文章编号：1672-9897(2026)02-0024-08 doi: 10.11729/syltlx20250010

高压比条件下双喷口侧喷干扰气动特性研究

王瀚伟，翟丽君*，陈刚
北京电子工程总体研究所，北京，100854

摘要：侧喷对外流场流动具有显著影响，常会引发复杂的激波干扰现象，并改变飞行器气动特性。为研究高压比条件下双喷口侧喷干扰流的气动特性，本文采用基于雷诺平均 Navier−Stokes 方程（RANS）的三维数值模拟方法，先通过单喷口实验验证了数值模拟方法的准确性，然后对比分析了双喷口不同喷口孔径的气动特性差异。结果表明：在负攻角时，大孔径喷口的干扰因子比小孔径喷口减小 5% 以上，对飞行器过载产生了更为不利的影响，且大孔径喷口的推力线比小孔径喷口向飞行器头部偏移（最大差异 2.0%），导致俯仰稳定性降低；在正攻角时，大孔径喷口的推力线向尾部移动（最大差异 0.98%），稳定性略有提升。流场分析表明，相比于小孔径喷口，大孔径喷口上游分离激波前移，而下游再附激波更早接触飞行器表面。本文研究结果可为高速飞行器侧喷构型设计提供理论参考。

关键词：侧向喷流；高压比；双喷口；数值模拟；干扰因子；推力线；激波
中图分类号：V411.7 **文献标识码：**A

Study on aerodynamic characteristics of double lateral jets interaction at high pressure ratio

WANG Hanwei, ZHAI Lijun*, CHEN Gang
Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China

Abstract: The lateral jet significantly impacts the external flow field by generating complex shock interactions and affecting the aerodynamic characteristics of the aircraft. To investigate the aerodynamic effects of dual lateral jets under high pressure ratio conditions, a three-dimensional numerical simulation method based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations was developed. The accuracy of the simulation method is verified through single-jet experiments, followed by a comparative analysis of aerodynamic characteristics for different nozzle diameters using the double jet configuration. The results show that the interaction factor for the larger diameter decreases by over 5% compared to the smaller diameter at negative angles of attack. This indicates an adverse effect on the aircraft overload for the larger diameter. At negative angles of attack, the thrust line for the larger diameter is further offset towards the head, with a maximum difference of 2.0%, which reduces the stability of the aircraft. However, at positive angles of attack, the thrust line for the larger diameter is offset towards the tail, with a maximum difference of 0.98%. This slightly improves the stability of the aircraft. Through the flow analysis, it is found that the separation shock for the larger diameter moves forward compared to the smaller one, while the reattachment shock at downstream of the jet reaches the aircraft earlier. This research provides a reference for the configuration selection of lateral jet applied in high-speed aircraft design.

Keywords: lateral jet; high pressure ratio; double jets; numerical simulation; nteraction factor; thrust line; shock

收稿日期：2025-02-27；**修回日期**：2025-11-17；**录用日期**：2025-11-28
* 通信作者 E-mail: zhai.lj@qq.com

引用格式：王瀚伟, 翟丽君, 陈刚. 高压比条件下双喷口侧喷干扰气动特性研究 [J]. 实验流体力学, 2026, 40(2): 24-31.
WANG H W, ZHAI L J, CHEN G. Study on aerodynamic characteristics of double lateral jets interaction at high pressure ratio[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2026, 40(2): 24-31.

0　引　言

侧向喷流控制技术是现代高速航空航天飞行器的重要技术之一，其通过在飞行器两侧设置喷口，向垂直方向喷射高速气流，实现对飞行器飞行姿态的快速调整[1]。这种技术不仅实现了飞行器的精确操纵，还使其具备了更强的抗干扰能力和“生存”能力。在复杂高强度应用环境下，侧向喷流技术为高速飞行器提供了更加灵活、高效的控制方式[2]。如图 1[3]（图中 Ma_∞为来流马赫数）所示，侧向喷流会显著扰动周围流场，产生复杂激波干扰现象，改变飞行器表面压力分布，进而影响气动力、力矩及飞行稳定性。

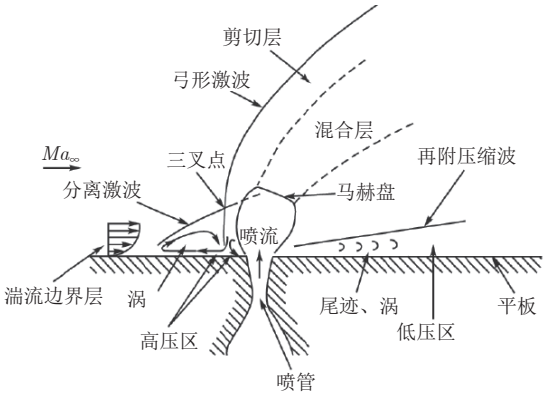


图 1　侧向喷流干扰流场结构示意图[3]

Fig. 1　Schematic of the lateral jet interaction flowfield[3]

对此，国内外对侧喷流场干扰现象开展了大量研究。针对单喷口侧喷干扰研究，Brandeis 和 Gill[1] 通过试验研究了单口侧喷干扰流动现象，发现超声速条件下，喷流力会因攻角 α 的变化而放大，这种相互作用能够产生额外的俯仰力矩，且喷口形状和喷射角度对此也有显著影响。Kumar 等[4] 通过试验研究了细长体上单喷口侧喷干扰流动分离现象，并开发了分离前端形状的预测算法。Srivastava[5] 通过数值模拟研究了有/无单喷口侧喷飞行器在不同翼型布局下的气动性能，发现侧喷改善翼型压力损失的效果有限。Mahmud 和 Bowersox[6] 开展了单喷口侧喷试验，发现在相同无量纲动量参数比情况下，喷射温度对边界层分离距离影响较小。Grandhi 和 Roy[7] 通过数值模拟分析了单喷口侧喷流场干扰现象，发现攻角、偏航角和喷流压力比是影响喷流控制力和力矩有效性的重要因素，而在喷流压力比和喷射质量流量不变的情况下，喷射马赫数的影响较小。周维等[8] 对尾部带有气动控制面的飞行器的单喷口冷喷干扰流场开展了数值模拟，发现负攻角时对主流的流动干扰现象更加明显。杨彦广等[9] 数值模拟了真实气体效应对侧喷干扰流动的影响，初步建立了零攻角下单喷口侧喷复杂流动现象的分析方法和手段。张庆兵等[10] 通过数值模拟研究了冷喷、无反应气体和反应气体单口侧喷的干扰流场，结果表明通过冷喷流仿真无法预测侧喷干扰的峰值热流。

针对多喷口侧喷干扰研究，Yang 等[11] 采用非线性耦合本构关系（NCCR）模型研究了稀薄气体中双喷口侧喷干扰复杂流动现象，发现与 RANS 方程相比，使用 NCCR 模型计算得到的表面压力分布在射流附近更低。徐敏和陈士稽[12] 数值模拟了单/双喷口侧喷干扰流动现象，得到了复杂干扰流场结构图及喷口附近的压强分布。徐筠等[13] 开展了单/双喷口、冷/热喷侧喷测力试验，发现双喷口的综合性能优于单喷口。贾洪印等[14] 数值模拟了 5 和 25 个喷口形成的干扰流场，提出了适用于冷喷流的相似准则。

从上述研究可以看出：国内外对单喷口侧喷流场干扰现象的研究已较为充分，而对双喷口的研究则较少。虽然已有学者通过试验发现双喷口的综合性能优于单喷口，但双喷口喷流干扰流动特性尚不明晰，且缺少针对不同孔径双喷口的相关研究，另外在高压比（喷射压力与来流压力之比 p_r 超过 300）情况下的相关研究亦少有报道。为满足高速飞行器多喷口组合控制需求，本文通过数值模拟，研究相同控制力要求下，双喷口 2 种不同直径喷口的流动和气动力特性，以期为高速飞行器双喷口直径选择提供参考。

1　数值模拟方法

为捕捉侧喷流场与主流超声速来流的复杂干扰现象，本文采用基于雷诺平均的 Navier–Stokes 模型（RANS）开展半流域、稳态三维数值模拟，并采用剪切应力传输（SST）湍流模型封闭方程求解。考虑到侧喷气体的实际状态，引入了组分输运模型描述喷流气体各组分之间的相互作用。来流为空气，考虑了由第 2 节试验实测得到的 6 种组分，分别为 CO、N_2、H_2、H_2O、CO_2、O_2，质量分数分别为 0.145、0.254、0.174、0.382、0.044、0.001。由于本文的研究重点为气动特性，因此忽略各组分间的化学反应，并将飞行器表面设为无滑移绝热壁面。采用有限体积法离散控制方程，将基于网格中心的最小二乘法用于梯度离散。压力离散方法采用 2 阶格式，流动方程和标量

方程的对流项均采用 2 阶迎风格式。考虑到数值模拟的收敛性，本文采用 Coupled 求解器。

图 2(a)为本文的计算域网格。全域采用结构化网格划分，并在喷口处进行局部加密，如图 2(b)所示。为确保网格适用于所选择的湍流模型，近壁面网格的无量纲网格距离 y^+ 保持在 1 以内。对 600 万、1200 万、1800 万、2400 万网格开展网格无关性分析，确认网格单元数为 1800 万已满足无关性要求。飞行器前端和周围设为压力远场边界条件，后端设为压力出口边界，压力入口设置在喷流入口处。为节约计算资源，选择半流域进行数值模拟，在整个流域中心处设置了面对称边界条件。

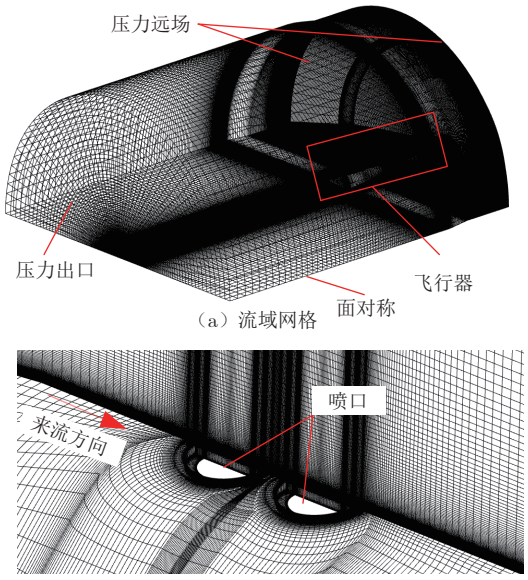


图 2 计算域与网格

Fig. 2 Calculation domain and mesh

2 试验方法

首先通过单个喷口喷流干扰试验进行计算方法准确性验证。试验在 FD-07 风洞中进行，如图 3[15] 所示。该风洞是一座暂冲、下吹、自由射流式常规高超声速风洞，详细介绍可参考文献 [15]。其中喷流干扰测力试验系统主要包括试验模型、喷流控制系统和数据采集系统等。喷流控制系统主要由高精度压力传感器、调压阀和电磁阀等组成，通过高压管路与气源和试验模型连接，满足大流量喷流试验条件的供气要求[15]。本文模型来自文献 [10]，飞行器主体尺寸为 2 m，喷口距飞行器头部 1 m。单喷口试验的试验条件如表 1 所示。试验采用甲烷/空气高温燃气为

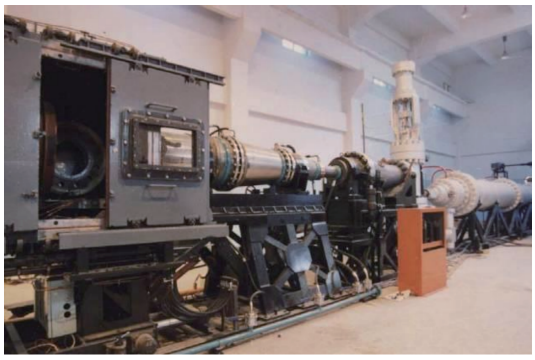


图 3 试验配置[15]

Fig. 3 Experimental configuration

表 1 试验条件

Table 1 Experimental condition

参数	数值	参数	数值
喷口总压/来流静压	730	来流总温/K	375
喷口速度/来流速度	1.7	喷口直径/飞行器直径	0.10
喷口温度/来流温度	8	攻角/(°)	−10～3
喷口密度/来流密度	2	侧滑角/(°)	0
来流总压/MPa	2		

喷流气体，保证压力比、动量比与推力比相似。

本文采用侧喷导致的推力线偏移量占飞行器总长的百分比来验证数值模拟方法的准确性，该偏移量可按下式计算：

$$\frac{\Delta S}{L}=\frac{C_{Mz,\mathrm{yp}}-C_{Mz,\mathrm{wp}}}{C_{\mathrm{jet}}}\times 100\% \tag{1}$$

式中：力矩参考点为质心（单喷口质心位置在喷口中心，双喷口则在 2 个喷口中间）；ΔS为侧喷导致的推力线偏移量；L为飞行器总长；C_{Mz}为气动力矩的俯仰分量，下标 yp 和 wp 分别表示有喷和无喷；C_{jet}为喷流推力系数。

表 2 给出了本文数值模拟结果与试验结果的对比情况。可以看出，在−10°～3°攻角范围内，数值模拟结果与试验的偏差在 3.5% 以内，验证了数值模拟方法所得飞行器力特性的准确性。

3 数值模拟方法验证

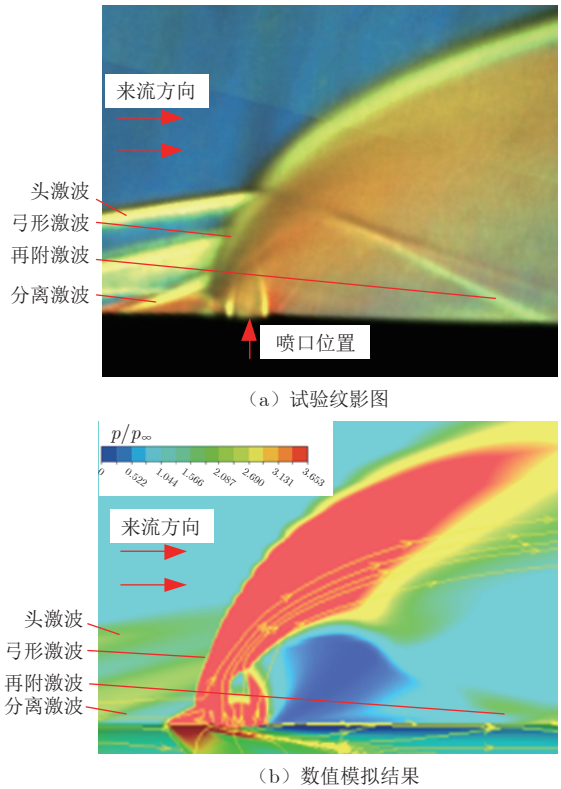
试验的极限载荷出现在−10°攻角条件下，因此本文将喷口附近的试验纹影图与数值模拟压力分布结果开展进一步对比，结果如图 4 所示。从图中可以看出，飞行器头部产生的激波在侧喷口处依然能被捕捉到，头激波角度（试验值 9.74°，数值模拟值 9.48°）的相对误差为 2.4%；图中清楚地显示了喷口前产生的分离激波，喷口前分离点与喷管间的距离/飞行器

表 2　数值模拟结果与试验结果对比

Table 2　Comparison of the numerical and experimental result

攻角/(°)	$\frac{\Delta S}{L}$/%		$\frac{(\Delta S_{计算}-\Delta S_{试验})}{L}$/%
	试验	数值模拟结果	
−10	11.9	9.4	−2.5
−6	8.3	5.4	−2.9
−3	6.0	2.5	−3.5
0	2.8	0.1	−2.7
3	1.7	0.3	−1.4

直径(试验值 0.363，数值模拟值 0.356)的相对误差为 1.9%；图中还可以看到喷口后的再附激波，喷口后再附点与喷管间的距离/飞行器直径(试验值 0.745，数值模拟值 0.757)的相对误差为 1.6%；此外，还捕捉到了侧喷喷流与主流超声速气流相互作用产生的弓形激波。因此，可以认为本文所采用的数值模拟方法在流场捕获方面具有可靠性。



(a) 试验纹影图

(b) 数值模拟结果

图 4　试验纹影图与数值模拟压力云图对比

Fig. 4　Comparison of shadowgraph images from experiment and pressure field from numerical result

4　结果与讨论

4.1　双喷口算例配置

为说明在相同控制力要求下双喷口不同孔径大小的影响，本文选择了 2 种孔径的喷管，分别记为 ZJ–A 和 ZJ–B，双喷口圆心连线距离 l 与飞行器直径 D 之比为 0.153，该位置也是飞行器质心轴向位置，双喷口前后布置。为确保控制力(即理论推力)相同，按式(2)[16] 对喷流出口静压进行了调整。

$$F=\dot{m}v_{\mathrm{e}}+A_{\mathrm{e}}(p_{\mathrm{e}}-p_0)=v_{\mathrm{e}}\rho v_{\mathrm{e}}A_{\mathrm{e}}+\mathrm{A_e}(p_{\mathrm{e}}-p_0)\quad(2)$$

式中：F为推力，$\dot{m}$为喷流流量，kg·s^{-1}；v_{e}为喷流出口速度，m·s^{-1}；A_{e}为喷口截面积，m^{-2}；p_{e}为喷流出口静压，Pa；p_0为当地大气静压，Pa；ρ为喷流出口密度，kg·m^{-3}。此外，设定了 2 个来流静压展开不同工况对比分析，喷流出口速度设定为恒定值，通过改变喷口速度与来流速度之比 v_{r} 调整数值模拟工况，攻角范围设定为−12°～4°。具体算例工况见表 3。

表 3　工况条件

Table 3　Operation condition

参数	数值
ZJ-A喷口总压/来流静压($p_{\mathrm{r,A}}$)	730、3 400
ZJ-B喷口总压/来流静压($p_{\mathrm{r,B}}$)	365、1 700
喷口速度/来流速度(v_{r})	2.0、1.4、1.0
攻角/(°)	−12、−8、−4、−2、0、4
ZJ-A喷口直径/飞行器直径(d_{A}/D)	0.10
ZJ-B喷口直径/飞行器直径(d_{B}/D)	0.13

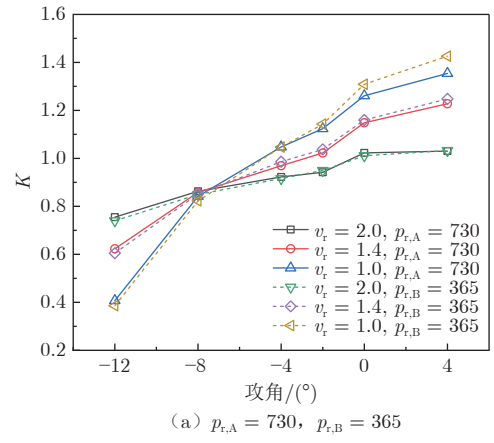
4.2　气动力数值模拟结果分析

本文以推力干扰因子 K 和推力线偏移量占飞行器总长的百分比($\Delta S/L$)表征飞行器受侧喷干扰产生的总体性能差异。前者根据式(3)计算，后者则按式(1)计算，计算结果分别如图 5、6 所示。

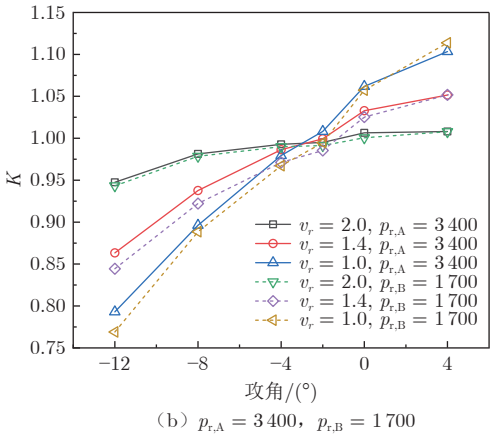
$$K=1+\frac{C_{y,\mathrm{yp}}-C_{y,\mathrm{wp}}}{C_{\mathrm{jet}}}\quad(3)$$

式中：$C_{y,\mathrm{yp}}$为有喷法向力系数；$C_{y,\mathrm{wp}}$为无喷法向力系数。K 大于 1 表示等效推力大于理论推力，说明喷流干扰对等效推力有放大作用；K 小于 1 表示等效推力低于理论推力，说明喷流干扰对等效推力有削减作用。

总的来看，在同一直径下，喷口总压与来流静压之比(p_{r})越大，则推力干扰因子和推力线偏移量占飞行器总长的百分比变化量越小。由于喷口总压未发生变化，说明来流静压越低，侧喷干扰现象越弱，喷流产生的等效推力越接近理论值。此外，如图 5 所示，干扰因子 K 随攻角增大呈上升趋势，最大差异为 1.04(4°攻角与−12°攻角 K 值之差)。从图 5 可以看出：大部分负攻角下推力干扰因子小于 1，表明等效推力相比理论值更小，尤其是−12°攻角时，受较



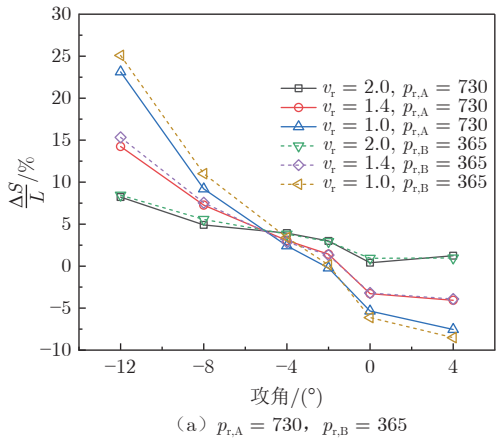
（a）$p_{r,A} = 730$，$p_{r,B} = 365$



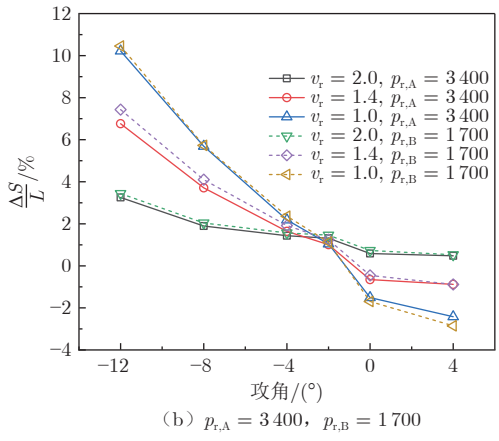
（b）$p_{r,A} = 3\,400$，$p_{r,B} = 1\,700$

图 5 各工况干扰因子计算结果

Fig. 5 Results of interference factor for each operation conditions



（a）$p_{r,A} = 730$，$p_{r,B} = 365$



（b）$p_{r,A} = 3\,400$，$p_{r,B} = 1\,700$

图 6 各工况推力线偏移量占飞行器总长的百分比计算结果

Fig. 6 Percentage results of thrust line offset in total length for each operation conditions

强流动干扰现象的影响，干扰因子在所有工况中处于低位；K 值随着攻角增加而增大，部分状态 K 值超过 1，表明此时等效推力超过理论推力。从图 5 中还可以发现：v_r 值越小，喷流干扰对等效推力的影响越大。由于喷流出口处的速度未发生变化，说明来流动压越大，产生的流动干扰效应越强。

推力线偏移量占飞行器总长的百分比的计算结果如图 6 所示，图中显示其随攻角上升呈下降趋势，最大差异为 33.61%。攻角小于−2 时，$\Delta S/L$ 大于 0，说明推力线向头部偏移，使飞行器稳定性下降，尤其是−12°攻角时，稳定性在所有工况中最差；而当攻角大于−2°时，低 v_r 值时 $\Delta S/L$ 降低到 0 以下，说明推力线向尾部偏移，使飞行器稳定性上升。此外，v_r 产生的影响与干扰因子 K 类似，即 v_r 越小，对 $\Delta S/L$ 的影响越大。

下面进一步说明孔径大小的影响。首先研究直径对干扰因子 K 的影响。在 p_r 值较大时，如图 5(b) 所示，在攻角大于−4°情况下，孔径影响较小，相对差异小于 1.4%；而当 p_r 值较小时，最大相对差异上升至 5.3%(见图 5(a))。当攻角小于−4°时(p_r 值较大时最大相对差异为 3.1%，p_r 值较小时最大相对差异为 5.3%)，可以明显看到喷口直径增大对干扰因子 K 的影响有所下降，这说明大孔径喷管会使飞行器在负攻角状态下的侧喷等效推力下降。

对于直径变化产生的推力线偏移占飞行器总长的百分比，在攻角大于 0°、p_r 值较大时，孔径影响较小，最大差异为 0.43%(见图 6(b))；而 p_r 值较小时(图 6(a))最大差异上升至 0.98%，且使推力线进一步向尾部偏移，这可以提升飞行器的稳定性。然而，在攻角小于 0°时，大孔径喷口在各工况下均会使推力线向头部移动，恶化飞行器的稳定性，尤其是小 p_r 值工况(p_r 值较小时最大差异为 2.0%，p_r 值较大时最大差异为 0.67%)。

4.3 流场结构分析

为进一步说明孔径大小对外流场的影响，本文对 ZJ−A 和 ZJ−B 在 $\alpha = -4°、0°、4°$，$v_r = 1.4$，$p_{r,A} = 730$、$p_{r,B} = 365$ 外流场压力与飞行器表面压力分布进行了对比。

图 7 展示了不同孔径下，喷口附近流域静压

p 与来流静压 p_∞ 之比的分布情况，图 8 为喷口附近飞行器表面压力分布云图。小孔径产生的分离激波比大孔径产生的分离激波靠后（图 7），飞行器表面产生的高压区域范围也比大孔径更小（图 8），这表明大孔径喷口喷流对外流场产生的影响（分离区域）更大。

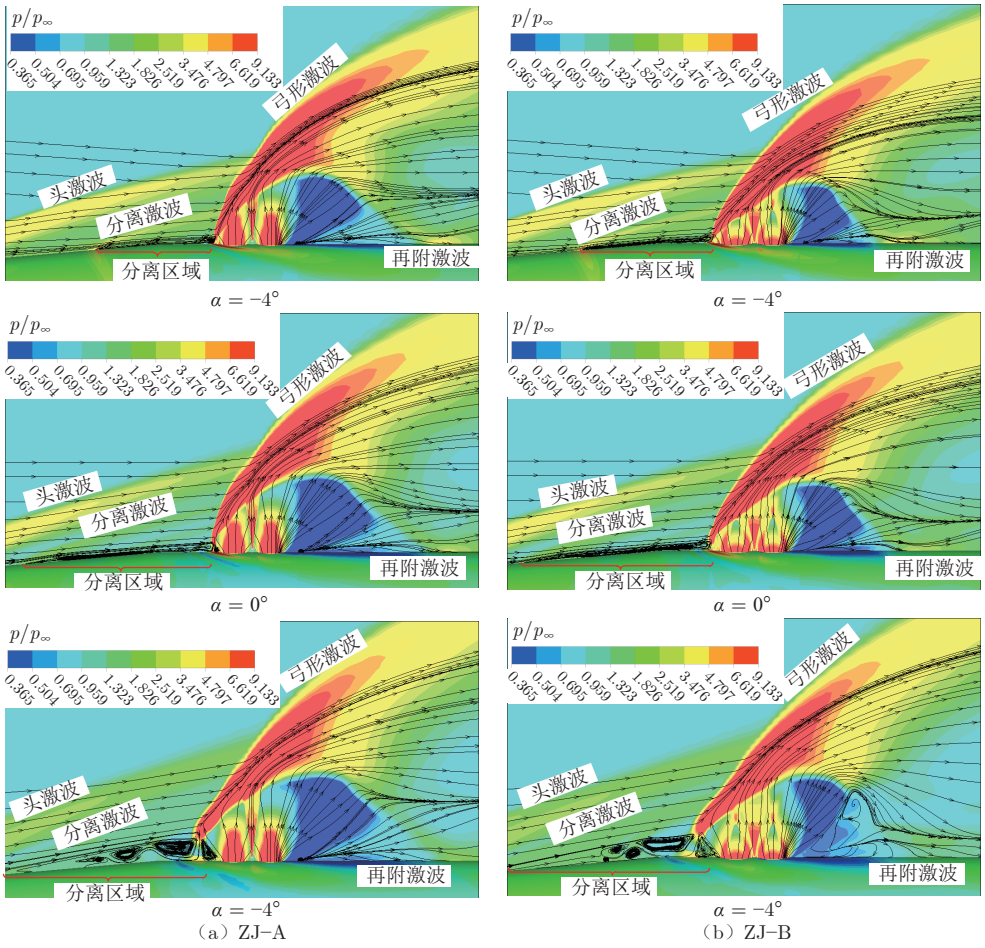


图 7　喷口附近流域静压与来流静压之比分布云图

Fig. 7　The ratio of static pressure to inlet static pressure distribution near jets at flow field

对同一喷口直径的不同攻角工况进行对比，可以看到随攻角增大，飞行器表面压力呈下降趋势。从图 8 的表面压力分布云图可以看出，受喷流的遮蔽，喷口后出现明显的低压区，产生与喷流等效推力方向相反的力，随着攻角的增大，喷流后低压区压力有所升高，对喷流等效推力的削弱作用减小，使得干扰因子 K 随攻角增大呈上升趋势（图 5）。

对于紧贴上游喷管前侧的弓形激波，如图 7 所示，大孔径时的弓形激波更贴近飞行器表面，这是由于大孔径喷口出口压力更低，受来流影响更大造成的；相应地，紧贴弓形激波的羽流盘上激波亦是如此。此外，两喷口间的激波相互作用区域，大孔径相比小孔径更大。

值得注意的是，大孔径时下游喷口后的低压区域范围显著小于小孔径（图 7 和 8），这也使再附压缩波更早接触到飞行器表面，造成飞行器质心后产生的低头力矩下降，抬头力矩上升。在−4°攻角时，质心前大孔径产生的低头力矩相比小孔径更大，在力矩的组合作用下产生了作用点前移的现象，从而使该工况下大孔径喷口飞行器的稳定性相比小孔径有所下降。随着攻角从 0°变化到 4°，如图 8 所示，质心前的压力逐渐下降，大孔径与小孔径间飞行器表面压力的差距也在逐渐缩小，而喷口后的压力分布依旧有明显差别，这使得正攻角时大孔径喷口飞行器的稳定性与小孔径飞行器的差距逐渐减小。

5　结　论

本文针对高压比双喷口侧喷流动干扰问题，对 2 种不同孔径喷口飞行器开展数值模拟，分析了各攻角、速度比及压比工况下的干扰因子、推力线偏移量

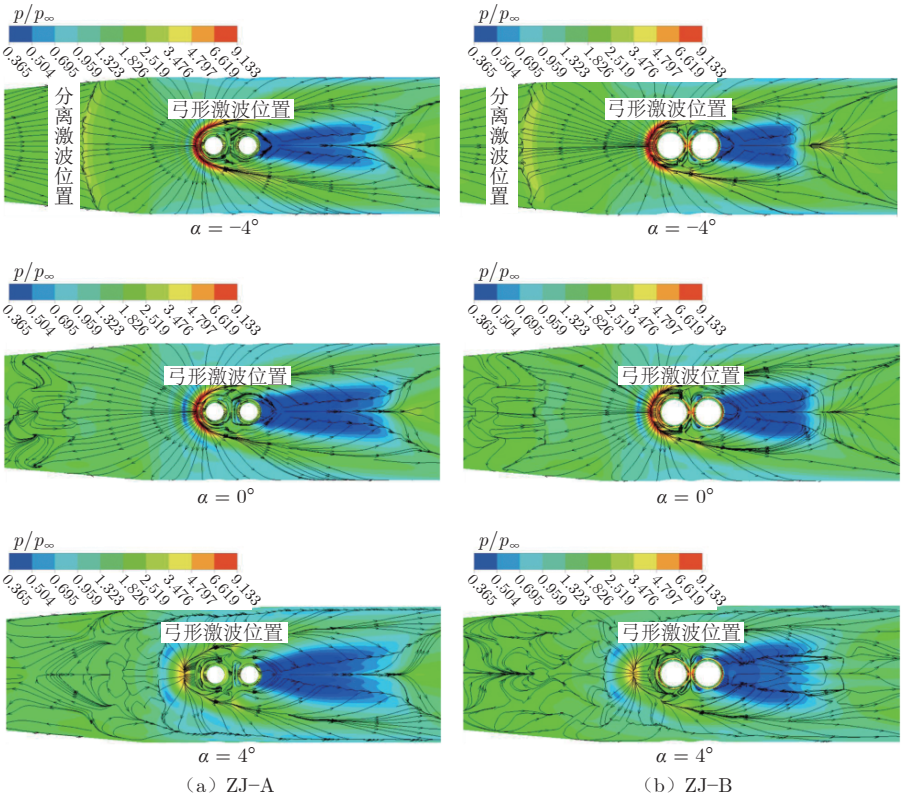


图 8 喷口附近壁面静压与来流静压之比分布云图

Fig. 8 The ratio of static pressure to inlet static pressure distribution near jets at wall

及流场流动特性。获得主要结论如下：

1）压比越大，对飞行器力和力矩的影响越弱。当压比相同时，喷流出口速度与来流速度之比越小（来流动压越大），侧喷干扰的影响则会相应增强。

2）在较大负攻角（低于−4°）时，大孔径喷口的干扰因子更小（最大相对差异 5.3%），飞行器的侧喷等效推力比理论推力小；在正攻角（4°）时则相反，飞行器的侧喷等效推力比理论推力更大（最大相对差异 5.3%）；其余攻角下不同孔径的差异不大。表明其对飞行器过载产生了更为不利的影响。

3）大孔径喷口飞行器的推力线在正攻角时比小孔径喷口飞行器进一步向尾部偏移（最大差异 0.98%），进而提升飞行器稳定性；在负攻角时则正好相反（最大差异可达 2.0%），会恶化飞行器的稳定性，对控制的要求更高。

4）大孔径喷口使分离激波前移，并扩大了飞行器质心前的高压范围，而使质心后的低压区域有所减少，并使再附激波更早接触飞行器表面。随攻角增大，大孔径喷口后的再附点前移，压力相比小孔径恢复更快。

基于本文的分析，若飞行器设计时关注喷流迎风开机，考虑到负攻角时大孔径推力干扰因子更小且推力线前移，推荐在设计时采用小孔径喷口。

参考文献：

[1] BRANDEIS J, GILL J. Experimental investigation of side-jet steering for supersonic and hypersonic missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 346-352. doi: 10.2514/3.26766

[2] 李澍达. 弹体侧向喷流流动干扰数值模拟与分析[J]. 哈尔滨商业大学学报 (自然科学版), 2015, 31(1): 69-72.
LI S D. Numerical simulation and analysis of lateral jet interaction[J]. Journal of Harbin University of Commerce (Natural Sciences Edition), 2015, 31(1): 69-72. doi: 10.3969/j.issn.1672-0946.2015.01.018

[3] 薄靖龙, 刘耀峰, 曹宁. 多重网格技术在侧喷干扰流场模拟中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(3): 143-147.
BO J L, LIU Y F, CAO N. Application of multigrid method in lateral jet interaction flowfield simulation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2015, 35(3): 143-147. doi: 10.15892/j.cnki.djzdxb.2015.03.036

[4] KUMAR D, STOLLERY J L, SMITH A J. Hypersonic jet control effectiveness[J]. Shock Waves, 1997, 7(1): 1-12. doi: 10.1007/s001930050056

[5] SRIVASTAVA B. Lateral jet control of a supersonic missile: computational and experimental comparisons[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(2): 140-146. doi: 10.2514/2.3321

[6] MAHMUD Z, BOWERSOX R D W. Aerodynamics of low-

blowing-ratio fuselage injection into a supersonic freestream [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(1): 30-37.
doi: 10.2514/1.4803

[7] GRANDHI R K, ROY A. Effectiveness of a reaction control system jet in a supersonic crossflow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(4): 883-891.
doi: 10.2514/1.A33770

[8] 周维, 刘宏, 刘嘉, 等. 超音速来流中侧向喷流干扰流场的数值模拟[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 108-112.
ZHOU W, LIU H, LIU J, et al. Numerical simulation of lateral jet interaction in supersonic flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 108-112.
doi: 10.3321/j.issn:1000-6893.2004.02.003

[9] 杨彦广, 刘君, 唐志共. 横向喷流干扰中的真实气体效应研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 28-33.
YANG Y G, LIU J, TANG Z G. A study of real gas effects on lateral jet interaction[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 28-33.
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2006.01.006

[10] 张庆兵, 逯雪铃, 沙莎. 侧喷干扰高温燃气效应讨论[J]. 实验流体力学, 2019, 33(6): 34-40.
ZHANG Q B, LU X L, SHA S. Effects of the high temperature exhaust plume reaction on lateral jet interactions[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(6): 34-40.
doi: 10.11729/syltlx20180161

[11] YANG J Y, ZENG S H, ZHAO W W, et al. Numerical assessment of double lateral jets interaction in rarefied nonequilibrium crossflows via nonlinear coupled constitutive relations[J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 157: 109851.
doi: 10.1016/j.ast.2024.109851

[12] 徐敏, 陈士橹. 侧向多喷流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 144-147.
XU M, CHEN S L. Analysis of interaction flowfields of multiple lateral jets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 144-147.
doi: 10.3321/j.issn:1001-4055.2003.02.013

[13] 徐筠, 王志坚, 徐翔. 高超声速侧向喷流干扰气动特性试验研究[J]. 实验流体力学, 2005, 19(4): 20-24.
XU Y, WANG Z J, XU X. Experiment research about lateral jet in hypersonic flow[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(4): 20-24.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2005.04.004

[14] 贾洪印, 吴晓军, 周乃春, 等. 导弹侧向喷流干扰及多喷口耦合效应数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 837-840.
JIA H Y, WU X J, ZHOU N C, et al. Numerical investigation on coupling effects of multiple spouts and lateral jet interaction over missile configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 837-840.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0083

[15] 张小亮, 曹宁, 倪招勇, 等. 大流量轨控喷流干扰直接测力试验技术研究[C]//中国力学大会—2021 + 1 论文集. 2022.

[16] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机气体动力学[M]. 2 版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
WU X S, CHEN J, WANG D. Gas dynamics of solid rocket motor[M]. 2nd ed. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2016.

作者简介:

王瀚伟(1994—), 男, 河北衡水人, 博士, 工程师。研究方向: 飞行器空气动力学。
E-mail: wang_hanwei@foxmail.com

(编辑: 宋嘉慧)