numerical studies are performed to analyze the thrust-vectoring performances of a bypass dual throat nozzle(BDTN) under different conditions. The main results show that; BDTN has the same flow-filed structure with the conventional dual throat nozzle(DTN), but can generate a better thrust vectoring performance with producing more steady and efficient vectoring effect. A thrust vector angle of 24.6° is obtained with little thrust penalty. The thrust vector angle and the thrust ratio are decreasing with nozzle pressure ratio(NPR) increasing. The high temperature and high pressure can lead to the thrust vectoring efficiency loss tremendously with the thrust vector angle decrease to 12.75° and the thrust ratio decrease to 0.882.

Key words: bypass dual throat nozzle; thrust-vector; aerodynamic performance; numerical simulation

0 引言

为了大幅提升飞行器的机动性和敏捷性,新一代战机、导弹普遍采用推力矢量控制技术。推力矢量喷管是实现该技术的核心部件,一般分为机械式推力矢量喷管和气动矢量喷管两种。气动矢量喷

管因其气流矢量的偏转效果好、角度稳定、简单轻质、可靠性高等优点,近年来备受关注。经过二十余年的发展,气动矢量喷管已演化出五种技术类型:激波矢量控制型、逆流型、同向流型、喉道偏移型和双喉道型,其中,双喉道喷管(Dual Throat Nozzle,简称 DTN)具有推力矢量效率高、推力损失较小的特点,已成为研究热点^[1-5]。

2003年,NASA 兰利中心最早提出双喉道流体控制矢量喷管方案,基于喉道偏移技术,通过设置收敛—扩张—收敛喷管形成双喉道,并在上游喉

收稿日期:2017-05-02; 修回日期:2017-06-27

通信作者:夏雪峰,292714172@qq.com

道注气,从而控制喷管内部的流动分离,使主流发生偏转并产生矢量推力^[6]。随后,国外又围绕机理分析和构型优化对双喉道喷管展开了一系列研究^[7-10]。国内,范志鹏等^[11]、周慧晨等^[12]、额日其太等^[13]、汪明生等^[14]先后研究了双喉道喷管的气动特性和矢量增强方法;李明^[15]提出了“零质量”射流双喉道喷管的设计;顾瑞^[16]则在其设计的基础上进行了优化,并通过数值和实验方法研究了该双喉道喷管的矢量特性和动态响应特性,取得了丰硕成果。但上述对 DTN 的研究都只在实验室研究阶段,尚未应用于工程实际,进一步研究其流动机理,探索改进设计方案,具有重要的价值和前景。

李明等^[17]对 DTN 进行了开创性的设计,提出了旁路式双喉道喷管(Bypass Dual Throat Nozzle,简称 BDTN)设计方案。BDTN 是一种新型无源气动矢量喷管,通过在 DTN 的上游收敛部位和第一喉道间设置旁路通道,从上游引入次流,从而改变喷管内的流场结构,产生并维持矢量偏转,避免了在发动机内部设置复杂的次流流道,流动损失小,矢量效果好。之后,Gu Rui 等^[18-19]针对该型喷管进行了初步的实验与数值分析。

本文采用 Fluent 软件对 BDTN 在不同落压比(Nozzle Pressure Ratio,简称 NPR)下的气动矢量特性,及其在大落压比和高入口总温(T_{in}^*)严苛环境下的内流特性进行二维数值研究,详细研究 BDTN 的推力矢量性能。

1 计算模型及数值方法

1.1 计算模型及网格划分

本文采用 Gu Rui 等^[18]设计的 BDTN 模型,其各项参数如图 1 所示。凹腔扩张角为 14.788° ,收敛角为 50° ,旁路通道高度为 3.6 mm ,是喷管口径的 6% ,次流入射角为 44.788° ,上游喉道高度为 20 mm ,腔体长度为 66.8 mm ,扩张比为 1.2 。

采用 ICEM-CFD 软件对整个喷管分区划分结构网格,流动方向起始网格为 0.30 mm ,第一层网

格高度为 0.03 mm 。对壁面和喉道等参数梯度大的部位进行网格加密,确保壁面处 $y^+ \leq 10$,计算网格如图 2 所示。在着重研究内流特性时则去掉外流场部分,将喷管出口设为压力出口,以简化模型、提高计算效率。

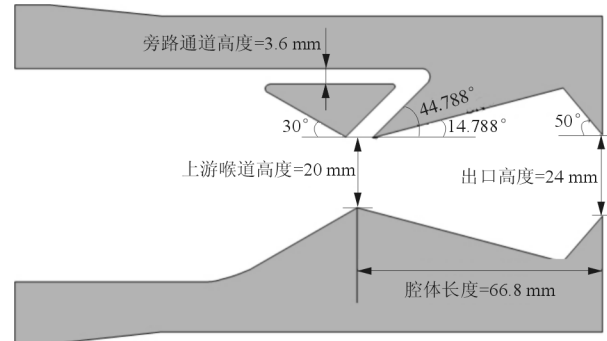


图 1 BDTN 模型结构示意图

Fig. 1 Structure schematic diagram of BDTN model

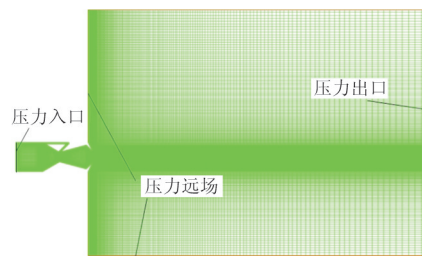


图 2 计算 2D 网格示意图

Fig. 2 Computational 2D mesh

1.2 数值方法及验证

采用基于时间推进的有限体积法进行数值模拟,控制方程为一般曲线坐标系下强守恒形式的 N-S 方程,离散格式选用隐式二阶迎风格式以提高求解精度。湍流模型选用 RNG $k-\epsilon$ 两方程模型,喷管中的燃气假定为理想可压缩气体,粘性采用 Sutherland 公式计算。根据气体热力学性质表^[20]中不同温度与定压比热容 C_p 值的关系,将 C_p 拟合为以温度为自变量的四阶曲线公式:

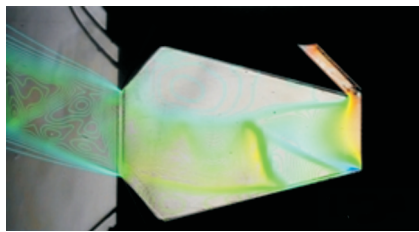
$$C_p(T) = \begin{cases} 1012.81 - 7.7170e^{-2}T + 1.6596e^{-4}T^2 + 1.1785e^{-10}T^3 - 3.7879e^{-11}T^4 & (100 < T \leq 1000) \\ 934.16 - 1.4148e^{-1}T - 9.6336e^{-7}T^2 - 1.4254e^{-8}T^3 + 2.91375e^{-12}T^4 & (1000 < T \leq 2000) \\ 856.759 + 2.7438e^{-1}T - 9.2856e^{-5}T^2 + 1.6019e^{-8}T^3 - 1.0342e^{-12}T^4 & (2000 < T \leq 5000) \end{cases} \quad (1)$$

喷管壁面采用标准壁面函数处理,设置为绝热

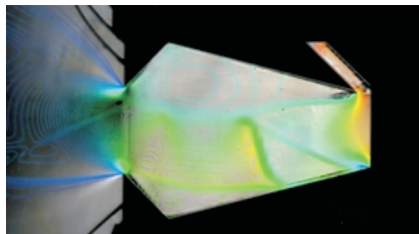
无滑移壁面边界条件,入口采用压力入口边界条

件,外流场选用压力远场边界条件,自由来流马赫数为 0.03,以避免计算的刚性问题。环境背压为 0.1 MPa,环境总温为 300 K,入口压力和温度随具体研究情况进行调整。计算时各项残差降低至 10^{-3} 以下,且进出口质量流率基本保持稳定之后,认为计算收敛。

对 BDTN 模型^[19]在 NPR 分别为 3 和 10 时的流动特性进行数值计算,得到的密度等值线图与实验纹影图对比如图 3 所示,可以看出:两种工况下二者吻合较好,表明数值方法能够很好地模拟 BDTN 的流场情况,具有较高的可信度。



(a) NPR=3



(b) NPR=10

图 3 密度等值线图与实验纹影对比图

Fig. 3 Comparison of density isoline and schlieren image

1.3 网格无关性及二、三维对比验证

对模型划分粗糙 (coarse)、中等 (medium)、细密 (fine) 三种网格,网格总数分别为 64 520、99 062 和 136 548。另设置 z 方向厚度为 50 mm 的三维喷管模型,如图 4 所示,网格总数约为 238 万。

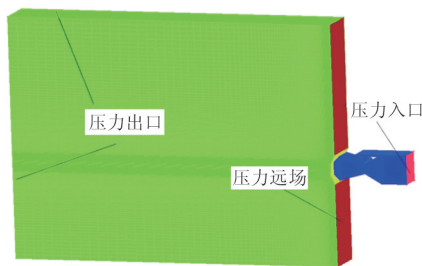
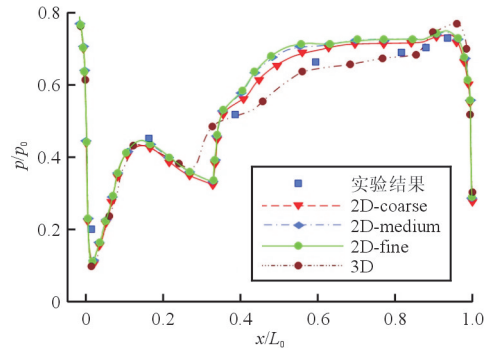


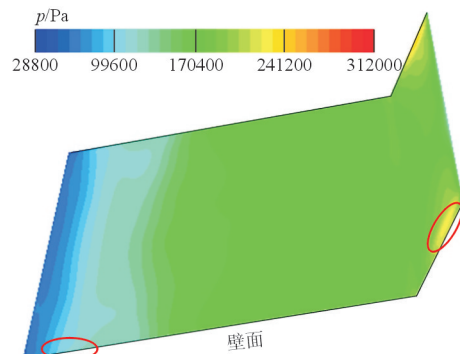
图 4 BDTN 三维模型网格

Fig. 4 Computational 3D mesh of BDTN

当 $NPR=3, T_{in}^*=300$ K 时,四个算例喷管下壁面(三维取 $z=0$ 面与凹腔下壁面交线)压力分布的数值模拟结果及其与实验结果^[19]的对比如图 5 所示,横、纵坐标分别用腔体长度 L_0 、喷管入口压力 p_0 进行无量纲化。



(a) 各算例凹腔下壁面压力分布



(b) 三维模型凹腔下壁面压力分布云图

图 5 喷管下壁面压力分布图

Fig. 5 Lower-wall pressure distribution

从图 5 可以看出:三种二维网格计算得到的沿流出方向喷管下壁面的压力差异很小,尤其是中等和细密网格,二者几乎无差别,因此,为了兼顾计算质量与效率,在下文研究中均采用中等网格。

综合图 4~图 5 可知,流动的二维性在边缘处受到两侧壁面的影响,且在凹腔收敛段边缘产生压力上升,呈现一定程度的三维性,但在大部分区域二维性较好,且二维、三维计算结果基本都与实验值相符,进一步验证了数值方法的可行性。相比之下,虽然三维模型能够更好地模拟喷管流场,但二维模拟已能够达到预期效果,故本文仅研究 BDTN 的二元构型。

1.4 性能计算公式

旁路式双喉道喷管推力矢量性能相关参数计

算^[3]如下:

主推力

$$F_x = \dot{m}V_{ex} + (p_e - p_b) \cdot Out \quad (2)$$

矢量力

$$F_y = \dot{m}V_{ey} \quad (3)$$

等熵推力

$$F_i = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{in}^* \left[1 - \left(\frac{1}{NPR} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

式中: \dot{m} 为喷管出口流量; V_{ex} 为出流水平速度; p_e 为喷管出口压力; p_b 为环境背压; V_{ey} 为出流垂直速度; γ 为气体比热比常数; R 为理想气体常数。

喷管推力矢量性能主要参数如下:

推力矢量角

$$\delta = \tan^{-1} \left(\frac{F_y}{F_x} \right) \quad (5)$$

推力系数

$$C_f = \frac{\sqrt{F_x^2 + F_y^2}}{F_i} \quad (6)$$

BDTN 无需引入额外的次流, 流量系数并不能表征喷管性能, 且旁路通道宽度固定, 次流占主流百分比不变, 矢量效率可通过推力矢量角来反映, 因此, 流量系数与矢量效率不再单独列出研究。

2 计算结果及分析

2.1 矢量机理分析

某一状态下 BDTN 的流线及马赫数分布云图如图 6 所示, 其上下壁面压力及温度分布曲线如图 7 所示。

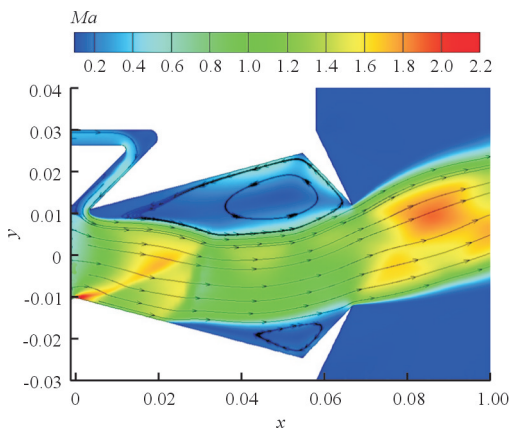
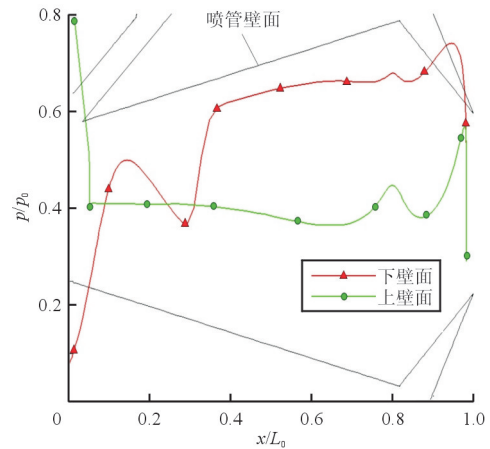
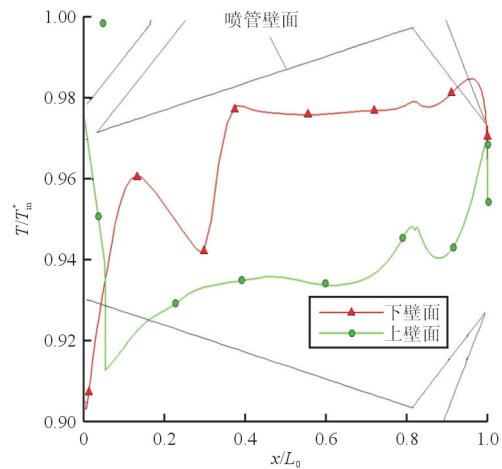


图 6 喷管流场马赫数及压力云图

Fig. 6 Mach number and pressure distribution contour



(a) 壁面压力分布曲线图



(b) 壁面温度分布曲线图

图 7 喷管壁面参数

Fig. 7 Wall parameters distribution

从图 6 可以看出: 主流随着喷管的收缩加速降压, 使旁路通道两端产生压差, 近壁面处部分未膨胀的高压气流从主流中分离进入旁路通道, 并在通道内经膨胀加速, 在出口形成高速次流; 次流与主流发生剪切作用, 产生剪切涡并在喉道下部形成 λ 形激波, 使声速线发生第一次变形偏转; 之后次流不断与主流冲击融合并向下游运动发展, 速度加快, 压力减小, 剪切涡受排挤在凹腔上部聚集, 发展成较大的低压分离区, 而对侧近壁面充满了高压主流, 且在凹腔底部冲击出封闭的高压回流区, 从而使整个喷管凹腔形成非对称流场结构; 最后主流经过凹腔收敛段导流加速, 通过下游喉道喷出时声速线发生第二次变形偏转, 迫使主流以与水平轴线成一定夹角喷出, 从而获得矢量推力。

从图 7 可以看出:在旁路入口下方,上壁面温度急剧下降,而下壁面温度急剧上升;随后在激波位置,上壁面温度缓慢上升,而下壁面温度出现大幅下降然后上升,其整体分布情况与压力分布类似,其主要原因是:主流靠近下壁面流动,加之斜激波的存在使壁面温度升高;在凹腔上部存在大面积回流区,使靠近上壁面的气流分离流动,而在靠近出口和凹腔顶部流动速度更快,使上壁面温度整体较低,但在靠近喷管出口处呈逐渐上升的趋势。整体而言,除次流引入方式不同外,BDTN 矢量机理、流场结构皆与 DTN^[8] 基本相同。

2.2 喷管气动矢量特性预测

喷管的落压比(NPR)决定着喷管的膨胀状态,是影响喷管工作性能的重要参数。改变喷管的入口总压,使 NPR 分别为 4、6、8、10、13 和 16,研究不同 NPR 下喷管的矢量特性,得到喷管在 NPR 分别为 4 和 13 时的流场马赫数分布如图 8 所示。

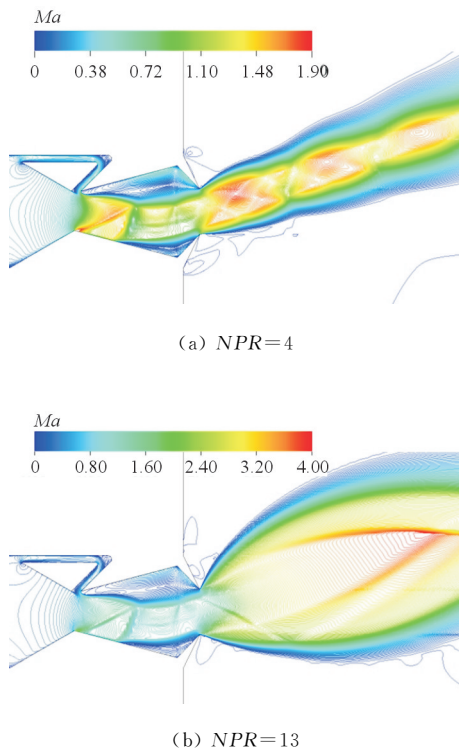


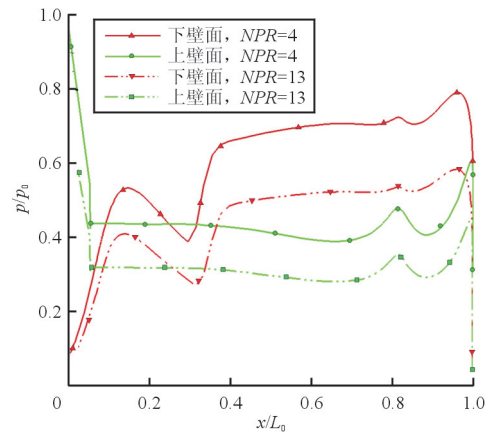
图 8 不同落压比下流场马赫数云图

Fig. 8 Mach number contour under different NPR

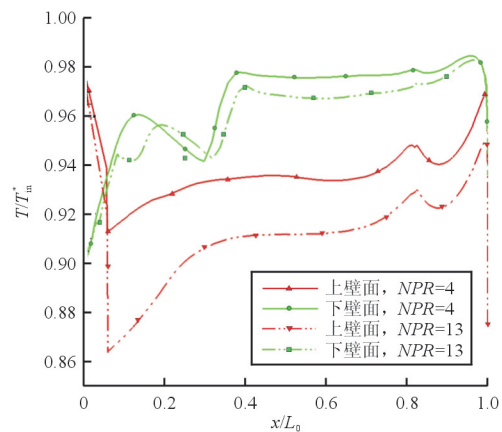
从图 8 可以看出:小落压比和大落压比下的内流场波系结构、马赫数分布规律等内部基本流动特

征几乎无改变,出口流速保持在声速附近,使流体膨胀主要表现为管外膨胀;大落压比下喷管上部回流区和下部分离区面积增大,主流通道变窄,气流因流动扩张受限,流动欠膨胀现象加剧,出流激波串扩大,形成尺度较大的马赫盘,外流场改变十分明显。

喷管凹腔上下壁面的压力和温度分布情况如图 9 所示。



(a) 壁面压力



(b) 壁面温度

图 9 不同 NPR 下喷管上下壁面参数分布

Fig. 9 Wall parameters distribution under different NPR

从图 9 可以看出:在不同的 NPR 下,喷管上下壁面参数分布规律基本相同,λ 形激波位置基本保持在同一位置;虽然参数分布规律差别不大,但随着入口总压 p_0 的增加,喷管上下壁面压差的绝对值相应增加,与轴向气流动量和静压共同作用,引起推力矢量角的变化;大落压比下喷管内近壁处流动速度加快,导致壁面温度下降,而上壁面在旁路入口下方剪切涡产生处速度梯度极大,使其温度

出现突降后逐渐回升,但总体而言上壁面回流区内温度比下壁面下降幅度更大,导致上下壁面温差也增大。

不同 NPR 下喷管推力矢量角和推力系数如图 10 所示。

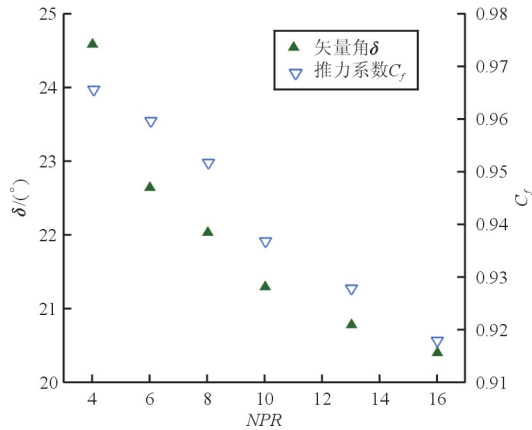


图 10 喷管气动矢量性能

Fig. 10 Nozzle aerodynamic vector performance

从图 10 可以看出:当 $NPR > 4$,随着落压比的增加,推力矢量角从 24.6° 逐渐减小至 20.4° ,减小速度由快至慢;推力系数也逐渐从 0.966 减小至 0.918。原因是入口总压增加使下游喉道处气流轴向动量和静压均大幅增加,超过法向动量和凹腔上下壁面压差增加的影响,因而推力矢量角减小;而大落压比下喷管分离区面积与激波系强度持续增加,出流欠膨胀情况加剧,带来的流动分离损失与激波损失随之增大,致使推力系数逐渐减小。

2.3 严苛环境下的喷管内流特性

喷管的实际工作温度及入口压力均非常高,为了进一步探究严苛环境下的喷管内流特性,忽略外流场对流动的影响,设置算例如表 1 所示。

表 1 算例设置

Table 1 Example setting

case	NPR	T_{in}^*/K
1	10	300
2	10	3 000
3	100	3 000

不同算例(case 1~case 3)的喷管流场流线及马赫数分布云图如图 11 所示。

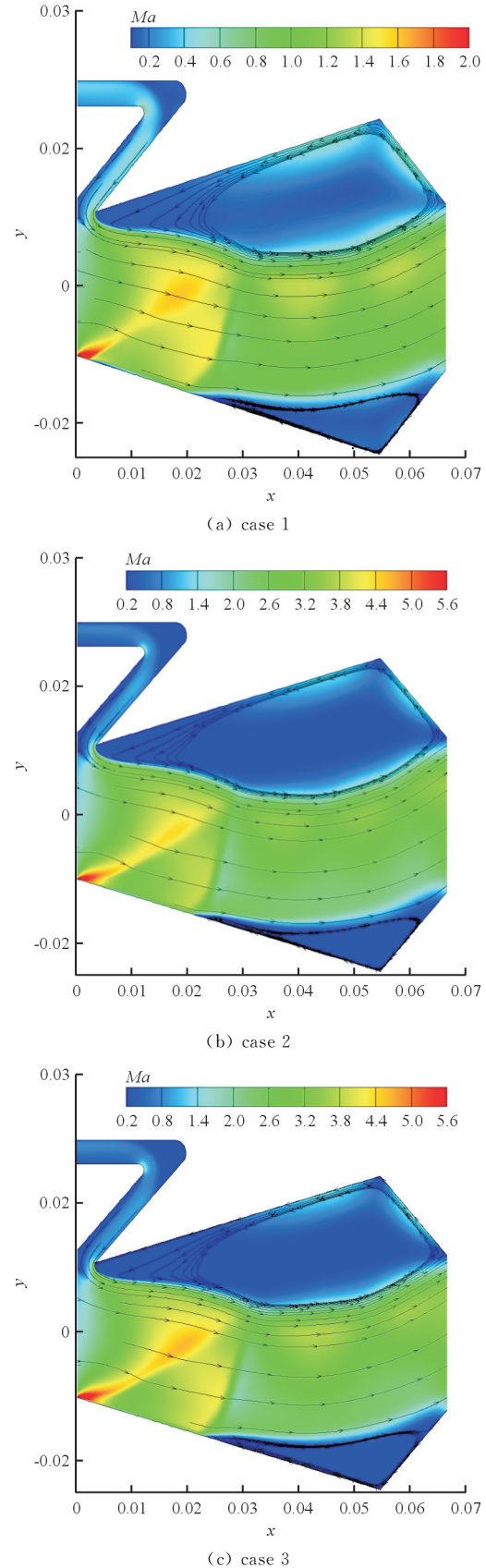
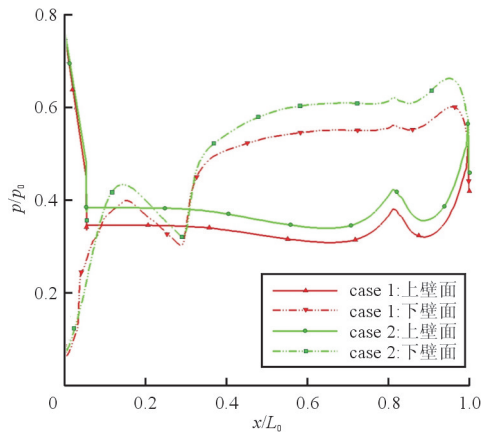


图 11 不同算例流场马赫数及流线分布云图

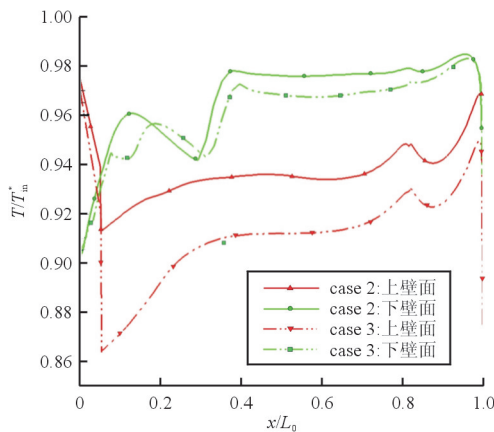
Fig. 11 Mach number and streamline distribution contour

从图 11 可以看出:对比 case 1 和 case 2, $NPR = 10$, T_{in}^* 增加到 3 000 K 时,内流马赫数大幅增加,激波出现进一步倾斜但尺度稍有减小,上部回流区面积增大而下部分离区范围减小,主流通道变窄;对比 case 2 和 case 3, $T_{in}^* = 3 000$ K 的情况下, NPR 从 10 增加到 100,内流马赫数几乎无变化,主流与斜激波有所抬升,部分区域流动速度和激波系尺度都稍有增大;三种算例下喷管内流场结构均十分相似,与上文结论一致。

不同算例喷管壁面参数对比如图 12 所示。



(a) 壁面压力



(b) 壁面温度

图 12 喷管壁面参数曲线图

Fig. 12 Wall parameters distribution

从图 12(a)可以看出:case 2 与 case 1 相比,喷管上下壁面压力均增加,压力差变化较小;从图 12(b)可以看出:case 3 与 case 2 相比,喷管壁面静温下降,且在上壁面旁路出口附近下降更明显,下壁面处流动分离位置有所后移。主要原因是提高入

口总温使喷管内流动能大幅增加,流动马赫数增大的同时也使上下壁面压力增加,此时增大入口总压,内流速度变化不大,上下壁面静压水平则大幅提高,近壁流动速度增加,壁面温度降低。

各算例喷管的推力矢量性能如表 2 所示。

表 2 各算例喷管矢量性能

Table 2 Nozzle vectoring performance of each example

case	$\delta/(\circ)$	C_f
1	21.30	0.935
2	14.86	0.916
3	12.75	0.882

从表 2 可以看出: $T_{in}^* = 3 000$ K、 $NPR = 100$ 的严苛环境下,喷管的推力矢量角减小为 12.75° ,推力系数减小为 0.882,主要原因是,随着温度的升高,喷管出口质量流率大幅增加,压力也有所上升,使轴向动量增加值大于法向,减小了推力矢量角;而高温环境下,喷管内激波增强带来的激波损失、流动分离加剧带来的分离损失、以及气体流动加速带来的摩擦损失均增大,导致推力系数减小;大入口总压下喷管内流马赫数较小,流动欠膨胀情况严重,带来的推力损失十分明显。

3 结 论

(1) BDTN 通过旁路射流使整个喷管内形成非对称流场结构,迫使主流以与水平轴线成一定夹角喷出,从而获得矢量推力。除次流引入方式不同外,BDTN 的矢量机理、流场结构皆与 DTN 基本相同。

(2) 落压比是影响 BDTN 矢量性能的敏感参数, $NPR > 4$ 时,随着 NPR 的增加,喷管推力矢量角和推力系数均逐步减小,推力系数最大值为 $NPR = 4$ 时的 0.966,与 DTN 十分接近。

(3) 在 $T_{in}^* = 3 000$ K、 $NPR = 100$ 的严苛环境下,喷管的推力矢量角减小至 12.75° ,推力系数减小至 0.882,表明高温高压的内流环境对喷管矢量性能有很大的消极影响。

参考文献

[1] 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.

- [2] 李克新, 额日其太, 韩景. 二元喉道倾斜矢量喷管调节方法[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 946-950.
Li Kexin, Eriqitai, Han Jing. Studies on control method of two dimensional fluidic throat skewing vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 946-950. (in Chinese)
- [3] 范志鹏, 徐惊雷, 郭帅. 次流通道对双喉道气动矢量喷管的性能影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1174-1180.
Fan Zhipeng, Xu Jinglei, Guo Shuai. Effects of secondary injection pipe on dual throat nozzle thrust-vectoring performances[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1174-1180. (in Chinese)
- [4] Gu Rui, Xu Jinglei. Effects of cavity on the performance of dual throat nozzle during the thrust-vectoring starting transient process[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(1): 21-27.
- [5] 周辉华, 谭慧俊, 周慧晨, 等. 增强型双喉道射流推力矢量喷管的流动特性试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1576-1581.
Zhou Huihua, Tan Huijun, Zhou Huichen, et al. Flow characteristic experiment on vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1576-1581. (in Chinese)
- [6] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley research center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.
- [7] Flamm J D, Deere K A, Mason M L, et al. Design enhancements of the two-dimensional, dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept [R]. AIAA-2006-3701, 2006.
- [8] Karen A Deere, Jeffrey D Flamm. Computational study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle for a supersonic aircraft application[R]. AIAA-2007-5085, 2007.
- [9] Jeffrey D Flamm, Karen A Deere. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept for supersonic aircraft application[R]. AIAA-2007-5084, 2007.
- [10] Choon Sik Shin, Heuy Dong Kim, Toshiaki Setoguchi. A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(6): 486-490.
- [11] 范志鹏, 徐惊雷, 汪阳生. 下游喉道对双喉道气动矢量喷管气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 580-587.
Fan Zhipeng, Xu Jinglei, Wang Yangsheng. Effects of downstream throat on aerodynamic performance of dual throat nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 580-587. (in Chinese)
- [12] 周慧晨, 谭慧俊, 孙妹, 等. 一种矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2070-2076.
Zhou Huichen, Tan Huijun, Sun Shu, et al. Numerical investigation of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2070-2076. (in Chinese)
- [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): 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)
- [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. (in Chinese)
- [15] 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. Character research on dual throat fluidic vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [16] 顾瑞. 新型双喉道气动矢量喷管机理与关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Gu Rui. Research on the key technology of new dual throat fluidic vectoring thrust nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [17] 李明, 徐惊雷. 旁路式双喉道无源矢量喷管: 中国, 10243-4315[P]. 2012-05-02.
Li Ming, Xu Jinglei. Bypass dual throat no-source vectoring nozzle: China, 102434315[P]. 2012-05-02. (in Chinese)
- [18] Gu Rui, Xu Jinglei, Guo Shuai. Experimental and numerical investigations of a bypass dual throat nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(8): 63-69.
- [19] Gu Rui, Xu Jinglei. Dynamic experimental investigations of a bypass dual throat nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(8): 72-79.
- [20] Keenan J H, Kaye J. Gas tables[M]. New York: John Wiley & Sons. Inc, 1945.

作者简介:

夏雪峰(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空宇航推进技术。

高峰(1965—),男,教授,硕导。主要研究方向:航空宇航推进理论与技术。

黄桂彬(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计与论证。

(编辑:马文静)