

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220775-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220775

高超声速杆-盘-自耦合冲压横向射流概念的 减阻防热数值模拟

王子玉, 方蜀州, 郭建, 倪子健
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 对高超声速杆-盘-自耦合冲压横向射流构型的减阻防热效果进行数值模拟。相比单纯减阻杆-气动盘, 杆-盘-自耦合冲压横向射流构型将剪切层推离壁面, 扩大了靠近钝体的回流区, 并将分离激波推离减阻杆, 再附激波强度明显减弱, 组合构型减阻防热特性显著提高。研究了杆-盘-自耦合冲压横向射流构型的减阻防热机理, 并研究了不同参数对减阻防热效果的影响: 在研究范围内, 侧向排气口角度从 30° 增加到 90°, 减阻防热效果不断提升, 但是当侧向排气角度从 90° 增加到 120°, 减阻防热效果略有降低。对于侧向多排气口, 第二侧向排气口距离钝体壁面越远, 减阻防热性能越好。在研究范围内, 减阻防热效果最好的构型, 与同参数减阻杆-气动盘构型相比, 钝体壁面斯坦顿数峰值降低 39.7%, 构型阻力系数降低 19.3%。

关 键 词: 高超声速; 减阻杆-气动盘; 自耦合冲压横向射流; 减阻防热; 计算流体力学
中图分类号: V423.9 **文献标志码:** A

Numerical simulation on drag and heat reduction of hypersonic spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet concept

WANG Ziyu, FANG Shuzhou, GUO Jian, NI Zijian

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The drag and heat reduction effect of hypersonic spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet configuration was numerically simulated. Compared with the simple spike-aerodisk, the spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet configuration pushed the shear layer away from the wall, enlarged the recirculation zone near the blunt body, and pushed the separating shock away from the spike. The strength of the attachment shock was significantly weakened, and the drag and heat reduction characteristics of the combined configuration were significantly improved. The drag and heat reduction mechanism of the spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet configuration was studied, and the influences of different parameters on the drag and heat reduction effect were discussed. Within the study range, the drag and heat reduction effect was continuously improved when the lateral jet angle increased from 30° to 90°, but when the lateral jet angle increased from 90° to 120°, the drag and heat reduction effect decreased slightly. For lateral multiple jets, the farther the second lateral jet was from the blunt body wall surface, the better the drag and heat reduction performance. The configuration with the best drag and heat reduction effect was compared with the configuration with the same parameter spike-aerodisk, finding that the peak value of Stanton number on blunt body wall was reduced by 39.7%, and the drag coefficient of configuration was reduced by 19.3%.

收稿日期: 2022-10-08

作者简介: 王子玉(1997—), 男, 博士生, 主要从事高超声速飞行器气动热力学研究。

通信作者: 方蜀州(1968—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事高超声速飞行器气动热力学研究。E-mail: fsz@bit.edu.cn

引用格式: 王子玉, 方蜀州, 郭建, 等. 高超声速杆-盘-自耦合冲压横向射流概念的减阻防热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220775. WANG Ziyu, FANG Shuzhou, GUO Jian, et al. Numerical simulation on drag and heat reduction of hypersonic spike-aerodisk-self-coupled stamping lateral jet concept[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220775.

Keywords: hypersonic; spike-aerodisk; self-coupled stamping lateral jet; drag and heat reduction; computational fluid dynamics

高超声速飞行器技术的发展是人类进入太空之后的另一里程碑。当今高超声速飞行器对减阻和防热性能的要求日益突出^[1]。目前常见的减阻防热技术主要包括能量沉积^[2]、迎风凹腔^[3-4]、发汗冷却^[5]、逆向喷流^[6]、减阻杆及其组合技术^[7-9]等。

减阻杆是在钝体驻点处增加一根细长圆柱形杆,在引入减阻杆后,钝体上游流场发生显著变化:一方面较弱的锥形斜激波取代强弓形激波;另一方面,其导致边界层和减阻杆表面分离,产生再循环区将钝体和来流分开,从而导致阻力降低^[10]。最早的减阻杆研究可追溯到 20 世纪 50 年代^[11]。Mehta^[12]研究了高超声速条件下,减阻杆长度对钝体减阻防热性能的影响,结果表明减阻杆长度越长,其减阻效果越好。随后,Mehta^[13]又发现不同减阻杆长度可能会引起流场振荡。为了解决这些问题,Kobayashi 等^[14]在减阻杆中部安装多个气动盘,提高了减阻杆的稳定性,另外一些学者在减阻杆头部安装了气动盘,从而进一步实现了减阻防热^[10,15]。

Jiang 等^[16]和 Liu 等^[17]提出了侧向喷流与减阻杆结合的新构型,结果表明,组合构型避免了再附激波和斜激波在钝体肩部相互作用,有效地实现了减阻和防热,并且在攻角 $\alpha=4^\circ$ 钝体壁面压力峰值仍能减小 65%。朱亮等^[18-20]采用数值模拟的方法进一步研究了减阻杆长度、侧向喷流总压及喷流位置等因素对钝体减阻防热性能的影响。

值得注意的是,虽然组合构型对减阻防热性能有很大提升(组合构型相对于基准构型减阻和防热效果均能提升 45% 以上)^[18],但是侧向喷流需要携带工质,在实际工程中实现难度很大。而杆-盘-自耦合冲压横向射流组合构型不需要携带工质,这提升了新方案的可行性。所以本文对杆-盘-自耦合冲压横向射流组合构型进行了研究,该构型是指在减阻杆头部开槽引气,中部排气,类似于侧向喷流作用,来达到减阻防热目的。本文主要针对减阻杆槽道结构采用计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)数值模拟方法进行研究,主要研究参数有侧向排气孔角度和双侧向排气孔位置。

1 物理模型和数值方法

1.1 物理模型

本文的减阻杆槽道组合构型如图 1 所示。定义钝体直径 $D=40\text{ mm}$, θ 为钝体壁面与对称轴所夹角,减阻杆长度为 $L=2D$,侧向排气孔位置中心距离钝体壁面为 L_j ,以 L_j 与 L 的比值 L_r 来确定侧向排气口位置,减阻杆直径 $D_s=0.1D$,气动盘直径 $D_d=0.3D$,槽道直径 $D_c=0.075D$,气动盘开槽引气收敛壁面与对称轴所形成的收敛半角 $\varphi=60^\circ$,侧向排气孔宽度为 W ,侧向排气孔是周向的槽孔。如图 1 中截面图所示,槽孔连接的壁厚为 δ ,当该厚度趋近于零,可简化为二维流场。

选取飞行高度为 30 km 的来流条件,飞行马赫数为 6,来流压力为 1 197 Pa,来流温度为 226.5 K。

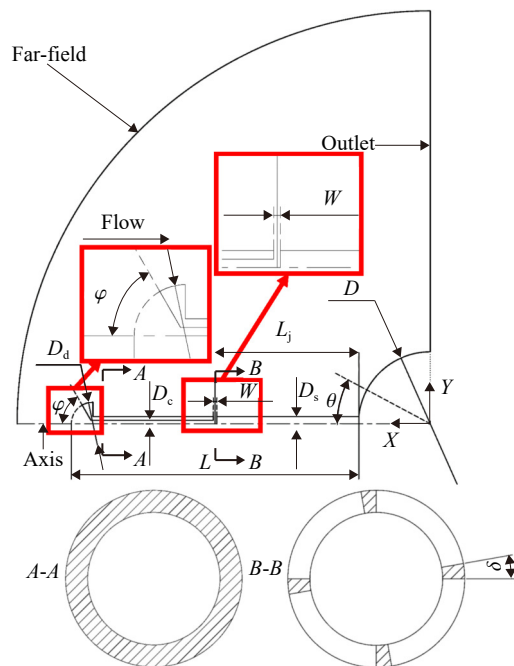


图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

1.2 数值方法

本文基于来流攻角为 0° , 所以为减小计算量,采用二维轴对称 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)模型,选择密度基、双精度、隐式求解器,使用 advection upstream splitting method (AUSM) 格式计算通量,二阶迎风格式进行空间离散。湍流模型采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型,假设空气为理想气体,黏性选择 Sutherland 公式

拟合。经计算,本文中最高温度不超过 2 500 K,因此不考虑化学反应,只考虑高温真实气体效应带来的比定压热容变化,并用分段 7 次多项式拟合。

2 网格无关性分析和算例验证

2.1 网格无关性分析

选取文中第 2.1 节中所述物理模型为网格无关性分析对象,侧向排气孔宽度 $W/D_c=1/3$ 。组合构型的网格如图 2 所示,计算网格全部采用结构网格。为准确计算壁面热流密度,计算域中壁面法向第 1 层网格高度 y^+ 保持在 1 附近。一共设置了粗网格、中等网格和细网格这 3 套网格,钝体壁面法向第 1 层网格参数见表 1。

不同密度网格钝体壁面热流结果和压力结果对比分别如图 3 和图 4 所示。对壁面压力进行无量纲化,压力系数为:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2} \tag{1}$$

式中 p 为壁面压力, p_∞ 、 ρ_∞ 、 v_∞ 分别为自由来流静

压、密度、速度。对壁面热流进行无量纲化,并用斯坦顿数 St 表示:

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w) \rho_\infty v_\infty c_p} \tag{2}$$

$$T_{aw} = T_\infty \left\{ 1 + [(\gamma - 1) / 2] Ma^2 Pr^{1/3} \right\} \tag{3}$$

式中 q_w 为壁面热流密度, T_{aw} 为绝热壁温, T_w 为壁温, c_p 、 γ 、 Ma 、 Pr 、 T_∞ 分别为自由来流比定压热容、比热比、马赫数、普朗特数和温度,其中普朗特数设为 0.71^[21]。

由图 3 和图 4 可以看出,随着 θ 的增大,钝体壁面压力系数和斯坦顿数整体上呈先增大后减小的趋势,并均在头部取得最小值,肩部取得最大值。不同密度网格计算结果较为一致,只有在肩部粗网格斯坦顿数计算误差较大,而中等网格和细网格计算结果差别很小,为保证计算精度的同时节省计算资源,本文选择中等网格。

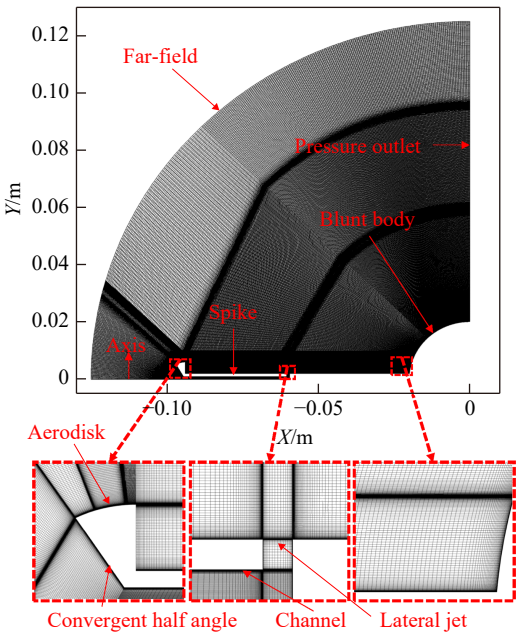


图 2 计算网格
Fig. 2 Computational grids

表 1 网格信息
Table 1 Grid information

类型	网格数量	壁面第 1 层网格高度/ 10^{-5} m
粗网格	220 525	3.5
中等网格	316 262	1
密网格	355 274	0.5

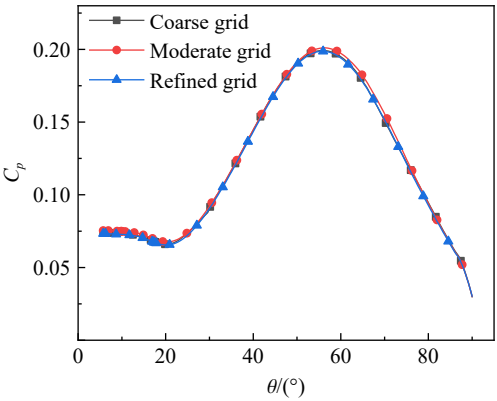


图 3 不同网格钝体壁面压力系数分布
Fig. 3 Pressure coefficient distributions along blunt body surface for different grids

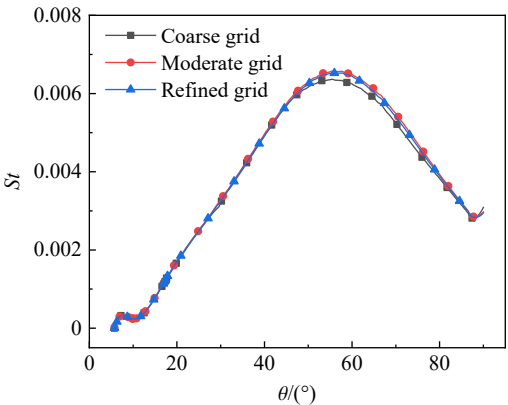


图 4 不同网格钝体壁面斯坦顿数分布
Fig. 4 Stanton number distributions along blunt body surface for different grids

2.2 算例验证

为了检验本文数值计算方法的正确性,与带气动盘的减阻杆实验结果进行对比验证^[22],并且为进一步验证网格无关性,采用了与文中第 2.1 节相同的 3 套网格进行研究。实验模型钝体半径为 40 mm,减阻杆总长度为 80 mm,头部气动盘半径为 3 mm,自由来流马赫数为 5.7,静压为 2 179 Pa,静温为 147.6 K。

实验纹影图与数值计算云图对比如图 5 所示。由图中可以看出,本文的数值计算结果准确地捕捉到了气动盘头部脱体弓形激波、剪切层、钝体肩部再附激波等复杂流场结构。此外,还对比了钝体壁面热流密度分布情况,如图 6 所示(图中 S 为钝体周长, R 为钝体半径)。由图中可以看出,热流密度计算结果与实验分布规律符合很好。仿真结果在钝体两侧误差较大,但是在钝体肩部很好地捕捉了壁面热流密度峰值。另外,对比 3 套网格的模拟数据和实验数据不难发现,中等密度网格和密网格相差较小,且与实验结果差别不大,粗网格与实验结果差别较大,这与文中第 2.1 节网格无关性验证结论相同。因此,本文采用的数值计算方法和中等网格可以准确可靠地模拟高超声速减阻杆绕流。

本文采用的杆-盘-自耦合冲压横向射流组合构型,在侧向排气孔处的流动类似于侧向喷流,因此对侧向喷流进行数值方法验证。选取 Spaid 等^[23]的实验结果进行侧向喷流算例验证,该实验已经有相关研究人员采用侧向喷流算例验证^[19]。实验模型为平板喷流,自由来流马赫数为 4.54,总压为 373 006 Pa,总温为 319.44 K,侧向喷流马赫数为 1,总压为 69 774 Pa,工质为 N_2 。

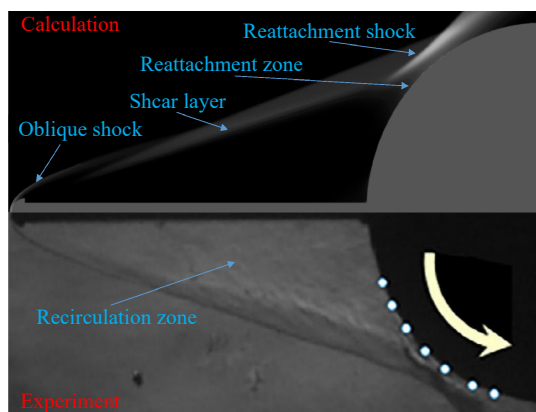


图 5 实验纹影图像与计算云图对比

Fig. 5 Comparison of experimental schlieren image and computational contour

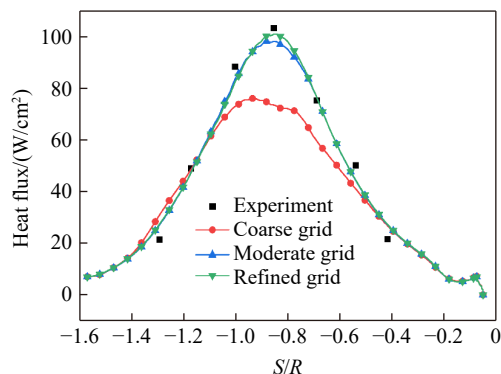


图 6 计算与实验钝体壁面热流密度对比

Fig. 6 Comparison of heat flux along blunt body surface between computational and experimental results

实验流场示意图如图 7 所示,数值模拟马赫数云图如图 8 所示。从图中可以看出,该模拟结果不仅捕捉到了弓形激波、再附激波、马赫盘、桶状激波、三波点等复杂流场结构,还捕捉到了超声速来流与侧向喷流相互作用发生的边界层分离进而引发的分离激波,侧向喷流前后区域产生的 3 个大小不一的回流区。图 9 对比了壁面压力分布情况(实验数据来源于文献^[23],图中 p_{ref} 为参考压力)。从图中可以看出压力计算结果与实验分布规律十分吻合,进一步定量地展示了数值

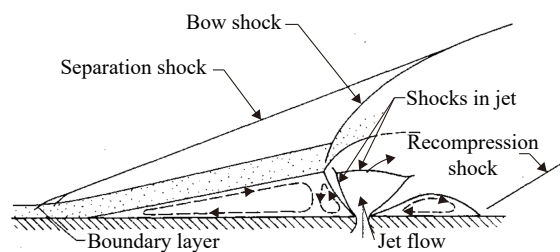


图 7 横向射流与超声速来流相互作用示意图^[23]

Fig. 7 Sketch of interaction between lateral jet and supersonic incoming flow^[23]

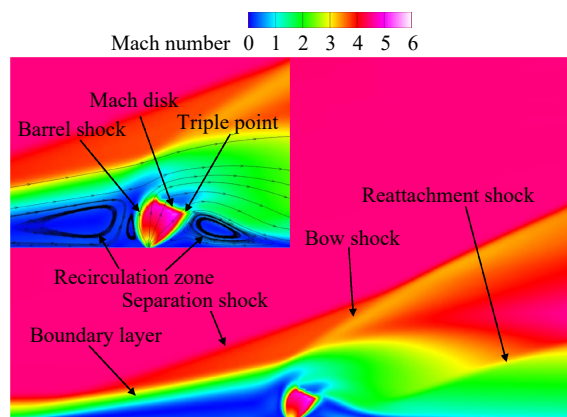
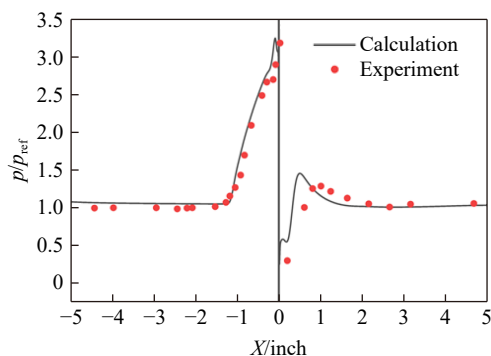


图 8 侧向射流计算马赫数云图

Fig. 8 Computational Mach number contour of lateral jet

图 9 计算与实验结果壁面压力对比^[23]Fig. 9 Comparison of pressure along surface between computational and experimental results^[23]

模拟的可靠性。综上所述,本文采用的数值计算方法可以准确可靠地模拟超声速流场下减阻杆-气动盘-侧向喷流复杂流场。

3 结果与讨论

3.1 杆-盘-自耦合冲压横向射流组合构型流场特征研究

本节选取杆-盘-自耦合冲压横向射流组合构型各参数与文中第 2.1 节相同,侧向排气孔位置 $L_{r1}=0.5$, $L_{r2}=0.7$,侧向排气孔角度 $\varphi_j=90^\circ$,基准构型为同参数的减阻杆-气动盘构型。对比分析两者流场特征,图 10 给出了马赫数和压力云图以及流线图。

在图 10 减阻杆-气动盘构型中,自由来流经过气动盘的压缩形成强度较强的弓形激波,随后该激波被气动盘转化为激波角 $\beta=22^\circ$ 的前缘激波。

自由来流沿气动盘壁面继续流动随后在气动盘尾部发生流动分离,形成向右下方倾斜的剪切层(由于图中所指位置在跨过流线时其速度明显变化,故认为该处为剪切层),然后再附到减阻杆,在靠近气动盘尾部形成了一个小的回流区并形成了一道上游再附激波。此时自由来流继续沿着减阻杆流动,由于逆压梯度的存在,导致自由来流在减阻杆中部再次发生流动分离,产生了向右上方倾斜的剪切层和一道分离激波,该剪切层最终再附于钝体肩部,形成了如图所示的再附激波。靠近钝体的剪切层、减阻杆壁面、钝体壁面形成了低速回流区。

对比于杆-盘-自耦合冲压横向射流构型,流场结构发生明显变化。首先,由于气动盘头部开槽引气口的作用,其前缘激波角 β 增加到了 26° 。激波强度取决于来流马赫数和激波角,且激波角与流动转折角正相关,故前缘激波角 β 的增加意味着弓形激波强度增加,来流经弓形激波后马赫数损失更大,这有利于降低再附激波强度,但是,弓形激波强度增大会导致气动盘处热流密度增加。观察图 11 来研究槽道内部流动,自由来流经过气动盘前弓形激波压缩后马赫数瞬间减小,降为亚声速流动,随着气动盘头部开槽引气收敛段截面缩小,来流经过收敛段部分由于截面变化引起的顺压梯度开始逐渐加速至 $Ma=0.9$,在左侧槽道后端逐渐加速至超声速。在左侧排气口,此时由于左侧排气口受右侧槽道部分的阻碍作用,形成压缩波,导致槽道内来流减速至亚声速,高压区也在此处产生,压力为 45 000 Pa,左侧排气

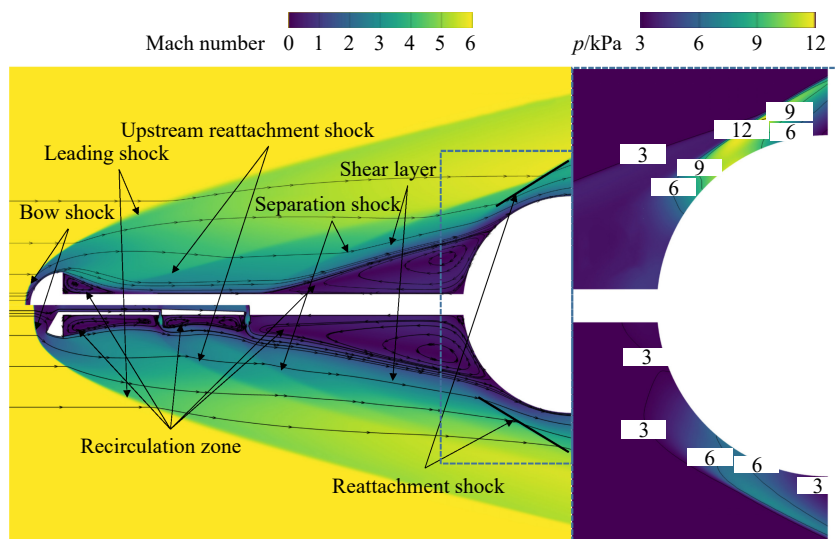


图 10 流场马赫数和压力云图比较

Fig. 10 Comparison of Mach number and pressure contours

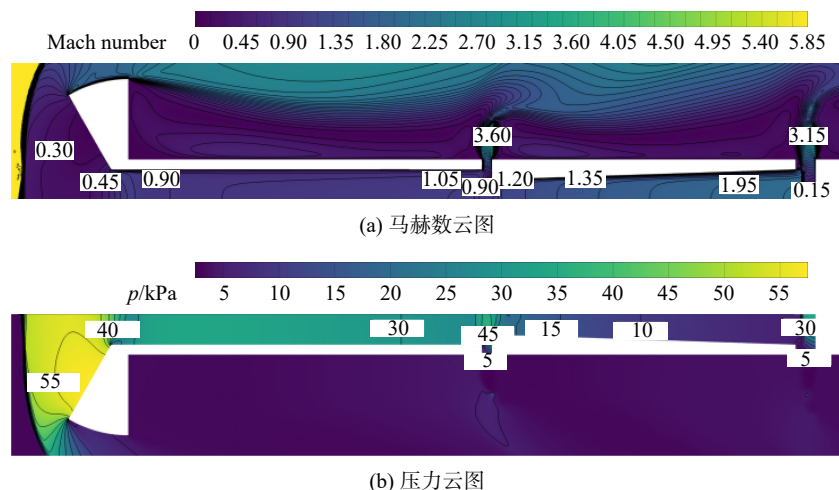


图 11 槽道内部流场马赫数和压力云图

Fig. 11 Mach number and pressure contours in channel

口外压力为 5 000 Pa, 远小于高压区压力, 使得在左侧排气口形成了欠膨胀射流, 该射流最终加速至 $Ma=3.6$ 。来流继续在槽道右侧流动, 由于左侧排气口的高压区在右侧槽道部分形成了膨胀波, 来流不断加速至超声速, 压力不断减小至 10 000 Pa, 而后由于右侧槽段末端的阻碍作用, 导致再次形成压缩波来流在此处不断减速至亚声速 $Ma=0.15$, 压力为 30 000 Pa, 同样的, 此时外界压力仍为 5 000 Pa, 小于高压区压力, 导致了在右侧排气口欠膨胀射流的形成, 该射流最终加速至 $Ma=3.15$ 。值得注意的是, 在减阻杆上的侧向排气孔处, 由于侧向排气作用, 导致来流在侧向排气孔前发生流动滞止效应, 减阻杆上的热流密度也可能增加。结合图 10 由于左侧侧向排气口的作用, 导致本应再附到减阻杆上的剪切层并未再附到减阻杆上, 而是被推离减阻杆, 气动盘后的回流区也随之扩大, 并且导致了上游再附激波滞后产生。左侧排气孔和右侧排气孔之间形成了一个新的回流区。由于右侧排气孔的作用, 再附到钝体的剪切层被推离减阻杆, 靠近钝体的回流区明显增大, 仔细对比两种构型来流经再附激波后的流动转折角, 明显发现杆-盘-自耦合冲压横射流构型的流动转折角更小, 这有利于减阻防热性能的提升。另外, 在图 10 中还有一点值得注意, 仔细观察钝体前再附激波发现: 减阻杆-气动盘构型钝体前再附激波和分离激波在钝体肩部发生相互作用, 对比新构型该现象由于右侧排气孔推离剪切层导致剪切层提前分离, 分离激波提前产生导致再附激波和分离激波在钝体肩部未相互作用。

为进一步研究新构型的减阻防热机理, 对其

进行定量评估, 图 12 和图 13 分别定量显示了钝体壁面的压力系数和斯坦顿数分布。对比两图发现: 压力系数和斯坦顿数变化趋势类似, 总体上都呈现先上升后下降的趋势, 而造成这一现象从图 10 右侧压力等值线图中可以找到原因: 在钝体

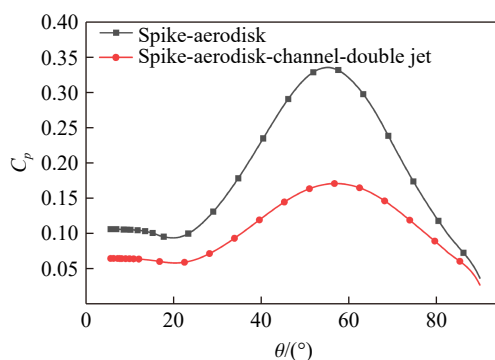


图 12 不同构型沿钝体壁面压力系数对比

Fig. 12 Comparison of pressure coefficient along blunt body surface for different configurations

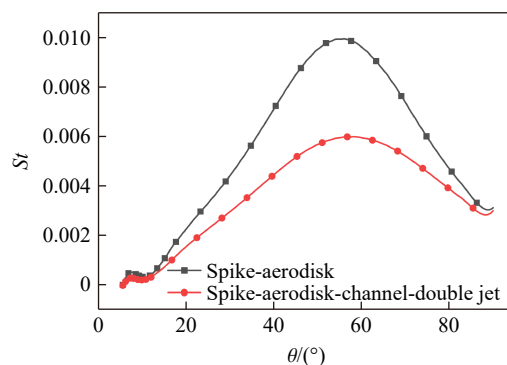


图 13 不同构型沿钝体壁面斯坦顿数对比

Fig. 13 Comparison of Stanton number along blunt body surface for different configurations

上游, 由于剪切层再附到壁面上, 高速来流冲击壁面形成了一系列压缩波, 导致来流经其压缩压力、热流不断上升; 而在钝体下游, 由于钝体表面形状变化, 造成流道扩张, 形成了一系列膨胀波, 来流经膨胀波之后压力、热流不断降低, 这也就导致了钝体压力系数、斯坦顿数峰值都出现在钝体肩部附近。对比压力系数和斯坦顿数峰值, 可以发现, 新构型相比减阻杆-气动盘构型的压力系数峰值降低了 49.0%, 斯坦顿数峰值降低了 39.7%。结合前面的流场分析可以找到造成这一现象的原因: 一方面, 新构型钝体前再附激波强度降低, 另一方面, 新构型避免了分离激波和钝体前再附激波相互作用。另外, 斯坦顿数峰值点从 $\theta=55.97^\circ$ 后移至 $\theta=58.3^\circ$, 这是由于新构型引入的侧向排气口将剪切层推离减阻杆, 导致了剪切层再附到钝体壁面的位置向下游移动。

图 14 给出了两种构型的阻力系数, 阻力系数的产生分成了 3 个部分: 气动盘、槽道、钝体, 其中新构型气动盘开槽部分所产生的阻力归于气动盘, 减阻杆所产生的阻力过小不予单独显示, 仅计算在总阻力中, 侧向排气孔所产生的阻力归于槽道。阻力系数定义为:

$$C_d = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (4)$$

其中 F_x 为总阻力, S_{ref} 为参考面积, 定义为 $\pi D^2/4$ 。对比两种构型阻力系数可以发现: 在减阻杆-气动盘构型中钝体产生的阻力占主要部分, 而新构型中气动盘产生的阻力明显增加, 但钝体产生的阻力明显减小, 槽道阻力占比很小。造成这一现象

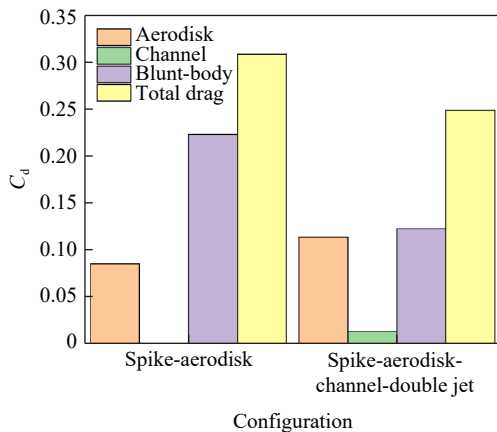


图 14 不同构型阻力系数对比

Fig. 14 Comparison of drag coefficients for different configurations

的原因是: 前缘激波角 β 增加, 弓形激波强度增加, 气动盘阻力增加, 槽道与来流平行, 导致其阻力占比很小, 钝体阻力减小原因与上文压力系数、斯坦顿数峰值减小原因相同。新构型较减阻杆-气动盘构型阻力系数降低 19.3%, 这是由于虽然新构型明显增加了气动盘阻力, 但是钝体阻力始终占比最大, 并且新构型对钝体阻力降低明显。

从以上讨论可知: 新构型相比减阻杆-气动盘构型能够在高超声速条件下, 进一步提升减阻防热性能。

3.2 侧向排气孔角度研究

本节研究了侧向排气孔角度对杆-盘-自耦合冲压横向射流构型减阻防热性能的影响, 侧向排气孔角度示意图如图 15 所示。数值计算了 6 种不同侧向排气孔角度的构型, 即 φ_j 取 30° 、 45° 、 60° 、 75° 、 90° 和 120° 。其中, 槽道直径设为 $D_c/D=0.075$, 侧向排气孔宽度设为 $W/D_c=1/3$ 。

图 16 给出了不同侧向排气孔角度下流场马赫数云图及流线图。由图可知, 侧向排气孔角度主要影响槽道内及侧向排气处的流场和钝体前回流区的大小。从图中可以看出: 在 φ_j 为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内, 随着侧向排气孔角度的增加, 侧向排气所形成的桶状激波高度随之增加, 推离剪切层远

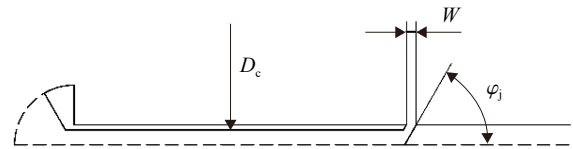
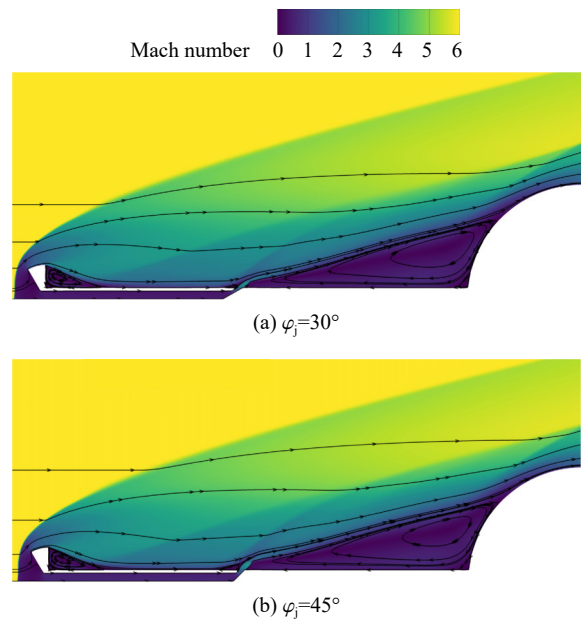


图 15 侧向排气孔角度示意图

Fig. 15 Sketch of jet angle



(b) $\varphi_j=45^\circ$

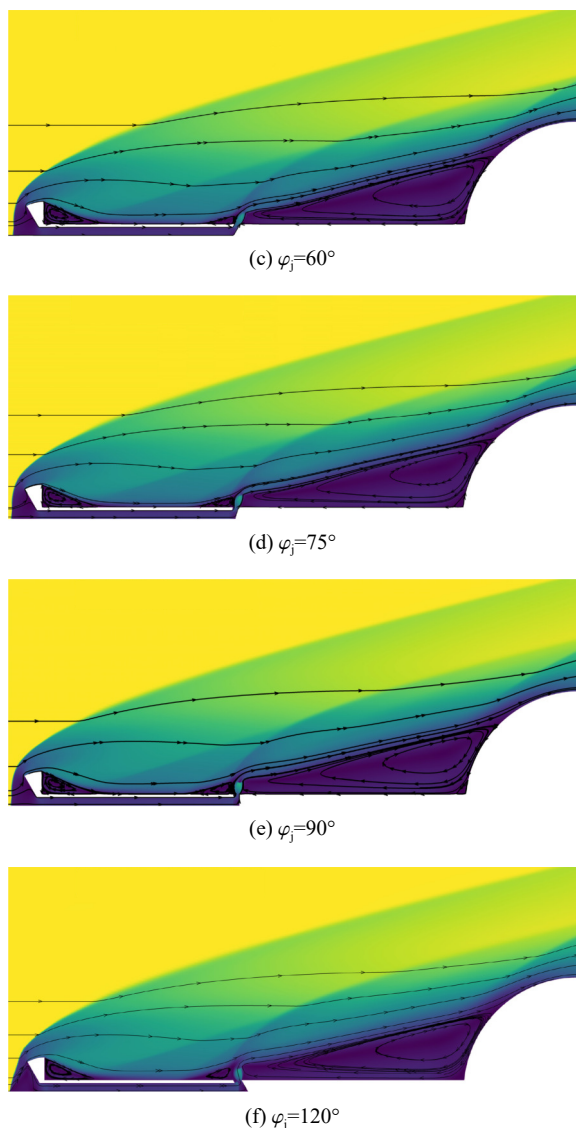


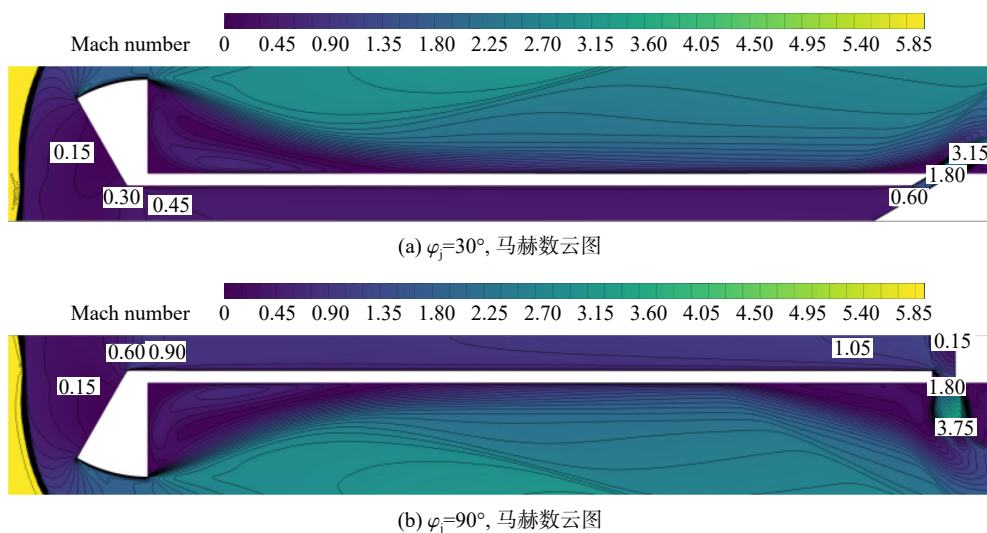
图 16 不同侧向排气孔角度下流场马赫数云图

Fig. 16 Mach number contours for different jet angles

离减阻杆的效果越来越明显,侧向排气孔前和钝体前回流区明显增大,再附激波角略有减小,再

附激波强度略有降低,但是当 φ_j 从 90° 增加到 120° 时,桶状激波高度开始减小,侧向排气效果削弱。图 17 对比不同侧向排气口角度槽道内部流动情况:在 $\varphi_j=30^\circ$ 的情况下,来流经气动盘头部弓形激波减速增压后速度降低更多,压力更高,且在槽道内部没有明显加速,始终为亚声速流动,而 $\varphi_j=90^\circ$ 时,来流在槽道内部流动类似于前一节,在槽道后半段逐渐加速至超声速,压力也随之逐渐降低。两者均在槽道尾部压力达到 50 000 Pa,随后在侧向排气口形成高度欠膨胀波,以超声速排出,不同的是 $\varphi_j=90^\circ$ 的构型侧向排气的气体所达到速度更高。造成侧向排气口角度 $\varphi_j=90^\circ$ 时侧向排气效果最明显的原因如图 18 所示:侧向排气口角度 $\varphi_j=90^\circ$,槽道内质量流量的增大,进而导致侧向排气效果最明显。从图 17 中可以看出,由于侧向排气孔的角度不同使得在槽道入口部分压力有着明显差别,当 $\varphi_j=30^\circ$ 时其入口压力为 50 000 Pa 左右,当 $\varphi_j=90^\circ$ 时其入口压力为 40 000 Pa 左右,这可能导致了不同侧向排气口角度下槽道内部质量流量不同。而侧向排气效果越明显,钝体前回流区越大,再附激波强度越弱,这有利于新构型减阻防热性能的提升。

为进一步研究侧向排气孔角度对新构型减阻防热性能的影响,图 19 和图 20 定量显示了不同侧向排气口角度下钝体壁面压力系数和斯坦顿数的分布。从两图中发现:在 φ_j 取 $30^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,随着侧向排气孔的角度的增加,钝体壁面压力系数和斯坦顿数明显降低,尤其是在钝体肩部下降最为明显,当侧向排气孔角度 $\varphi_j=30^\circ$ 增加到 $\varphi_j=90^\circ$,钝体壁面压力系数峰值降低 15.0%,斯坦顿数峰值降低 9.0%,斯坦顿数峰值点位置从 57.40°



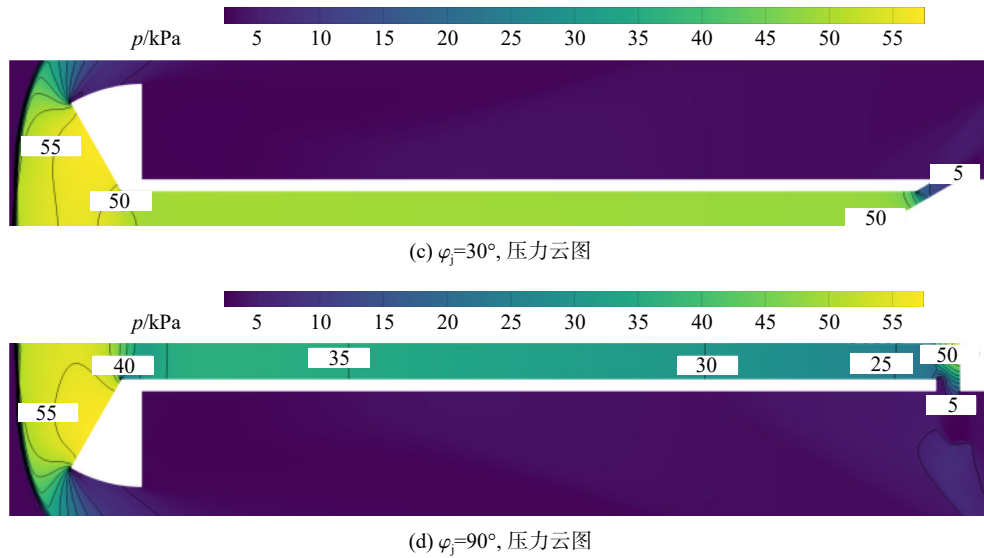


图 17 槽道内部流场马赫数和压力云图

Fig. 17 Mach number and pressure contours in channel

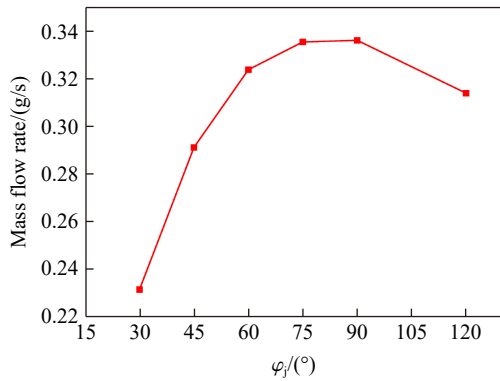


图 18 不同侧向排气孔角度槽道内质量流量对比

Fig. 18 Comparison of mass flow rate in channel for different jet angles

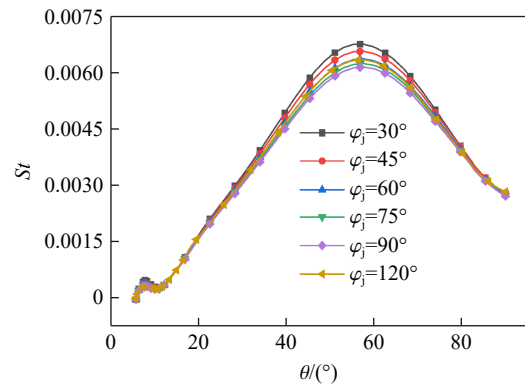


图 20 不同侧向排气孔角度下钝体壁面斯坦顿数对比

Fig. 20 Comparison of Stanton number along blunt body surface for different jet angles

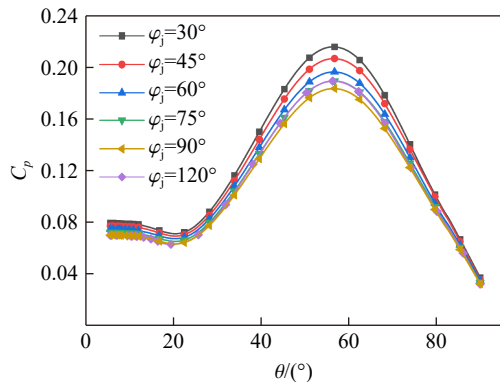


图 19 不同侧向排气孔角度下钝体壁面压力系数对比

Fig. 19 Comparison of pressure coefficient along blunt body surface for different jet angles

向下游移动到 57.68° 。造成钝体壁面压力系数和斯坦顿数峰值下降明显的原因是: 结合前面的流场分析, φ_j 在 $30^\circ \sim 90^\circ$ 范围内, 侧向排气孔角度越

大, 侧向排气效果越明显, 侧向排气孔处形成的桶状激波高度越高, 推离剪切层远离减阻杆效果越明显, 钝体前回流区增大越明显, 再附激波角越小, 导致钝体壁面压力系数和斯坦顿数峰值明显减小。而随着 φ_j 从 90° 增加到 120° 侧向排气效果开始减弱, 导致钝体壁面的压力系数峰值升高 3.0%, 斯坦顿数峰值升高 3.0%, 斯坦顿数峰值点向上游移到 57.28° 。

进一步, 图 21 给出了不同侧向排气孔角度构型的阻力系数。由图可知, 在 φ_j 取 $30^\circ \sim 90^\circ$ 范围内, 随着侧向排气孔角度的增加, 构型总阻力系数不断降低, 这主要是因为钝体壁面产生的阻力不断降低。此外, 槽道部分产生的阻力略微增加, 但是其对总阻力的影响很小。侧向排气孔角度从 $\varphi_j=30^\circ$ 增加到 $\varphi_j=90^\circ$, 构型总阻力系数降低

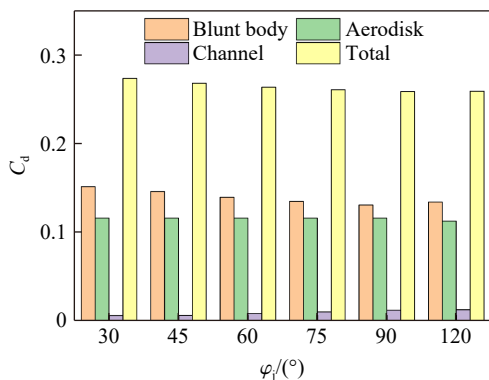


图 21 不同侧向排气孔角度的阻力系数对比

Fig. 21 Comparison of drag coefficients of different jet angles

5.4%。但是当 ϕ_j 从 90° 增加到 120° , 阻力系数几乎没有变化。

从以上讨论可知, 在本小节研究的参数范围内, 侧向排气孔角度 $\phi_j=90^\circ$ 的钝体壁面斯坦顿数峰值和构型阻力系数最小, 相比于文中第 3.1 节中同参数的减阻杆-气动盘构型, 阻力系数降低 16.0%, 斯坦顿数峰值降低 37.9%。

3.3 双侧向排气孔位置的影响

本节研究了双侧向排气孔位置对杆-盘-自耦合冲压横向射流构型减阻防热性能的影响。双侧向排气孔位置示意图如图 22 所示。第一段平直槽道直径设为 $D_c=0.075D$, 第二段扩张槽道中, 槽道喉部直径 $D_t=0.050D$, 最大直径 $D_m=0.075D$ 。侧向排气孔角度 $\phi_j=90^\circ$ 。第一段为等直径圆孔直管, 采用的是大直径圆孔, 这是为了能够在槽道中引入更多气体; 二者接头处有迎风台阶的原因是为了能够在左侧侧向排气孔处对槽道内部的气体进行减速增压增强左侧侧向排气作用; 第二段为略带扩张的圆孔直管, 为了进一步加速槽道内气体, 增强右侧侧向排气的穿透作用。两个侧向排气孔宽度分别为 $W_1=1/6D_c$, $W_2=1/3D_c$; L_{r1} 和 L_{r2} 分别为两个侧向排气孔中心距钝体壁面之间距离 L_{j1} 和 L_{j2} 与减阻杆总长度 L 的比值。数值计算了 4 种

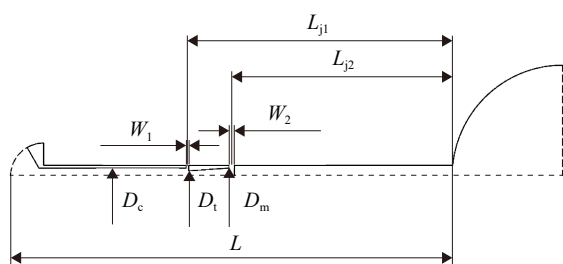


图 22 双侧向排气孔几何模型

Fig. 22 Physical model for double jets

不同位置的双侧向排气孔的构型, 如表 2 所示。

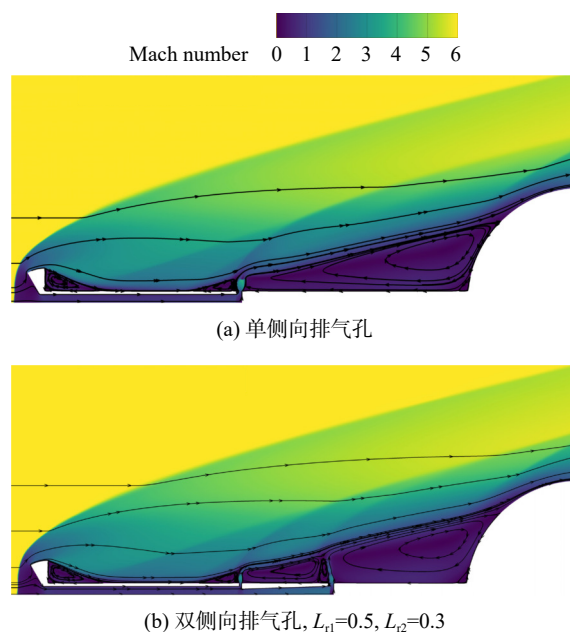
表 2 双侧向排气孔构型计算工况

Table 2 Cases for working conditions for double jets

计算工况	L_{r1}	L_{r2}
Case-1	0.5	0.3
Case-2	0.5	0.4
Case-3	0.6	0.5
Case-4	0.7	0.5

图 23 给出了杆-盘-自耦合冲压横向射流双孔构型流场马赫数云图及流线图, 可以看出, 相比单侧向排气孔构型, 双侧向排气孔构型的流场发生了明显的改变。对于双侧向排气孔位置 $L_{r1}=0.5$ 、 $L_{r2}=0.3$ 和 $L_{r1}=0.5$ 、 $L_{r2}=0.4$ 的构型, 由于第二个侧向排气孔的作用, 导致钝体前回流区被分为两部分, 但是被分开的两个回流区和单侧向排气孔所形成的一个靠近钝体壁面的回流区大小基本一致。这是由于靠近钝体的侧向排气口处的桶状激波高度有限, 没有进一步推离剪切层远离减阻杆, 所以这两种构型的靠近钝体的侧向排气口效果不明显。而对于 $L_{r1}=0.6$ 、 $L_{r2}=0.5$ 的构型, 相比单侧向排气孔, 剪切层在减阻杆上的分离进一步向上游提前, 侧向排气推离剪切层远离减阻杆效果更加显著, 侧向排气孔上游原本一个较小的回流区被分为两个较小的回流区。当 $L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 时, 侧向排气孔和气动盘之间形成一整个回流区, 减阻杆全部被回流区所包裹。

为了进一步研究双侧向排气孔构型的减阻防



(a) 单侧向排气孔

(b) 双侧向排气孔, $L_{r1}=0.5$, $L_{r2}=0.3$

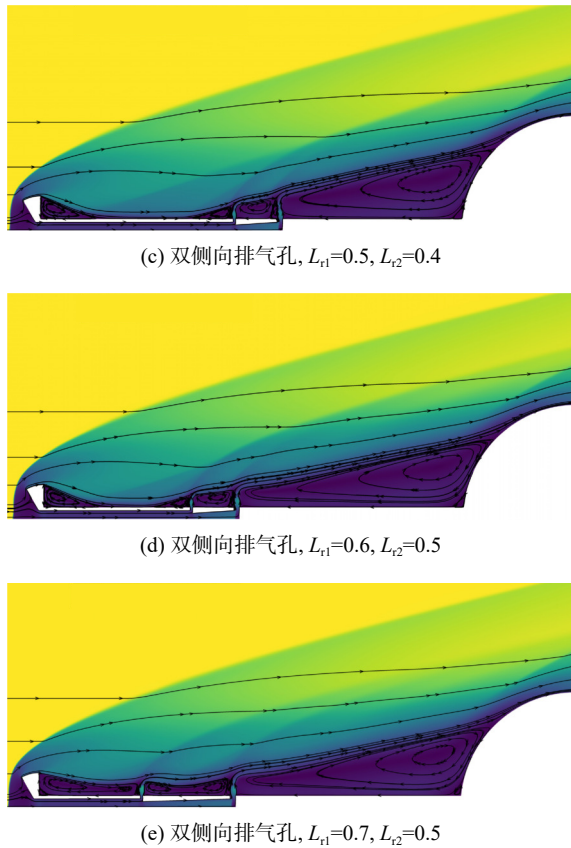


图 23 单孔/双孔构型流场马赫数云图对比

Fig. 23 Comparison of Mach number contours for single jet/double jets

热特性, 图 24 和图 25 分别给出了单孔/双孔构型钝体壁面压力系数和斯坦顿数的分布情况。由图可知, 双孔构型对钝体壁面压力系数影响明显, 而对壁面斯坦顿数分布影响并不显著。相比单孔构型, 双孔 $L_{r1}=0.5$ 、 $L_{r2}=0.3$ 构型的钝体壁面压力系数和斯坦顿数都稍微增加, 而双孔 $L_{r1}=0.5$ 、 $L_{r2}=0.4$ 构型的钝体壁面压力系数和斯坦顿数都稍微

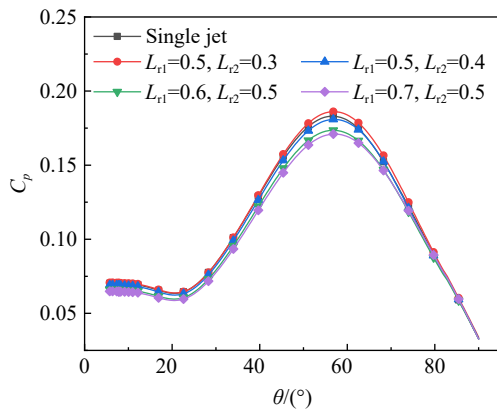


图 24 单孔/双孔构型钝体壁面压力系数对比

Fig. 24 Comparison of pressure coefficient along blunt body surface with single jet/double jets

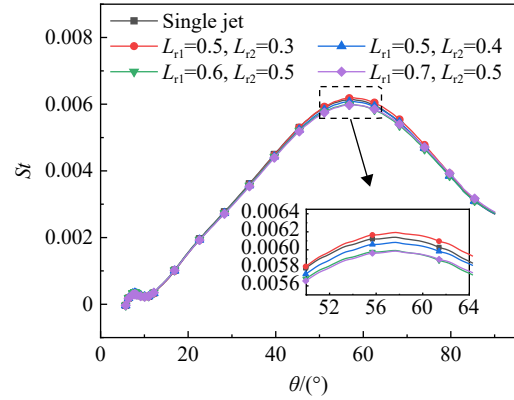


图 25 单孔/双孔构型钝体壁面斯坦顿数对比

Fig. 25 Comparison of Stanton number along blunt body surface with single jet/double jets

降低。因此, 在减阻杆的下游部分引入第二个排气孔后, 减阻防热效果并没有得到明显改善。而对于双孔 $L_{r1}=0.6$ 、 $L_{r2}=0.5$ 和 $L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 构型, 钝体壁面压力系数明显降低, 斯坦顿数进一步降低。因此, 在减阻杆上游部分引入第二个排气孔后, 减阻防热效果更好。结合流场分析可知, 这主要是因为, 在减阻杆上游引入第二个排气孔后, 回流区范围变大, 气流经过钝体壁面再附激波后流动转折角变小, 再附激波强度减弱。相比单孔构型, 双孔 $L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 构型钝体壁面压力系数峰值降低 6.61%, 斯坦顿数峰值降低 2.44%。

图 26 给出了单孔/双孔构型阻力系数对比情况(图中单孔构型用 single 表示, 双孔 $L_{r1}=0.5$ 、 $L_{r2}=0.3$ 构型用 0.5-0.3 表示, 其余类似)。由图可知, 和单孔/双孔构型钝体壁面压力系数变化规律相似, 相比单孔构型, 随着侧向排气孔位置向上游移动, 双孔构型的总阻力系数先增大后减小, 这主要和钝体壁面产生的阻力相关, 而其他部分产生的阻力基本保持不变。相比单孔构型, 双孔

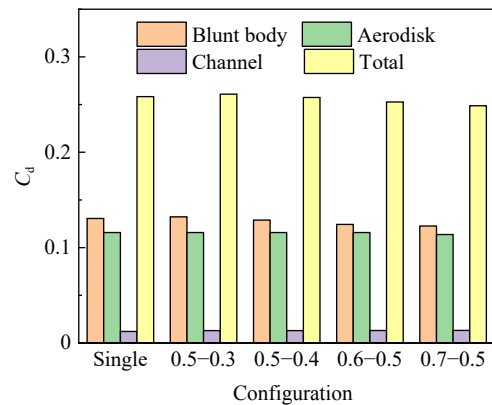


图 26 单孔/双孔构型阻力系数对比

Fig. 26 Comparison of drag coefficients of single jet/double jets

$L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 构型的总阻力系数降低 3.71%。

从以上讨论可知,在本小节研究的参数范围内,双孔 $L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 构型钝体壁面斯坦顿数峰值和构型阻力系数最小,相比于文中第 3.1 节中同参数的减阻杆-气动盘构型,阻力系数降低 19.3%,斯坦顿数峰值降低 39.7%。

4 结 论

本文基于杆-盘-自耦合冲压横向射流概念对其流场结构特征、减阻防热机理、侧向排气孔角度以及双侧向排气孔位置进行了研究。主要结论如下:

1) 杆-盘-自耦合冲压横向射流构型相较减阻杆-气动盘构型流场结构发生明显改变,由于头部开槽引气口和侧向排气口的引入,气动盘前端的弓形激波强度变大,来流经弓形激波后马赫数损失更大,同时钝体前回流区明显增大,导致了钝体前再附激波强度明显降低,且由于侧向排气作用使得减阻杆中部的剪切层提前分离,分离激波提前产生,使得再附激波与分离激波不再相互作用,提高了减阻防热性能。

2) 在 φ_j 取 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内,随着侧向排气孔角度的增加,槽道内质量流量不断增加,剪切层被推离减阻杆的距离逐渐增加,钝体前再附激波强度逐渐减弱,组合构型减阻防热效果增强,当 $\varphi_j=90^\circ$ 增加到 120° 时,槽道内质量流量减小减阻防热性能削弱。在研究参数范围内,侧向排气孔角度 $\varphi_j=90^\circ$ 的构型减阻防热综合效果最优,相比同参数减阻杆-气动盘构型,其阻力系数降低 16.0%,斯坦顿数峰值降低 37.9%。

3) 在单侧向排气孔组合构型的基础上,引入了双侧向排气孔。相比单侧向排气孔构型,大部分双侧向排气孔构型的减阻防热效果进一步增强,并且第二个排气孔位于减阻杆上游时,构型减阻防热效果更好。在研究参数范围内,双侧向排气孔 $L_{r1}=0.7$ 、 $L_{r2}=0.5$ 构型减阻防热综合效果最优,与同参数减阻杆-气动盘构型相比,钝体壁面斯坦顿数峰值降低 39.7%,构型阻力系数降低 19.3%。

参考文献:

- [1] AHMED M Y M, QIN N. Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47(6): 425-449.
- [2] SUDARSHAN B, DEEP S, JAYARAM V, et al. Experimental study of forward-facing cavity with energy deposition in hypersonic flow conditions[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(10): 106105.
- [3] ERFANIAN M R, MOGHIMAN M. Experimental investigation of critical air entrainment in ventilated cavitating flow for a forward facing model[J]. *Applied Ocean Research*, 2020, 97: 102089.
- [4] ZHOU Zhihua, CHEN Shaowen, LI Weihang, et al. Thermal performance of blade tip and casing coolant injection on a turbine blade with cavity and winglet-cavity tip[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 130: 585-602.
- [5] SU Hao, WANG Jianhua, HE Fei, et al. Numerical investigation on transpiration cooling with coolant phase change under hypersonic conditions[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 129: 480-490.
- [6] SHEN Binxian, YIN Liang, LIU Hongpeng, et al. Thermal protection characteristics for a combinational opposing jet and platelet transpiration cooling nose-tip[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 155: 143-152.
- [7] MENG Yushan, YAN Li, HUANG Wei, et al. Fluid-thermal coupled investigation on the combinational spike and opposing/lateral jet in hypersonic flows[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 185: 264-282.
- [8] ZHU Liang, CHEN Xiong, TIAN Xiaotao, et al. Assessment on jet direction effect on drag and heat reduction efficiency for hypersonic vehicles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 105932.
- [9] 陆海波, 刘伟强. 凹腔尺寸对迎风凹腔与逆向喷流组合热防护系统性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(12): 2666-2673.
- LU Haibo, LIU Weiqiang. Effect of cavity physical dimension on forward-facing cavity and opposing jet thermal protection system cooling efficiency[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(12): 2666-2673. (in Chinese)
- [10] ZHONG K, YAN C, CHEN S, et al. Aerodisk effects on drag reduction for hypersonic blunt body with an ellipsoid nose[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 599-612.
- [11] HUANG Wei, CHEN Zheng, YAN Li, et al. Drag and heat flux reduction mechanism induced by the spike and its combinations in supersonic flows: a review[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 105: 31-39.
- [12] MEHTA R C. Numerical heat transfer study over spiked blunt bodies at Mach 6.8[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000, 37(5): 700-703.
- [13] MEHTA R C. Numerical analysis of pressure oscillations over axisymmetric spiked blunt bodies at Mach 6.80[J]. *Shock Waves*, 2002, 11(6): 431-440.
- [14] KOBAYASHI H, MARU Y, FUKIBA K. Experimental study on aerodynamic characteristics of telescopic aerospike with multiple disks[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(1): 33-41.
- [15] KHARATI-KOOPAE M, GAZOR H. Assessment of the aerodisk size on drag reduction and thermal protection of high-bluntness vehicles at hypersonic speeds[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 30(4): 04017008.
- [16] JIANG Zonglin, LIU Yunfeng, HAN Guilai, et al. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2009, 25(3): 417-419.
- [17] LIU Yunfeng, JIANG Zonglin. Concept of non-ablative thermal protection system for hypersonic vehicles[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(3): 584-590.
- [18] ZHU Liang, CHEN Xiong, LI Yingkun, et al. Investigation of drag and heat reduction induced by a novel combinational lateral jet and spike concept in supersonic flows based on conjugate heat transfer

- approach[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 142: 300-313.
- [19] ZHU Liang, LI Yingkun, CHEN Xiong, et al. Hypersonic flow characteristics and relevant structure thermal response induced by the novel combined spike-aerodome and lateral jet strategy[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 95: 105459.
- [20] ZHU Liang, LI Yingkun, CHEN Xiong, et al. Novel combination-al aerodisk and lateral jet concept for drag and heat reduction in hypersonic flows[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(1): 4018133.
- [21] HAYASHI K, ASO S, TANI Y. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(1): 233-235.
- [22] NARAYANA G, SELVARAJ S. Experimental investigation of heat transfer over double disk spike-blunt body at Mach 5.7[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2019, 102: 452-466.
- [23] SPAID F W, ZUKOSKI E E. A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flows[J]. *AIAA Journal*, 1968, 6(2): 205-212.

(编辑: 秦理曼)