

平行四边形截面的旁路式双喉道气动 矢量喷管数值研究

蒋晶晶, 徐惊雷, 黄 帅, 汪阳生, 潘睿丰
(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: 将异型出口设计与气动推力矢量喷管结合,提出了平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管(bypass dual throat nozzle,BDTN),并与基准矩形截面的 BDTN 进行流场结构及气动性能的对比研究。三维数值计算表明:平行四边形构型与矩形构型具有相同的气动性能变化规律;相较于基准矩形 BDTN 构型,由于壁面倾斜导致流场结构变化,平行四边形构型在矢量状态下的俯仰矢量角及推力系数有所降低,但对非矢量状态下的推力系数和流量系数影响不大;壁面倾角是性能变化的重要因素,相同落压比时壁面倾角越小,矢量角越小,壁面倾角不小于 60°时喷管的稳定矢量角均可达 10°以上,最大矢量角均可达 15°以上;平行四边形出口增强了尾喷流与环境气流的掺混,出口射流中心线速度衰减大大加快,有利于提高红外隐身特性。

关 键 词: 旁路式双喉道气动矢量喷管 (BDTN); 异型出口; 平行四边形截面; 俯仰矢量角; 流向涡

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Numerical study of bypass dual throat nozzle with parallelogram cross-section

JIANG Jingjing, XU Jinglei, HUANG Shuai,
WANG Yangsheng, PAN Ruifeng

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

Abstract: A parallelogram section bypass dual throat nozzle (BDTN) was proposed by combining the heterotypic outlet design with the fluidic thrust-vectoring nozzle, and then a comparative study of the flow filed structure and aerodynamic performance with the basic rectangle BDTN was carried out. The results of three-dimensional numerical simulation showed that the parallelogram configuration had the same aerodynamic parameter variation law as the rectangular configuration. Compared with the basic rectangle BDTN, the flow field of the parallelogram configuration changed due to the inclination of sidewalls, resulting in the decrease of the pitch vector angle and thrust coefficient in vectoring mode, while it had little effect on the thrust coefficient and flow coefficient in non-vector mode. The sidewall inclination angle was an important factor for the change of nozzle performance. Under the same nozzle pressure ratio, the lager inclination angle indicated the smaller vector angle. When inclination angles were not less than 60°, stable vector angles above 10° and maximum vector angles above 15° could be obtained. The parallelogram outlet had a better blending effect on

收稿日期:2019-10-28
作者简介:蒋晶晶(1995—),女,硕士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

引用格式:蒋晶晶,徐惊雷,黄帅,等. 平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管数值研究[J]. 航空动力学报,2020,35(4):805-814. JIANG Jingjing,XU Jinglei,HUANG Shuai,et al. Numerical study of bypass dual throat nozzle with parallelogram cross-section[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(4):805-814.

the exhaust jet, which could greatly accelerate the attenuation of the centerline velocity of jet flow and contribute to improve the infrared stealth characteristics.

Key words: bypass dual throat nozzle (BDTN); heterotypic outlet; parallelogram section; pitch vector angle; streamwise vorticity

喷管是发动机产生推力的主要部件,同时也是飞行器主要的后向红外辐射源^[1]。未来军用飞行器对大推力的需求势必导致更高的尾喷流温度,这对于飞行器的生存十分不利。强化掺混是降低尾喷管红外辐射信号的有效手段^[2],具体方法有采用大宽高比扁平出口、异型截面出口(如平行四边形、梯形、扁椭圆形)、加装锯齿突片等,通过增加喷管出口高温射流与外界低温气流的接触范围,加快其动量与热量的耗散,达到提高排气系统红外隐身性的目的。典型应用案例有以强大隐身性著称的美军 F-117 战斗机,其喷管出口采用的是大宽高比平行四边形截面,兼顾了低可探测性和飞机-发动机一体化设计;同样,新一代的隐身无人机如国产彩虹-7、美军 X-47B 舰载机等也采用了非轴对称的异型出口设计。因此,采用异型截面出口喷管将是强调高隐身性和高度一体化的飞行器设计的一个方向^[3-4]。

推力矢量技术是第 4 代战机必备的关键技术,气动矢量喷管是目前热门的研究方向。相比于传统机械式矢量喷管复杂的调节机构,气动矢量喷管在结构和质量上具有非常明显的优势。国内外研究较多的气动矢量技术主要包括激波矢量、逆向流、喉道偏移以及双喉道法^[5-6]。南京航空航天大学李明等^[7]、顾瑞^[8]提出了一种基于自适应流动控制技术的旁路式双喉道气动矢量喷管(bypass dual throat nozzle, BDTN),无需外部气源或从高压级引气,即可实现优异的推力矢量效果。

目前对于如何提高气动矢量喷管的隐身性的相关研究较少。本文采用异型出口设计与先进的 BDTN 构型相结合的方法,以平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管作为研究对象,以二元矩形出口 BDTN 作为对比基准型,对其关键几何参数对 BDTN 推力性能、矢量性能及红外可探测性能的影响开展详细研究。

1 数值模拟方法

1.1 几何模型及计算方法

BDTN 内流道二维几何参数采用本课题组

经 Isight 优化平台设计的结构尺寸。基准型 BDTN 为二元矩形出口、双喉道面积比为 1 : 1.2、一喉道宽高比 $W/H=2.4$ (W 为喉道宽度, H 为喉道高度)。本文在保持图 1(a)所示的内流道结构尺寸不变的前提下,将二元基准型 BDTN 两侧壁面整体倾斜,使得流通截面及出口呈平行四边形,且面积与二元构型相等,喷管侧壁与下壁面形成一个角度即壁面倾角 α ,如图 1(b)所示,虚线为后文流场分析中的中心截面位置。

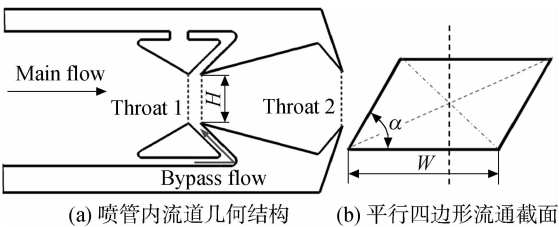


图 1 平行四边形出口的 BDTN 结构示意图
Fig. 1 Schematic diagram of parallelogram outlet BDTN configuration

本文采用商业软件 ANSYS Fluent 对不同出口截面喷管的三维黏性流场进行数值求解,湍流模型选取 Realizable $k-\epsilon$,近壁处理选取标准壁面函数,黏度计算选用 Sutherland 公式。根据选用的湍流模型和壁面函数,控制近壁面网格 y^+ 在 $11.5 \sim 30 \leq y^+ \leq 200 \sim 400$ 范围内。残差下降 3 个数量级且喷管进出口质量流量差恒小于 1% 时判定计算收敛。主要的边界条件设置如图 2 所示,喷管远场压力设为 101 325 Pa,进口总压则根

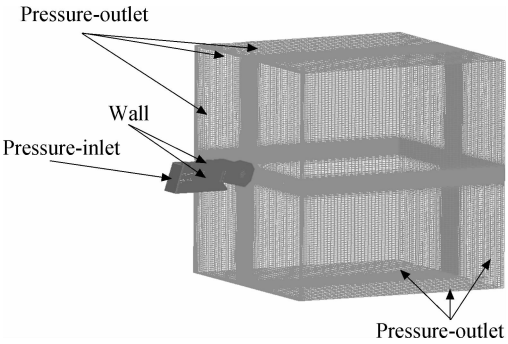


图 2 CFD 模型边界条件设置
Fig. 2 Boundary conditions setting of the CFD model

据不同的落压比计算条件进行相应设置,总温设为 300 K,选用绝热壁面,计算不考虑外流影响。

1.2 网格无关性与计算方法验证

利美国国家航空航天局(NASA)文献[9]中的实验结果对本文的计算方法进行验证。如图 3 所示,实验结果与数值计算所得到流场结构基本一致。图 4 给出实验与计算的凹腔上壁面压力 p 分布情况,以进口总压 p^* 进行无量纲化, X 为凹腔中的相对位置, L_{cavity} 为凹腔长度,可以看到数值计算的压力分布曲线与实验结果吻合较好,验证了计算方法的可靠性。

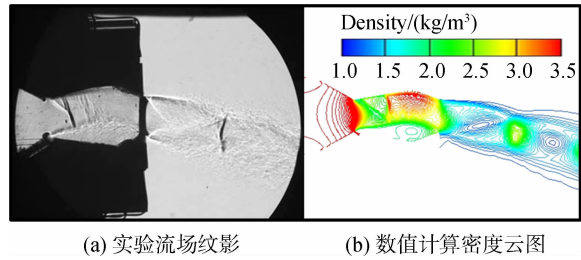


图 3 实验结果与数值仿真流场对比

Fig. 3 Flow field comparison between experiment results and numerical simulation

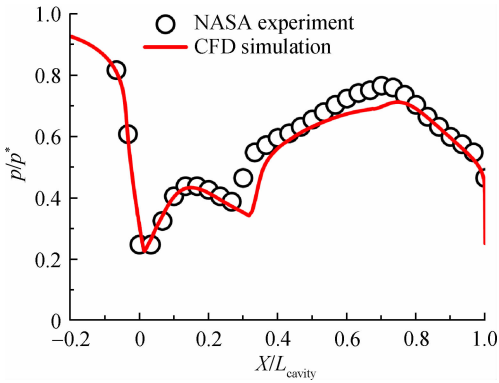


图 4 凹腔上壁面无量纲压力分布的实验与 CFD 结果对比
Fig. 4 Comparison of dimensionless pressure distribution on the upper wall of the cavity between experiment and CFD

在相同的边界条件下,对 $\alpha=60^\circ$ 构型 BDTN 设置 3 组不同网格数量 N 的算例(如图 5):100 万稀疏网格、400 万中等网格以及 800 万稠密网格。计算结果显示:凹腔上壁面无量纲压力分布基本一致;在压力变化较大的凹腔收敛段,中等网格与稠密网格的计算结果更贴合。综合考虑计算量和流场结果的准确性,本文采用中等量级 400 万的三维网格进行数值计算。

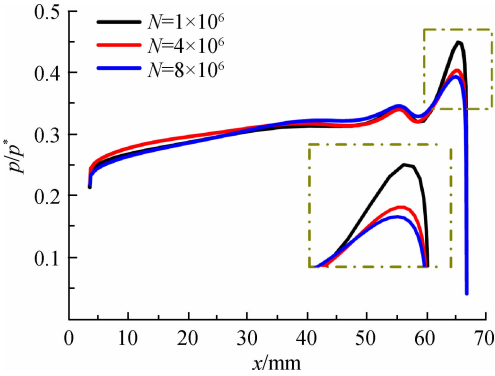


图 5 不同网格量模型的凹腔上壁面无量纲压力分布
Fig. 5 Dimensionless pressure distribution on the upper wall of the cavity of models with different grid numbers

1.3 相关参数定义

本文所关注的参数如下:
落压比(NPR,量符号记为 R_{np})

$$R_{\text{np}} = p^* / p_t \tag{1}$$

俯仰矢量角

$$\delta_t = \arctan(F_y / F_x) \tag{2}$$

偏航矢量角

$$\delta_s = \arctan(F_z / F_x) \tag{3}$$

等熵推力

$$F_i = \dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_t^* \left[1 - \left(\frac{1}{R_{\text{np}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \tag{4}$$

推力系数

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

式中 p_t 为出口静压; F_x 、 F_y 、 F_z 分别为喷口轴向力、法向力及展向力; $\dot{m}$ 为喷管出口流量;气体比热比 $\gamma=1.4$;气体常数 $R=287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; T_t^* 为气体出口总温。

2 计算结果

2.1 非矢量状态性能对比

当飞行器平飞巡航时,将 BDTN 上下旁路通道全部关闭,喷管不产生矢量偏转力矩。非矢量状态时 BDTN 凹腔段类似拉瓦尔喷管的扩张段,而实际三维流动中存在摩擦、凹腔回流、横向流动等损失,且异型截面导致流动现象更为复杂,并不能完全适用拉瓦尔喷管的一维等熵变截面理论,需结合流动现象与计算结果进行具体分析。

图 6 展示了非矢量状态下喷管落压比由低到高的中心截面流场变化过程。平行四边形 BDTN 以 $\alpha=60^\circ$ 构型为例,如图 6(a)~图 6(c)所示,

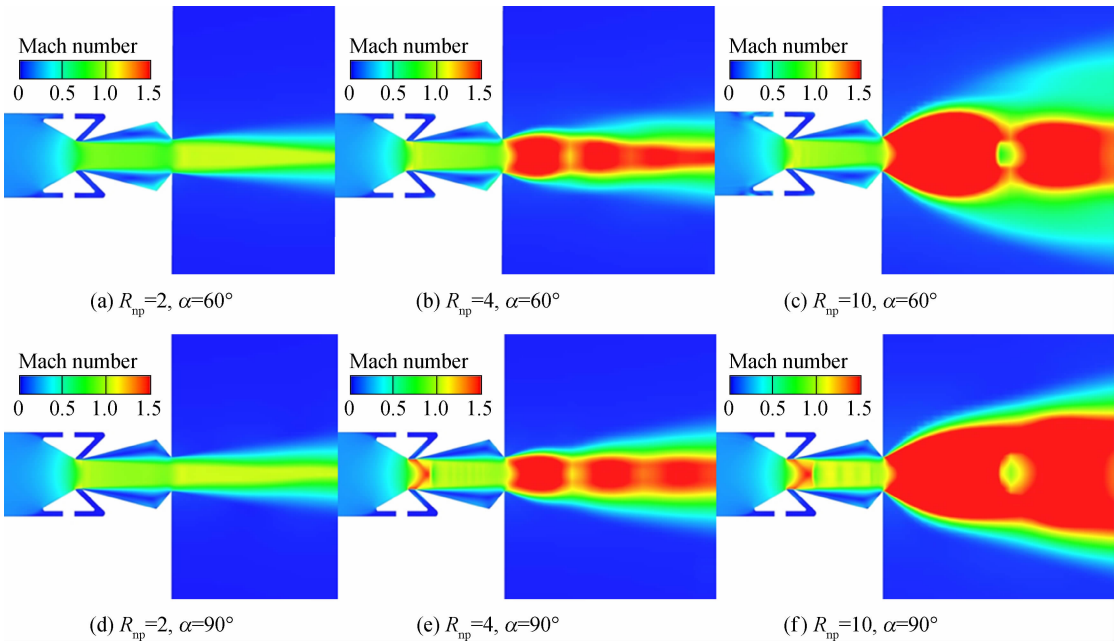


图 6 两种喷管构型随 R_{np} 升高的马赫数云图发展过程
Fig. 6 Process of Mach number contour development with the increase of R_{np} between the two different nozzle configurations

$R_{np}=2$ 时,气流经收缩段加速后在第一喉道并未达到声速,凹腔内为全亚声速流动; $R_{np}=4$ 时,第一喉道局部达到超声速,在第一喉道下游形成声速面,这说明这部分气流在经过第一喉道后实际流道是继续收缩的,观察图 7 的喉道细节,平行四边形构型气流在第一喉道处并未贴壁,导致第一喉道实际流通面积减小,因此局部的超声速气流减速,亚声速气流加速,再次形成声速线,之后由于回流区的挤压,实际流道扩张程度有限,气流在第二喉道处以马赫数 $Ma=1$ 喷出,喷管处于欠膨胀状态,喷管出口压力大于背压,气流在管外继续膨胀加速; $R_{np}=10$ 时,第一喉道处形成声速线,凹腔内超声速气流区域增加,凹腔流场速度分布与 $R_{np}=4$ 时无太大差别,但由于落压比进一步提高,出口欠膨胀程度进一步加剧。对于 $\alpha=90^\circ$ 矩形构型,如图 6(d)~图 6(f) 所示, $R_{np}=2$ 时第一喉道处局部达到声速,出口为亚声速; $R_{np}=4$ 时第一喉道达到声速,从图 7 可以看到矩形构型气流在第一喉道处贴壁情况较好,存在一定的初始扩张段使气流膨胀加速到超声速,随后流道受分离区挤压收缩,气流减速至出口马赫数为 1; $R_{np}=10$ 时凹腔流场结构与 $R_{np}=4$ 时相同,由于落压比提高,出口欠膨胀程度加剧,推力系数减小。

图 8 为非矢量状态下的推力系数 C_t 曲线,可以看到:不同截面的 BDTN 随着落压比升高 C_t 均呈先增加后减小的趋势,这是因为两种构型随落压

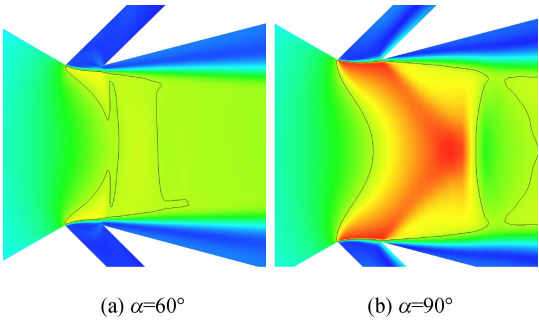


图 7 $R_{np}=4$ 时两种喷管构型的第一喉道流场细节
Fig. 7 Flow field details near the first throat of the two different nozzle configurations when $R_{np}=4$

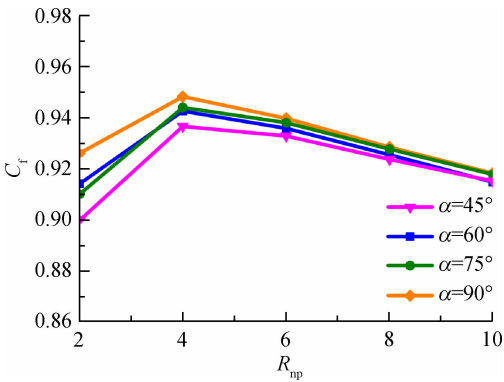


图 8 非矢量状态不同喷管构型的推力系数
Fig. 8 Thrust coefficient of different nozzle configurations in non-vector mode

比逐渐升高都经历了出口亚声速、出口声速、出口欠膨胀甚至严重欠膨胀的过程,因此推力系数曲线变化趋势相同。根据喉道面积比由一维流理论计算得到, $R_{np}=3.86$ 时,喷管出口压力等于背压,即喷管达到完全膨胀状态,因此 C_f 在 $R_{np}=4.0$ 达到最大值。平行四边形构型的 C_f 普遍低于矩形构型,这是因为在倾斜侧壁的作用下喷管内有明显的横向流动,部分气流向角区汇聚,导致凹腔内流动分离程度加剧,主流流动损失增加。因此平形四边形 BDTN 相较于矩形 BDTN 的推力系数是下降的,且壁面越倾斜,流动损失越大, C_f 下降越明显,但从整体上来看,降幅不大。以 $\alpha=60^\circ$ 构型为例,如表 1, $R_{np}=4$ 时 C_f 较矩形构型仅下降 0.5%,同时由于主流流动损失增加,流量系数 C_d 也略有减小,但数值上波动不大,在全落压比范围内 C_d 均在 0.956 以上,较矩形构型减小最多为 1.5%。

表 1 两种构型 BDTN 的推力系数与流量系数对比

Table 1 Comparison of thrust coefficient and flow coefficient between two different BDTN configurations

落压比	推力系数 C_f		流量系数 C_d	
	$\alpha=60^\circ$	$\alpha=90^\circ$	$\alpha=60^\circ$	$\alpha=90^\circ$
2	0.914	0.926	0.956	0.970
4	0.943	0.948	0.979	0.991
6	0.936	0.940	0.980	0.992
8	0.925	0.928	0.978	0.993
10	0.915	0.918	0.979	0.993

2.2 矢量状态性能对比

将 BDTN 上旁路通道关闭,下旁路阀门开启,此时喷管处于低头矢量状态。其作用原理是高压次流对主流的干扰使第一喉道气动截面发生偏移,主流向上偏转,凹腔下侧分离区扩张进一步抬高主流,由于二次收缩段的存在,扩张段附壁的主流被强制转向,从受力看,上分离区气流压缩使收缩段上壁压力增大,下分离区气流膨胀使收缩段下壁压力降低,在壁面压差的作用下,气流以一定的矢量角喷出。

图 9 给出了 $\alpha=45^\circ, 60^\circ, 67.5^\circ, 75^\circ, 90^\circ$ 构型 BDTN 在矢量状态下的推力系数和矢量角曲线。壁面倾斜程度不同的喷管具有一致的气动参数变化规律,即:随着 R_{np} 在 1.5~10 范围内增加,其推力系数先增大后缓慢减小,俯仰矢量角逐渐减小至稳定值。

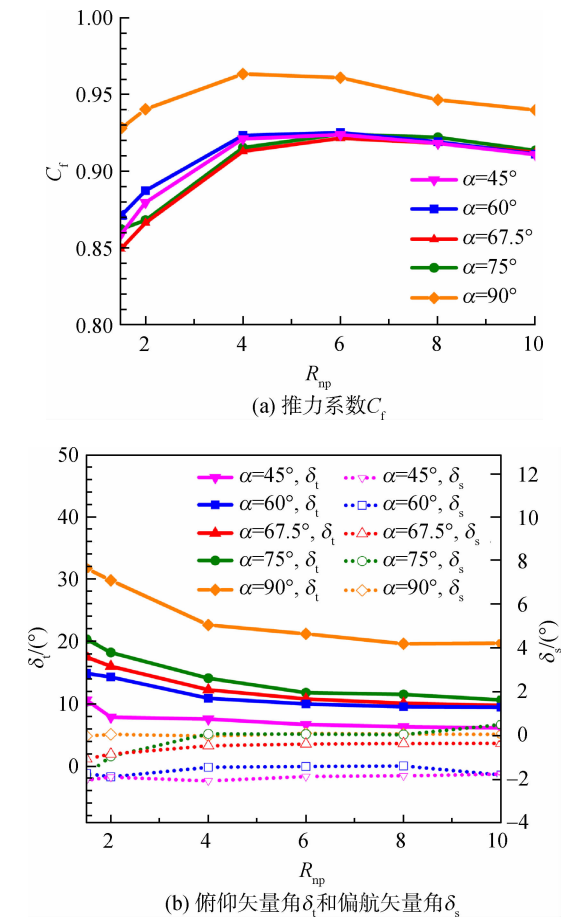


图 9 矢量状态下不同壁面倾角 BDTN 的气动性能对比
Fig. 9 Comparison of aerodynamic performance of different sidewall inclination angles BDTN in vectoring mode

由图 9(a)得到,矢量状态时不同 α 的平行四边形 BDTN 推力系数 C_f 均小于矩形喷管,这与非矢量状态规律相同。其中 $\alpha=60^\circ$ 构型较矩形喷管的 C_f 降幅最小, $R_{np}=2, 4, 10, \alpha=60^\circ$ 时 BDTN 推力系数分别为 0.887、0.924、0.911,同比矩形 BDTN 分别下降了 5.3%、4.0%、2.9%。如表 2

表 2 $R_{np}=4$ 时不同壁面倾角 BDTN 二次流占比及出口总压恢复系数

Table 2 Secondary flow ratio and outlet total pressure recovery coefficient when $R_{np}=4$ of different inclination angles BDTN

$\alpha/^\circ$	进口流量/ (kg/s)	旁路流量/ (kg/s)	旁路次流占比/%	总压恢复系数
90	0.837	0.0866	10.34	0.893
75	0.821	0.0841	10.24	0.831
60	0.8271	0.0823	9.96	0.839
45	0.846	0.0784	9.27	0.819

所示, $\alpha = 60^\circ$ 构型总压恢复系数较矩形减小 5.4%, 而 45° 和 75° 构型分别减小 7.4% 和 6.2%, 相较于其他构型的平行四边形喷管, $\alpha = 60^\circ$ 喷管出口的总压损失最小, 因此推力系数减小最少。

由图 9(b) 得到, 由于侧壁倾斜, 喷管产生展向速度分量, 在出口形成偏航力矩, 由计算结果可知, 同落压比下 α 越小, 偏航矢量角 δ_s 越大, 但在全落压比工作范围内, δ_s 不超过 2.5° , 因此偏航力矩可利用率不高。变化较明显的是俯仰矢量角 δ_i , 与原矢量最优设计的基本矩形构型相比, 侧壁倾斜的平行四边形构型矢量角明显下降。 $R_{np} = 1.5$ 时, $\alpha = 75^\circ$ 喷管 δ_i 为 20.4° , 较 $\alpha = 90^\circ$ 矩形喷管减小 9.96° , $\alpha = 60^\circ$ 和 $\alpha = 45^\circ$ 喷管 δ_i 分别减小到 15° 和 10.7° ; $R_{np} = 4$ 时, $\alpha = 90^\circ$ 构型 δ_i 达到 22.6° , $\alpha = 75^\circ$ 和 $\alpha = 60^\circ$ 构型 δ_i 减小到 14.2° 和 11° , 而 $\alpha = 45^\circ$ 构型已不足 10° , 由此可以得到, 倾斜侧壁对基本几何构型 BDTN 的矢量角的不利影响较大。值得注意的是, $\alpha \geq 60^\circ$ 的平行四边形 BDTN 在 $R_{np} = 1.5 \sim 10$ 的全部工况内, δ_i 可以稳定在 10° 以上, 且最大俯仰矢量角均达 15° 以上, 已经可以满足现阶段的推力矢量工程使用需求。侧壁倾斜时可利用率较低的偏航力矩消耗了一部分动量是俯仰矢量角 δ_i 下降的一个原因, 除此之外, 壁面倾斜导致的旁路次流变化也是俯仰矢量角减小的重要因素, 表 2 显示, $R_{np} = 4$ 时, 当 α 由 90° 减小到 45° , 次流占比由 10.34% 减小到 9.27%, 降幅为 10.4%。次流减少使改变喉道方向的能力减弱, 进而导致 δ_i 减小。

进一步从流场角度分析平行四边形截面 BDTN 的 C_f 及 δ_i 下降的原因, 图 10 为相同 R_{np} 下两种构型 BDTN 的中心截面马赫数云图, 相比矩形喷管, 平行四边形 BDTN 在凹腔起始段膨胀不够剧烈, 超声速区明显小于矩形喷管, 因此膨胀后的压降减小, 凹腔下侧回流区体积膨胀减少, 对凹腔内主流的上抬作用减小, 这就导致一是主流附上壁效果减弱进而导致在凹腔扩张段上壁面的气流分离点提前, 二是凹腔下侧中后部主流上抬偏转效果减弱, 由此导致喷管出口矢量角的减小。结合图 11 的三维压力云图分析, 侧壁倾斜使得凹腔成为流向与横向混合的复杂回流区, 这将带来 3 个影响: 一是横向回流带来的流动损失导致推力系数减小; 二是凹腔下回流区从 A 向 B 斜向下发展, 回流区发展不均匀, B 下侧部分区域未能膨胀从而出现局部高压; 三是 B 侧回流区体积减小, 对主流的上抬作用减弱, 主流对上回流区的挤

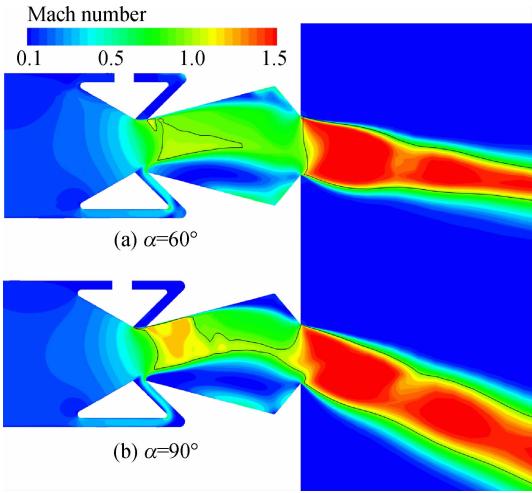


图 10 $R_{np} = 4$ 喷管中心截面马赫数云图
Fig. 10 Mach number contour of nozzle central section when $R_{np} = 4$

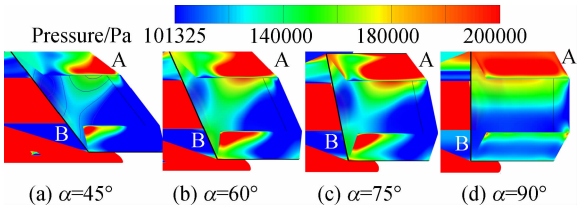


图 11 $R_{np} = 4$ 不同 α 角喷管的凹腔截面及壁面压力云图
Fig. 11 Pressure contours of nozzle cavity section and wall when $R_{np} = 4$ of different α

压效果减弱从而出现局部低压。后两点影响导致上下壁面压力差减小, 因此依赖于压差而产生的 δ_i 必然减小。对比不同倾角的喷管收缩段壁面压力可以看到, 随着 α 减小, 上壁面局部低压区增大, 因此 α 越小 δ_i 下降更明显。

2.3 典型构型 BDTN 的出口射流涡结构分析

异型出口的设计通常是基于加强射流掺混效率的目的考虑, 从而有利于飞行器的后向红外隐身性。与常见的轴对称或矩形喷管出口相比, 异型出口如平行四边形、梯形等在相同出口投影面积的情况下可以获得与环境冷气流更大的接触范围^[10-11], 这对于掺混效率的提升是显而易见的。

对非矢量状态下不同构型 BDTN 尾喷流的发展情况进行研究, 基于经典涡旋判据 Q 准则^[12]给出了进口总温 300 K、 $R_{np} = 4$ 、 $W/H = 2.4$ 时矩形和 $\alpha = 60^\circ$ 平行四边形出口射流三维涡结构, 以沿射流中心线方向的速度 V_x 着色, 如图 12 所示。尾喷流涡结构向下游扩展, 涡管在空间上各个方向上卷绕拉伸, 这个过程中不仅有展向的大涡, 还有交叠在展向涡上的流向涡分量^[13-14]。由

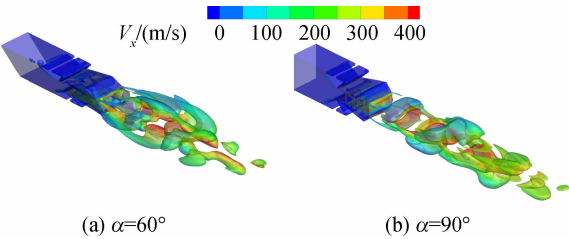


图 12 喷管出口射流三维涡结构

Fig. 12 Three-dimensional vortex structure of the nozzle outlet jet

于喷管出口形状的不同,三维涡结构在空间上的发展也明显不同。

流向涡的存在对于强化气流掺混非常重要^[15],如图 13 给出的速度矢量云图,在相互缠绕的正负流向涡对的作用下,外侧环境气流被卷入射流内部,部分气流在反向涡旋的裹挟下再卷入更核心区域,与中心射流掺混后向外翻出,流向涡通过卷吸气流,使其在各个涡之间流动,从而加快了对流掺混的过程。将出口流场沿射流发展方向以一组无量纲距离 $x/L=0,1/8,1/2,1,3/2,5/2$ 作 $y-z$ 平面切片,无量纲距离 x/L 表示切片距喷管出口的距离 x 与喷管总长 L 的比值。图 14 展示了喷管出口射流沿程截面切片的流向涡量云图,图中 ω_x 表示流向涡量值。射流在流向涡流和逆向涡流的相互作用下与环境气体进行动量和热量的交换,其量级沿流向逐步衰减。对比两幅云图可知, $\alpha=60^\circ$ 时, $x/L=0$ 即喷管出口截面的角区流向涡量明显增大,通过涡量场的计算定量表明平行四边形构型内部横向回流增强,流动损失增大,验证了上述平行四边形构型的推力、矢量性能下降的分析;同时,在下游流场中的同一截面处, $\alpha=60^\circ$ 时,BDTN 的流向涡量大小及涡的影响范围都较 $\alpha=90^\circ$ 矩形构型有明显的提高,明显增大了气流掺混区域。因此,结合文中第 2.1 节,平行四边形截面的 BDTN 可以在推力损失很小的

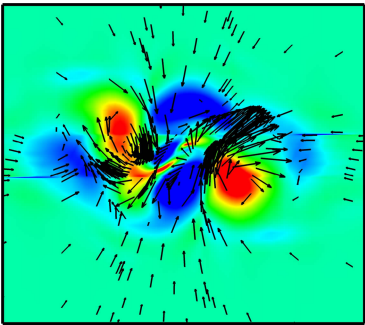


图 13 流向涡的卷吸作用

Fig. 13 Entrainment of the streamwise vortex

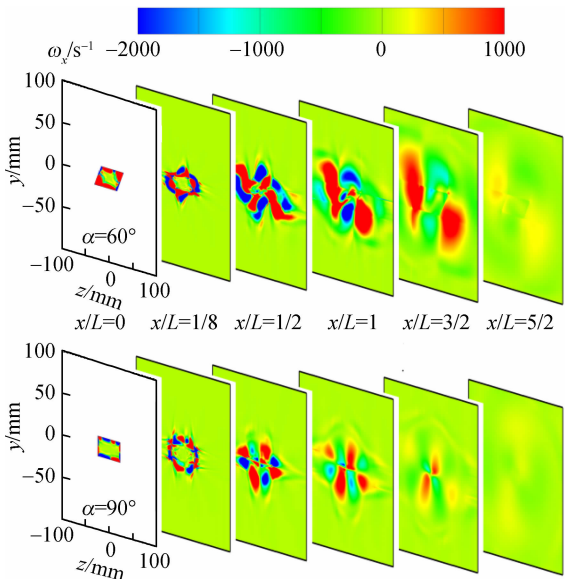
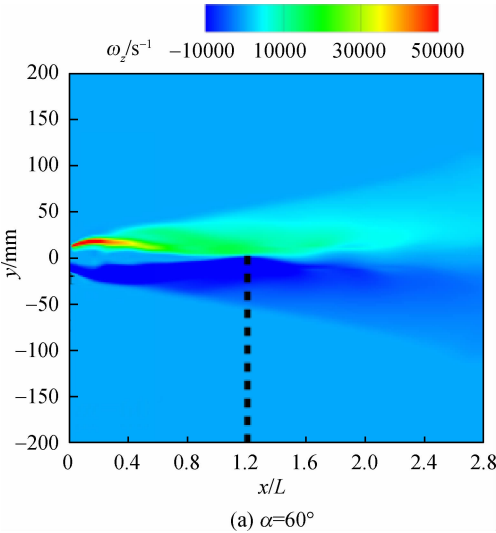


图 14 两种 BDTN 出口射流沿程横截面流向涡量云图

Fig. 14 Streamwise vorticity contours of the cross-sections along the path of jet from the two different BDTN outlets

情况下,大大增加射流掺混效率。

图 15 进一步展示了两构型 BDTN 射流流场中心截面的 $x-y$ 平面展向涡云图,图中 ω_z 表示展向涡量值。射流喷出后,以射流中心线为界,形成一组分别为 $+z$ 和 $-z$ 方向的展向涡对。展向涡与分布杂乱的流向涡不同,其结构较为规则且正负涡边界清晰。射流向下游发展的过程中,展向涡范围逐步扩大而量级减小,在下游某位置处,方向相反的展向涡在射流中心线上交汇。对比涡量云图可以得到, $\alpha=60^\circ$ 时,BDTN 较 $\alpha=90^\circ$ 构型,其上下方向相反的展向涡对在射流中心线上更早地交汇,因此射流中心更快受到扰动,核心区射流与环境气流掺混更快、更剧烈。



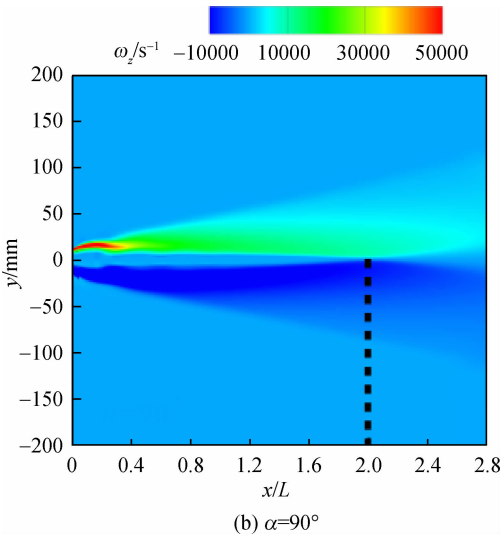


图 15 两种 BDTN 构型出口纵向截面的展向涡量云图
Fig. 15 Spanwise vorticity contours of the vertical section of two different BDTN configurations

提取两种构型 BDTN 出口射流中心线上的涡量绝对值,如图 16 所示,图中 ω_x 表示流向涡量值,流向涡变化幅度较缓和,而展向涡从射流核心区末端位置起开始有明显的起落^[16-18]。 $\alpha=90^\circ$ 时,展向涡量在 $x/L=2.0$ 附近达到最大值; $\alpha=60^\circ$ 时,展向涡量在 $x/L=1.2$ 附近达到最大值。展向涡量峰值位置与图 15 中黑色虚线标记出来的涡对交汇位置一致,这是由于上方 $+z$ 方向的展向涡呈逆时针旋转,而下方 $-z$ 方向的展向涡呈顺时针旋转,两涡在中心线位置交汇时速度方向一致,此时涡量达到最大。此后进入射流发展区,展向大涡开始破碎衰变,涡量不断减小,逐渐耗散为小尺度涡。两种构型相比, $\alpha=60^\circ$ 时,展向涡量幅值位置提前且峰值较 $\alpha=90^\circ$ 矩形出口射流

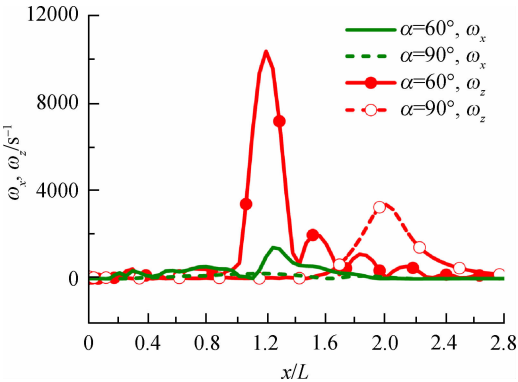


图 16 两种 BDTN 构型的出口射流中心线流向涡量和展向涡量

Fig. 16 Streamwise vorticity and spanwise vorticity of the outlet jet centerline of the two different BDTN configurations

有较大的提高,同时此处流向涡量也明显高于矩形构型。

高速射流从尾喷管喷出后随即与外界低速气流进行掺混,射流速度衰减快慢是衡量掺混效率的标准之一。根据相关试验和理论,射流在任一截面上,纵向速度(沿射流中心线方向)比横向速度大得多,因此,从工程应用的角度,忽略横向速度,以沿射流中心线方向的速度 V_x 表征射流速度特性。图 17 给出了两种构型 BDTN 出口射流中心线速度 V_x 数据,可以看到两种构型喷管出口气流都先经历了波动式的速度衰减,在某位置处开始迅速下降。平行四边形截面 BDTN 出口 V_x 的下降幅度和速度明显快于矩形 BDTN,且 V_x 的迅速衰减的起始位置与涡量分析中的强涡量场位置一致,平行四边形截面 BDTN 射流中心线 V_x 从 $x/L=1$ 左右,即 1 倍喷管长度位置处开始迅速衰减,而矩形截面 BDTN 的 V_x 迅速衰减位置在 2 倍喷管长度位置左右。说明平行四边形 BDTN 出口射流的三维涡在多维旋转更为剧烈,具有更大能量,与环境气流的相互掺混作用更强,射流中心线速度衰减加快,从而有效缩短射流核心区的长度,这对降低 BDTN 的红外辐射信号非常有利。

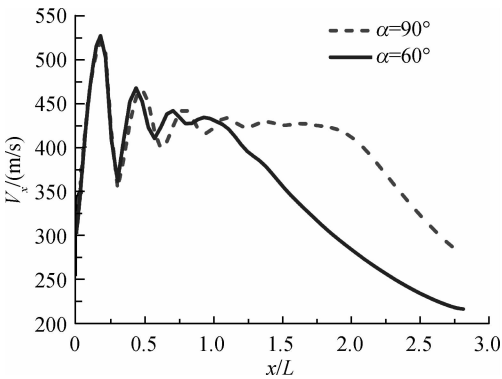


图 17 两种 BDTN 构型的出口射流中心线速度($R_{np}=4$)
Fig. 17 Axial velocity of the outlet jet centerline of the two different BDTN configurations ($R_{np}=4$)

3 结 论

本文提出了一种平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管,通过三维数值仿真方法研究了其流场结构发展过程与气动性能变化规律,并与基准型二元喷管进行对比,有如下结论:

1) 平行四边形截面 BDTN 与矩形截面 BDTN 具有相同的气动参数变化规律,随着落压

比升高,推力系数先增加后减小,在 $R_{np}=4$ 附近达到最大值,俯仰矢量角逐渐减小至稳定值。矢量状态下,平行四边形截面 BDTN 的俯仰矢量角和推力系数较矩形构型有所下降,且 α 越小,矢量角下降越明显;而非矢量状态时,喷管推力系数与流量系数与矩形构型基本一致。

2) $R_{np}=1.5\sim 10$ 的全工况范围内, $\alpha\geq 60^\circ$ 的平行四边形截面 BDTN 可以获得 10° 以上的稳定矢量角,且最大俯仰矢量角均达 15° 以上,可以满足现阶段的推力矢量工程使用需求。旁路次流减少以及壁面倾斜导致的流动损失是气动性能下降的重要原因。

3) 与矩形构型相比,平行四边形截面 BDTN 出口射流具有更大量级的流向涡和展向涡,射流与外部环境气流掺混更为剧烈,射流中心更快受到扰动使得中心线速度衰减更快,可以在推力损失很小的情况下,大大增加射流掺混效率,有效缩短射流核心区长度。

因此,平行四边形截面 BDTN 在保持其固有优点(如推力性能、矢量性能优异、结构简单、质量轻)的基础上,其异型出口对于尾喷射流有明显的增强掺混作用。这对于提高飞行器后向红外隐身性具有重要意义,是考虑飞机-发动机后体一体化设计、高机动性并兼顾低红外特征的未来飞行器的一种解决方案。本文的计算均为冷态计算,为进一步量化该型喷管的射流掺混效率及红外隐身能力,针对高温进口条件下的温度场及性能研究将是接下来的工作重点。

参考文献:

[1] 高翔. 飞行器/排气系统红外辐射及电磁散射特性数值研究[D]. 西安:西北工业大学,2016.
GAO Xiang. Investigation on the infrared radiation and radar scattering characteristics of aircraft and engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[2] 汪洋冰. 基于气动突片的流动强化掺混研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
WANG Yangbing. Research on enhancing flow mixing based on air tabs [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[3] 张乐. 飞翼布局耦合进排气的气动与隐身综合设计研究[D]. 西安:西北工业大学,2016.
ZHANG Le. Research on integrated design of aerodynamic and stealthy performance with intake and exhaust for flying-wing layout[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)

[4] 陈智. 双喉道射流矢量喷管的设计规律及与后机身一体化

的探索[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
CHEN Zhi. Design rules of dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzle and its integration with the afterbody of aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[5] KAREN A D, BOBBY L B, JEFFREY D F. Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle[R]. AIAA-2003-3803, 2003.

[6] MILLER D N, YAGLE P J, HAMSTRA J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365, 1999.

[7] 李明, 徐惊雷, 黄贲洲, 等. 旁路式双喉道无源矢量喷管: CN102434315A[P]. 2012-05-02.

[8] 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)

[9] JEFFREY D F, KAREN A D, MARY L M, et al. Design enhancement of the two-dimensional, dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept [R]. AIAA-2006-3707, 2006.

[10] 高翔, 杨青真, 施永强, 等. 出口形式对双 S 弯排气系统红外特性影响研究[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1726-1732.
GAO Xiang, YANG Qingzhen, SHI Yongqiang, et al. Numerical simulation of radiation intensity of double S-shaped exhaust system with different outlet shapes[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(6): 1726-1732. (in Chinese)

[11] 丁娟, 杨青真, 李翔, 等. 不同出口型式 S 型喷管红外辐射特性研究[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(7): 273-276.
DING Juan, YANG Zhenqing, LI Xiang, et al. Research on the infrared radiation characteristic of S-shaped nozzles with different outlet[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(7): 273-276. (in Chinese)

[12] 高助威, 王娟, 王江云, 等. 基于 Q 判据的不同排气管直径旋流分离器内部涡分析[J]. 石油学报(石油加工), 2018, 34(6): 1172-1180.
GAO Zhuwei, WANG Juan, WANG Jiangjun, et al. Vortex analysis for cyclone separators with different vortex finder diameters on Q criterion[J]. Acta Petrolei Sinica(Petroleum Processing Setion), 2018, 34(6): 1172-1180. (in Chinese)

[13] 许锦锦, 边一帆, 赵马杰, 等. 波瓣混合器的大涡模拟[J]. 工业加热, 2019, 48(1): 35-41.
XU Jinjing, BIAN Yifan, ZHAO Majie, et al. Large eddy simulation of lobed mixer[J]. Industrial Heating, 2019, 48(1): 35-41. (in Chinese)

[14] 林国华, 傅德薰, 庄达民. 混合流场控制的大涡模拟[J]. 航空学报, 2001, 22(3): 247-249.
LIN Guohua, FU Dexun, ZHUANG Damin, et al. Large-

eddy simulation of a spatially developing mixing layer control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22 (3): 247-249. (in Chinese)

[15] 张强. 流向涡与机翼相互作用规律的实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

ZHANG Qiang. Experimental study of interaction law between streamwise vortex and airfoil[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[16] 蒋平, 郭印诚, 张会强, 等. 矩形射流中的流向涡分布特性及作用[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2005, 45 (8): 1110-1113.

JIANG Ping, GUO Yincheng, ZHANG Huiqiang, et al. Distribution and function of streamwise vortices in rectangular jet flows[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2005, 45(8): 1110-1113. (in Chinese)

[17] LUGINSLAND T, GALLAIRE F, KLEISER L. Impact of rotating and fixed nozzles on vortex breakdown in compressible swirling jet flows[J]. *European Journal of Mechanics; B Fluids*, 2016, 57(1): 214-230.

[18] VOLKOV K N, EMEL'YANOV V N, DENISIKHIN S V. Formation of vortex structures in the prenozzle space of an engine with a vectorable thrust nozzle[J]. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2016, 89(3): 652-661.

(编辑: 王碧琚)