文章编号:1000-8055(2020)10-2176-10 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.10.018

半球头体多孔逆向射流的减阻性能

樊伟杰[1]，周 进[1]，李世斌[2]
(1. 国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073；
2. 中国人民解放军军事科学院 国防科技创新研究院，北京 100071)

摘 要：采用基于 shear stress transfer(SST) k-ω 双方程湍流模型的数值方法研究了等面积多孔逆向射流对超声速来流条件下半球头体减阻性能的影响。基于等射流面积设计原则，在半球头体驻点附近进行多孔逆向射流喷注，通过改变射流总压比、射流孔数量，分析各变量对减阻性能的影响，并探讨多孔逆向射流间的相互影响。仿真发现：逆向射流能有效减小半球头体受到的阻力，随着总压比的增大，多孔逆向射流回流区增大，射流减阻性能提高；随着射流孔数的增多，射流减阻性能先提高再降低。在研究范围中，双孔逆向射流取得最优的减阻效果，其减阻比高达 29%，双孔逆向射流间的相互影响是其取得良好减阻性能的关键。多孔逆向射流展现了取得优良减阻性能的可能性。

关 键 词：减阻；超声速；多孔逆向射流；半球头体；SST(shear stress transfer) k-ω 双方程湍流模型
中图分类号：V235.211 **文献标志码**：A

Drag reduction performance of hemispherical body with porous opposing jets

FAN Weijie[1], ZHOU Jin[1], LI Shibin[2]
(1. College of Aerospace Science and Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. National Innovation Institute of Defense Technology, Academy of
Military Sciences of the People's Liberation Army of China, Beijing 100071, China)

Abstract: Drag reduction performance of a hemispherical body with equal area porous opposing jets was numerically studied using the two-equation shear stress transfer (SST) k-ω turbulence model. Based on the presupposition of equal total jet area, the porous opposing jets were applied around the stationary point of the hemispherical body. By changing the total pressure ratio and number of the jets, the effects of each parameter on the drag reduction were analyzed and the interactions of the porous opposing jets were also discussed. The numerical results showed that opposing jet could reduce the drag of the hemispherical body effectively. With the increase of the total pressure ratio of the jets, the recirculation zone was enlarged and thus the drag reduction performance was improved. Moreover, the drag reduction performance was first improved and then dropped as the number of jets increased. In this study, two opposing jets obtained the best drag reduction performance with the highest percentage of the drag coefficient reduction as 29% due to the interaction of two opposing

收稿日期:2020-01-12
基金项目:国家自然科学基金(11802340)
作者简介:樊伟杰(1997－),男,硕士生,研究领域为高超声速推进技术。

引用格式:樊伟杰,周进,李世斌.半球头体多孔逆向射流的减阻性能[J].航空动力学报,2020,35(10):2176-2185. FAN Weijie, ZHOU Jin, LI Shibin. Drag reduction performance of hemispherical body with porous opposing jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10):2176-2185.

jets. The porous opposing jets demonstrated the possibility of achieving good drag reduction performance.

Key words: drag reduction; supersonic; porous opposing jets; hemispherical body; two-equation SST (shear stress transfer) k-ω turbulence model

超声速飞行器在大气层中飞行时会受到巨大的波阻，在飞行器的头部和迎风前缘产生高压区，这对超声速飞行器的气动性能和结构稳定十分不利。为解决这一难题，国内外学者提出逆向射流主动减阻方案。从 20 世纪 50 年代开始，逆向射流技术的空气动力学问题就成为广大学者的研究对象，其流场图如图 1 所示，逆向射流从射流孔中高速射出，与高速来流相互作用形成脱体激波，将高总压的来流推离壁面，并且在射流孔附近形成低压的回流区，这有利于减小波阻，提高飞行器的气动性能。

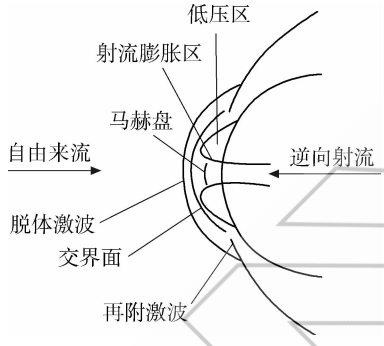


图 1　逆向射流流场结构示意图

Fig. 1　Schematic diagram of flowfield structure of the opposing jet

国内学者对单孔逆向射流方案开展了许多研究。何琨等人[1]利用数值模拟方法研究了轴对称球头、截锥的逆向射流流场，得出了喷口参数对减阻效率的影响和不同模态下钝头体表面压力、气动力系数和不同模态之间转换的瞬态效应规律。田婷等人[2]采用高分辨率的 Navier-Stokes(N-S) 方程对钝头体头部逆向射流进行研究，发现流场重构形成低压回流区，大大减小了阻力系数，并且发现来流马赫数、射流马赫数和攻角在有射流时对阻力系数影响更大。王兴等人[3]利用数值模拟方法研究逆向射流对超声速流场钝头体压力分布和温度分布的影响，发现逆向射流使钝头体头部压力和温度得到明显降低，头部高温高压情况得到改善。周超英等人[4-5]利用数值模拟方法研究了超声速半球头体逆向射流流场，分析来流与射流总压比、模型与喷口直径比对流场的影响，发现射流总压变化导致流场模态的变化，射流能明显减小半球头体阻力，半球头体压力随喷口直径的减小而增大以及减阻效率随着喷口直径的减小而下降。Li 等人[6]利用逆向射流技术对高超声速飞行器升阻特性进行优化，使升阻比提高约 4%，这对飞行器的总体设计优化起到重要作用。

国外学者针对单孔逆向射流方案也进行了大量的实验和数值计算模拟分析。Warren[7]通过实验研究来流马赫数为 5.8，以氮气和氦气为冷却剂的射流对钝头体表面压力和热量的影响。实验发现射流产生两种流场模态，分析了射流质量流量以及不同气体对于降热效果的影响。Finely[8]对来流马赫数为 2.5、声速喷注的逆向射流流场进行实验研究。分析了射流的总压比对流场稳定性及减阻性能的影响，还分析了射流喷口直径对钝头体表面压力分布的影响。Formin 等人[9]通过实验和数值模拟得到了超声速来流下截锥体模型逆向射流流场的两种不同模态，分析了射流参数以及物理模型的几何参数对流场模态的影响。Venukumar 等人[10]开展了不同射流压力条件下的逆向射流实验，实现了对钝头体模型的有效减阻。此外，国内外学者还研究了多孔逆向射流的防热特性[11-13]。Gerdroodbary 等人[11]发现多孔逆向射流冷却剂的质量流量对防热性能有很大的影响。Sriram 等人[13]发现相同质量流量条件下，多孔逆向射流的动量通量较小，冷却剂能更好地覆盖钝头体表面，从而获得更好的防热效果。但文献[11,13]中没有进行减阻性能的讨论。Li 等人[12]将多孔逆向射流应用于钝化乘波飞行器的细长钝化前缘上，结果发现当多孔逆向射流位于来流滞止线上时，其减阻防热的性能会更好，驻点附近的多孔逆向射流流场特性及其减阻性能值得进一步研究。

综合上述，国内外学者主要研究了钝头体单孔逆向射流的减阻特性，而对多孔逆向射流的研究较少。从他们的研究中也可以发现单孔逆向射流具有局限性，单孔逆向射流在展向上的影响区域有限，对高超声速飞行器钝化前缘的防护面积小，而多孔逆向射流通过多微孔阵列的排布产生流场的三维效应为实现良好的减阻效果提供了可

能性，同时微孔阵列由于微孔的尺度很小也更适用于前缘半径较小的气动部件，比如机翼前缘上。因此，多孔逆向射流的研究具有深远的理论意义和工程应用意义。本文采用半球头体模型进行了等面积多孔逆向射流数值研究，分析了 1～4 孔逆向射流在不同总压比下的三维流场特性和减阻性能，为多孔逆向射流在超声速飞行器上的减阻应用提供借鉴。

1 物理模型和数值方法

1.1 物理模型

本研究采用的是对称的半球头体，直径 $\phi_0=50$ mm，原点位于球心。来流马赫数、总温和总压分别记为 Ma_∞、$T_{0\infty}$ 和 $p_{0\infty}$。单射流孔设置在驻点处，与半球头体同轴。多射流孔布置在驻点区域，各孔的圆心按等圆周角间隔分布，并位于与单孔直径相同的圆周上，保持总射流面积不变。沿自由来流方向（$+X$ 方向），射流孔分布示意图如图 2 所示，射流孔直径 ϕ_N（$N=1,2,3,4$）如表 1 所示。

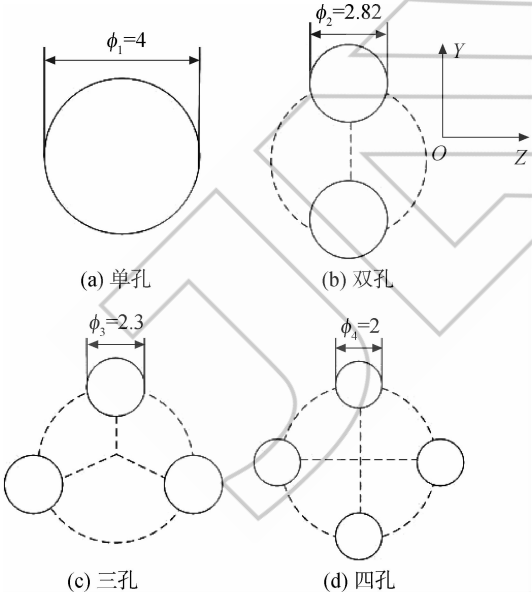


图 2 多射流孔直径及分布示意图（单位：mm）

Fig. 2 Schematic of diameter and distribution of the porous jets (unit: mm)

表 1 射流孔直径

Table 1 Diameters of the porous jets

射流孔数 N	1	2	3	4
射流孔直径 ϕ_N/mm	4.00	2.82	2.31	2.00

1.2 数值方法

采用 FLUENT 软件[14]基于密度的双精度求解器求解三维雷诺平均的 N-S 方程（RANS）[14-16]，引入 shear stress transfer（SST）k-ω 双方程湍流模型以便更好地捕捉到逆向射流流场的特性[17-19]。空间离散采用二阶精度的迎风格式，采用 advection upstream splitting method（AUSM）通量矢量分裂格式，时间离散采用一阶精度的隐式离散格式。普朗特数设置为 0.85，库朗数初始设置为 0.2，随着计算的推进自动变化，加速收敛。壁面设置为无滑移等温壁面。计算的收敛标准采用监测全局残差和变量相结合的方式：①残差下降五个量级；②相邻迭代步的阻力系数差值下降六个量级；③进出口质量流量差小于 0.01 g/s。

计算域为外直径为 100 mm，内直径为 50 mm 的半球头体构型，采用 ICEM CFD 16.0 进行计算域网格划分，如图 3 所示。网格量约为 103 万，网格节点数为 97（轴向）×50（径向）×160（周向）。考虑边界层内流动参数的剧烈变化，对壁面和射流出口进行了网格加密，同时为了取得合适的 y^+ 值，壁面第一层网格高度取 1.5×10^{-4} mm。边界条件的设置如下：自由来流设置为压力远场；射流设置为压力入口，以声速沿 $-X$ 方向射入流场；出口设置为压力出口，当流场出口为超声速时，流动参数由内流场外推得出；自由来流与射流皆采用空气，且气体性质符合理想气体状态方程。表 2 给出了边界条件的具体设置值，其中 Ma_j、T_{0j} 和 p_{0j} 分别表示射流马赫数、总温和总压，Ma_∞、$T_{0\infty}$ 和 $p_{0\infty}$ 分别表示自由来流相应的参数，P 表示射流总压与来流总压的比值，T_w 表示恒温壁温度。

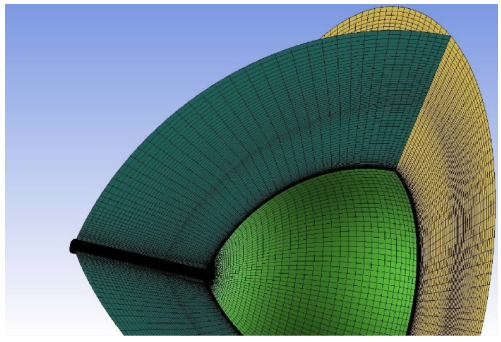


图 3 单孔逆向射流的计算网格

Fig. 3 Computational grid of the single opposing jet

表 2　计算边界条件

Table 2　Boundary conditions of simulations

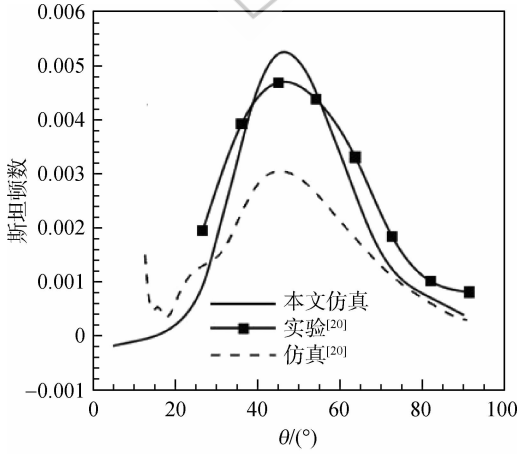
边界	气体	速度	压力/kPa	温度/K
压力远场	空气	$Ma_\infty=3.98$	$p_{0\infty}=1370$	$T_{0\infty}=397$
压力入口	空气	$Ma_j=1.0$	$p_{0j}=P\cdot p_{0\infty}$	$T_{0j}=300$
壁面				$T_w=295$

2　数值方法验证和网格独立性分析

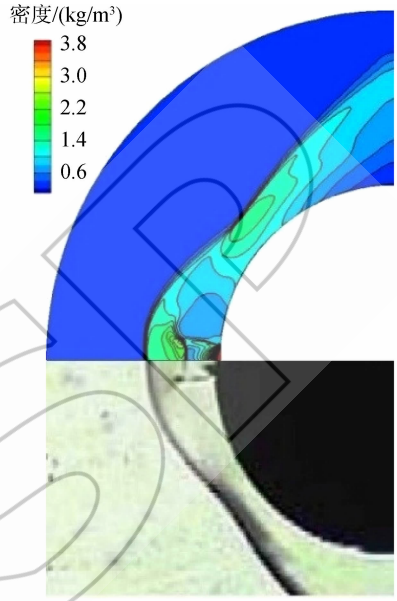
采用公开文献[20]里的半球头体模型对数值方法进行验证，采用轴向和径向的网格节点数为 250×160 的网格进行仿真。图 4 展示了实验结果与仿真结果的对比。由图 4(a)可知，虽然仿真得到的斯坦顿数分布与实验值之间存在一定差异，但两者的分布趋势基本一致。值得注意的是，文献[20]中的射流气体是氮气而数值模拟中采用的是空气，考虑到气体不同，仿真值与实验值的差异在可以接受的范围内。图 4(b)展示了仿真的流场密度云图与实验纹影图的对比。可以看到，仿真得到的流场结构与实验纹影图中的基本一致，脱体激波量对结果的影响不大。由于精细网格的计算时间较长，而中等网格也能捕捉到精细的流场结构，因此下文的研究中采用中等网格进行计算。

和马赫盘等流场结构吻合较好，流场结构较为清晰。综上所述，本数值方法能较好地捕获流场特性。

为确保计算结果的网格独立性，采用三种不同密度的网格进行网格无关性分析，划分的网格数量分别为 95 万(粗糙网格)、103 万(中等网格)和 115 万(精细网格)。图 5 展示了上半球头体壁面 $Z=0$ mm 母线(即上半球头体壁面与 $Z=0$ mm 平面相交所得的母线)上的壁面压力分布，图中角



(a) 本文仿真和文献[20]中斯坦顿数分布的对比



(b) 仿真密度云图(上)与文献[20]纹影图(下)的对比

图 4　单孔逆向射流仿真结果与实验结果的对比

Fig. 4　Contrast of single opposing jets between computational result and experimental result

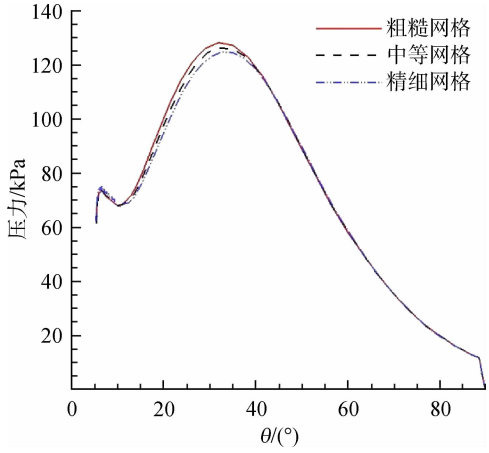


图 5　不同网格密度下的半球头体表面压力分布

Fig. 5　Pressure distributions on the hemispherical body surface under different grids

度 θ 是 $Z=0$ mm 母线上各点的角坐标，当该点位于上半球体时为 θ 正，反之 θ 为负。由图可知，三种不同尺寸的网格计算得到的压力分布情况基本一致，相应的网格尺寸已能达到网格无关性要求，

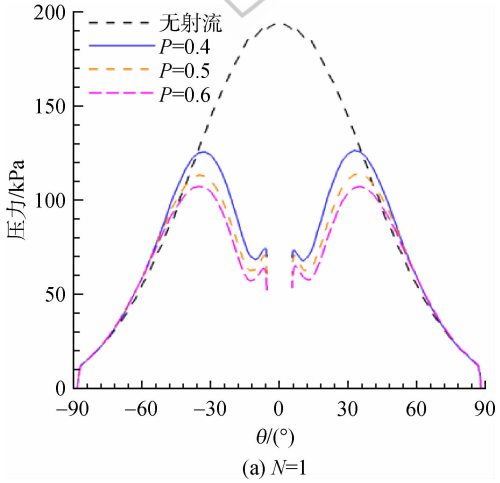
再增加网格数量对结果的影响不大。由于精细网格的计算时间较长，而中等网格也能捕捉到精细的流场结构，因此下文的研究中采用中等网格进行计算。

3 结果与讨论

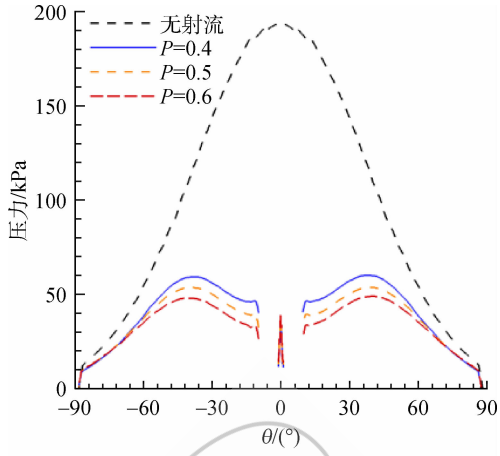
通过截取壁面 $Z=0$ mm 母线上的压力分布，结合半球头体表面的压力分布云图，分析半球头体上的压力分布情况。同时截取 $Y=0$ mm，$Z=0$ mm 面上的流场并创建声速等值面，分析多孔逆同射流的三维流场特性，探讨分析了总压比 P 和射流孔数量 N 对半球头体多孔逆向射流减阻性能的影响。

3.1 总压比 P 对减阻性能的影响

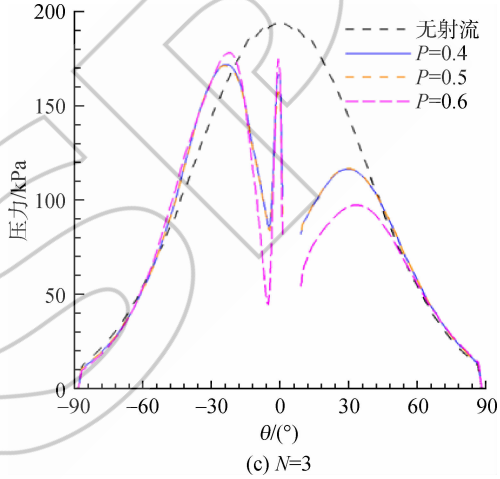
本节对不同总压比 $P=0.4,0.5,0.6$ 下的逆向射流进行分析，研究总压比 P 对多孔逆向射流减阻性能的影响。图 6 给出了不同 P 时半球头体的 $Z=0$ mm 母线上的压力分布曲线，可以发现，各射流孔附近的壁面压力显著降低，但随着 $|\theta|$ 增大，即远离射流孔时，逆向射流的影响减弱，壁面压力又逐渐上升，最终与无射流条件的压力分布趋近重合，壁面压力分布随着 $|\theta|$ 增大呈先减小再增大最后与无射流条件接近的趋势。由图 6(a)～图 6(d)可知，不同孔数产生的射流对壁面的影响区域具有显著差异。单孔逆向射流($N=1$)显著降低了半球头体±35°区域内的压力。双孔逆向射流($N=2$)的影响区域略有增大，达到±38°。三孔逆向射流($N=3$)由于上下非对称性，一个孔位于上半球体且位于 $Z=0$ mm 母线上，另两个孔位于下半球体且分布在 $Z=0$ mm 母线的两侧，因此上单孔主要影响上半球体 30°内的区域而下双孔共同影响下半球体－24°内的区域。四孔逆向射流($N=4$)主要影响半球头体±30°内的区域。因此，由该图可以看出，相比无射流条件，逆向射流能够明显降低半球头体驻点附近的压力，不同射流孔数对半球头体壁面压力分布的影响呈现相似的趋势，半球头体壁面的压力随着 P 的增大而逐渐减小。



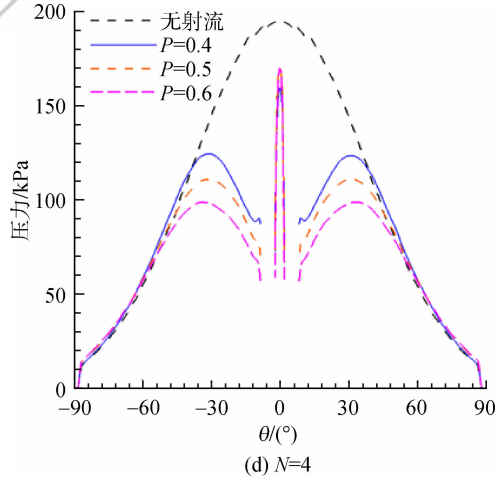
(a) N=1



(b) N=2



(c) N=3



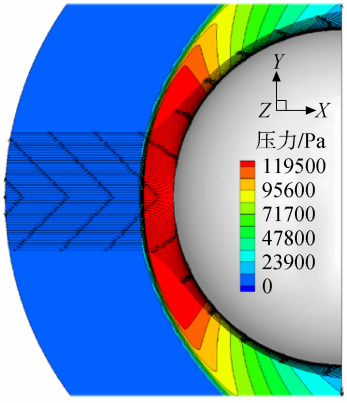
(d) N=4

图 6 不同 P 下的半球头体表面压力分布

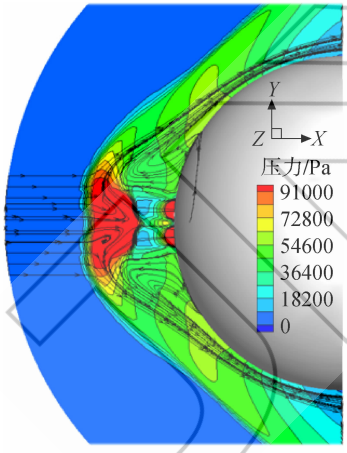
Fig. 6 Pressure distributions on hemispherical body surface under different P

由于各射流在不同 P 时对壁面压力分布的

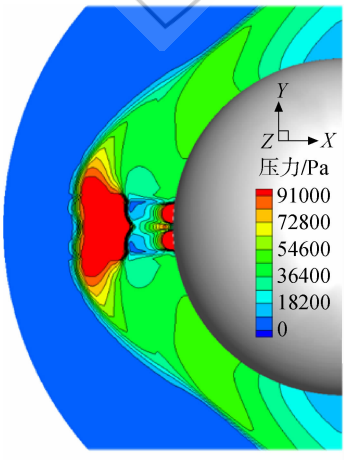
影响趋势相似，选取双孔逆向射流进行进一步的流场分析。图 7 给出 $Z=0$ mm 截面上的无射流和双孔逆向射流流场压力云图和流线图。由图可知，自由来流经过激波后压力突增。无逆向射流时，激波后的高压区直接附着在壁面驻点处，产生巨大的波阻。而逆向射流将弓形激波推离壁面，使波后高压区远离壁面，在双孔附近形成了两个低压回流区，自由来流附着点不再位于鼻锥处(0°)，而是位于壁面的±38°附近，逆向射流对再附点之后的区域影响很小，因此再附点之后的壁面压力分布与无射流条件下的基本一致。



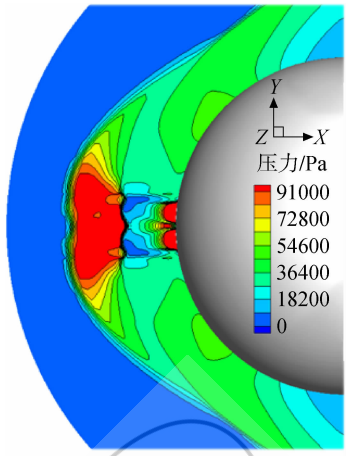
(a) 无射流



(b) P=0.4



(c) P=0.5



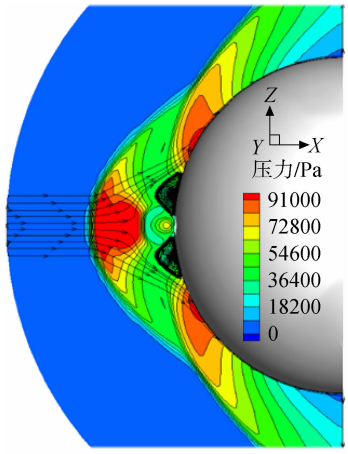
(d) P=0.6

图 7　无射流和双孔逆向射流在不同 P 下 $Z=0$ mm 截面的压力云图

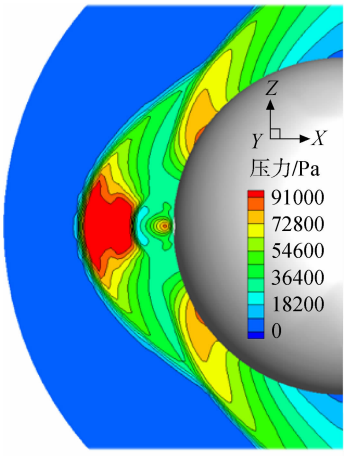
Fig. 7　Pressure contours on $Z=0$ mm plane of no jet and double opposing jets under different P

图 8 展示了双孔逆向射流在不同 P 下 $Y=0$ mm 截面的压力云图。由图可知，射流在垂直于两孔连线的方向(横向)上也形成了低压回流区，相比 $Z=0$ mm 截面上的小，因此自由来流在壁面形成了较强的再附激波，并形成高压区。说明射流在横向上也存在影响但影响较弱。随着 P 的增大，弓形激波脱体距离增加，射流对横向的影响增强，使再附激波的强度逐渐减弱，壁面压力进一步降低，减阻能力进一步提高。

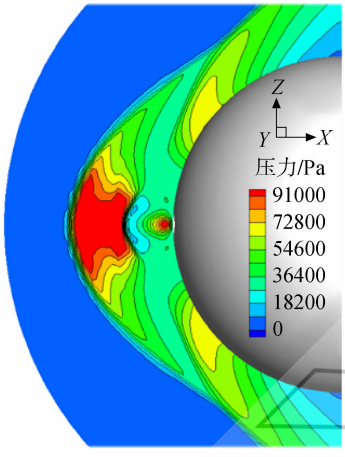
综上所述，逆向射流通过将主激波推离壁面，在射流孔附近形成低压回流区，能有效减小波阻。随着总压比 P 的增大，主激波脱体距离越大，多孔逆向射流回流区增大，射流影响作用区域扩大，对壁面的覆盖防护作用越好，减阻性能越好。



(a) P=0.4



(b) P=0.5



(c) P=0.6

图 8 双孔逆向射流在不同 P 下 $Y=0$ mm 截面的压力云图

Fig. 8 Pressure contours on $Y=0$ mm plane of double opposing jets under different P

3.2 射流孔数 N 对减阻性能的影响

保持总压比 $P=0.4$ 不变，分析不同射流孔数 N 对逆向射流减阻性能的影响以及多孔逆向射流的流场特性。图 9 给出了 $P=0.4$ 下不同射流孔数下的壁面 $Z=0$ mm 母线上的壁面压力分布。从图中可以看出，双孔逆向射流的壁面压力最低，其压力峰值仅约为 60 kPa，由于双孔在 0°附近有一段小间隔，该处是来流压缩最剧烈的地方。因此，该处有一个压力小尖峰。单孔逆向射流与四孔逆向射流的压力峰值接近，达到约 125 kPa，但单孔逆向射流在射流影响域内的压力更低。与双孔逆向射流类似，四孔逆向射流在 0°附近同样存在一个压力小尖峰。三孔逆向射流由于上下非对称，其压力分布也呈现出强烈的非对称性，下壁面的压力峰值远超上壁面的压力峰值，下壁面压力峰值约 170 kPa 而上壁面压力峰值仅约为 115

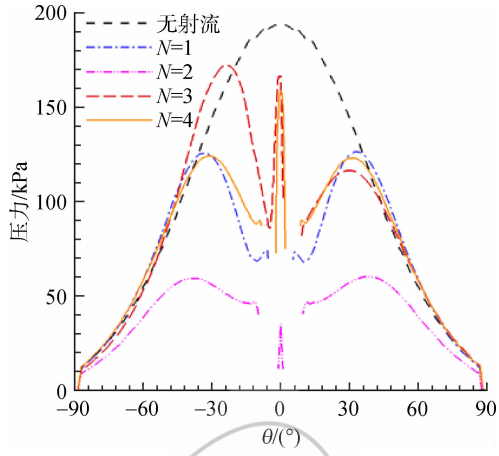
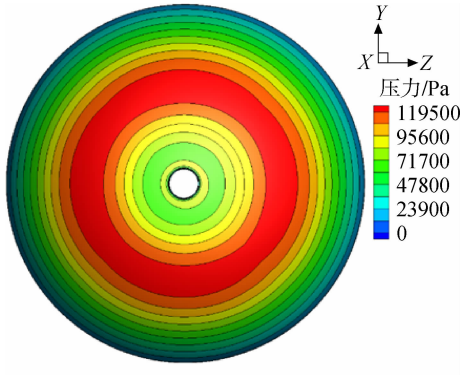


图 9 不同 N 下半球头体表面的压力分布($P=0.4$)

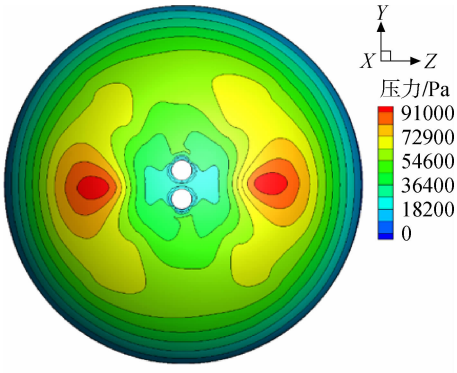
Fig. 9 Pressure distributions on the hemispherical body surface under different N ($P=0.4$)

kPa，0°附近处于射流之间的间隙，也存在一个压力尖峰。综合上述，壁面压力分布随着孔数的增大呈现先减小后增大的趋势，双孔逆向射流的压力分布最低。

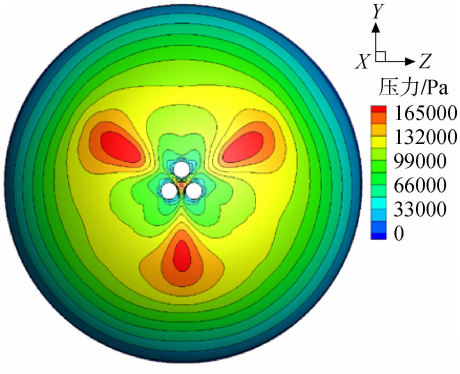
图 10 给出了不同射流孔数下的壁面压力云图。射流孔数的不同以及孔的几何分布造成了壁面压力分布的不同。单孔逆向射流对壁面的减压区域呈现以射流孔为中心的圆环状。以射流孔为中心，由近及远，射流的影响逐渐递减，壁面压力以环状先减小后增大。双孔逆向射流上下对称分布，因此，在竖直方向上能有效减小压力分布，但在水平方向上出现高压区，双孔逆向射流在水平方向上的减压能力减弱。三孔逆向射流在相邻的射流区域出现高压区，分别处于相邻两孔连线的垂直平分线上，三个高压区的连线呈倒三角状，说明三孔逆向射流在靠近射流孔的一侧能有效减小压力，但射流在各孔间的区域防护能力显著下降。与三孔逆向射流相似，四孔逆向射流的高压区也分布在相邻两孔连线的垂直平分线上，四个高压区的连线呈正方形状，说明四孔逆向射流对相邻



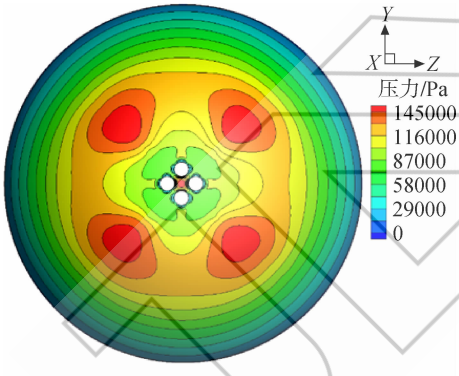
(a) N=1



(b) N=2



(c) N=3



(d) N=4

图 10　不同 N 下的半球体表面压力云图

Fig. 10　Pressure contours on the hemispherical body surface under different N

孔间的防护能力也下降。综合上述，多孔逆向射流对两相邻孔连线方向上的影响较强而对垂直于两孔连线方向上的影响较弱。

图 11 给出了减阻比 ε 与孔数 N 的变化关系，减阻比 ε 的定义如下：

$$\varepsilon = \frac{C_{d0} - C_{dN}}{C_{d0}} \times 100\%$$

式中 C_{d0} 表示无射流条件下的阻力系数，C_{dN} 表示射流孔数 N=1，2，3，4 时的阻力系数，且只考虑来流对半球头体壁面的阻力作用。从图 11 中可以发现，双孔逆向射流的减阻能力最强，减阻比约

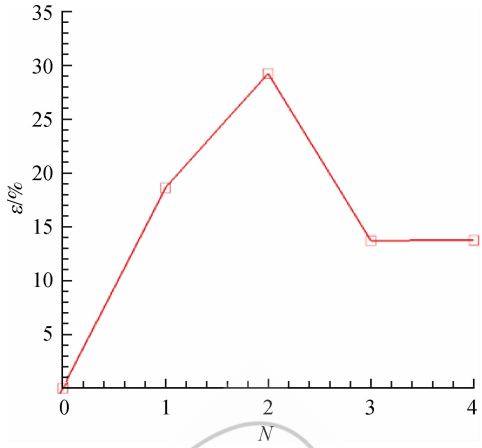
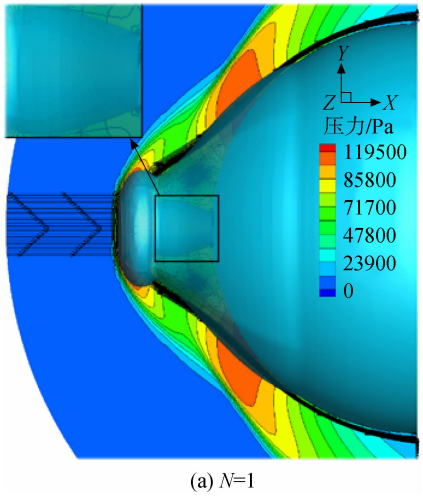


图 11　不同 N 下的减阻比分布

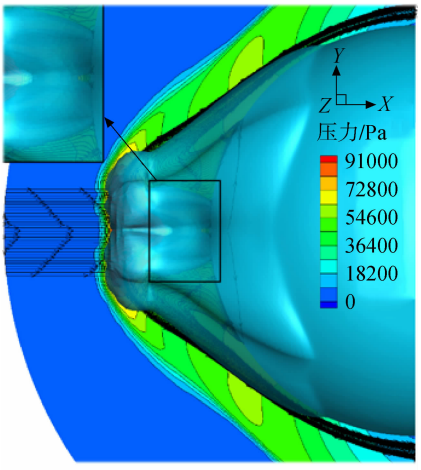
Fig. 11　Drag reduction coefficient under different N

为 29%。单孔逆向射流减阻能力次之，减阻比约为 18%，三孔与四孔逆向射流的减阻性能接近，减阻比约为 13%。

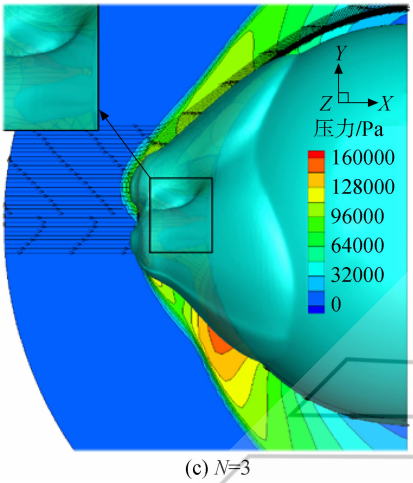
图 12 给出了 Z=0 mm 向截面上的压力分布云图和声速等值面图。由图可知，射流从射流孔射出后先膨胀加速，与来流相互作用后减速，形成马赫盘，将来流推离壁面。由压力云图可知，双孔逆向射流的激波脱体距离比单孔逆向射流的更长。由声速等值面可知，单孔逆向射流与双孔逆向射流在射流出口都产生了较大的膨胀波束。双孔逆向射流声速等值面产生了连接，说明双孔逆向射流相互影响较强，能将自由来流更远地推离壁面，更有效减小壁面压力。而三孔和四孔逆向射流在出口处的膨胀波束很小，射流声速等值面之间没有互相连接，说明三孔和四孔逆向射流之间的相互影响很弱，将自由来流推离壁面的能力大大减弱，减阻能力显著降低。在射流孔的几何分布上，双孔逆向射流孔径较大，双孔之间的距离较小，射流出口后膨胀扩张，较小的孔间距有利于



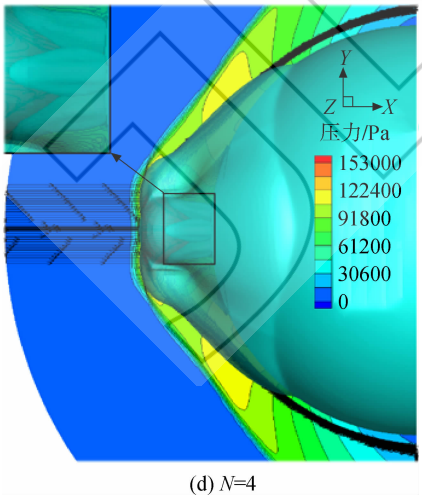
(a) N=1



(b) N=2



(c) N=3



(d) N=4

图 12 不同 N 下的 $Z=0$ mm 截面压力分布云图和声速等值面

Fig. 12 Pressure contours on $Z=0$ mm plane and isosurfaces of sound speed under different N

射流间的相互连接充分膨胀产生更大的膨胀波束。而三孔和四孔逆向射流孔径都较小而各孔间距较大，射流出口后膨胀扩张但较大的孔间距使自由来流对射流急剧压缩，射流的膨胀波束减小，不能相互连接，削弱了射流之间的相互作用，且自由来流形成的声速等值面在相邻射流之间向内凹陷，来流在该方向上压缩剧烈，在壁面上形成再附激波，对壁面的阻力增加。

综上所述，多孔逆向射流之间具有三维流场效应，等射流面积下，随着射流孔数 N 的增大，射流的减阻性能先增大后减小。本文中，射流孔数 N 较小时，射流孔间的距离相对射流孔的半径较小，射流间的相互作用会有利于提高减阻性能，但当 N 增加时孔间距离相对射流孔的半径较大，射流之间的影响减弱，减阻性能反而下降。

4 结 论

本文对超声速半球头体多孔逆向射流进行了数值模拟，分析了不同总压比 P 和不同射流孔数 N 的流场特性及其减阻性能，得到以下结论：

1）多孔逆向射流是一种有效的减阻方法，能有效减小半球头体的阻力，具有良好的减阻特性。多孔逆向射流的低压回流区和主激波脱体距离随着 P 的增大而增大，半球头体壁面压力随着 P 的增大而减小，使减阻性能增强。

2）等射流面积条件下，不同的射流孔数 N 对减阻性能产生一定影响，随着射流孔数的增大，减阻性能呈现先增大后减小的趋势，双孔逆向射流取得最好的减阻性能，减阻比高达 29%。因此，等射流面积下，多孔逆向射流相对单孔逆向射流可能具备更好的减阻性能，但射流孔的孔径以及各孔的距离等因素对多孔逆向射流减阻性能的影响需要进一步研究。

参考文献：

[1] 何琨，陈坚强，董维中. 逆向喷流流场模态分析及减阻特性研究[J]. 力学学报，2006，38(4)：438-445.
HE Kun，CHEN Jianqiang，DONG Weizhong. Penetration mode and drag reduction research in hypersonic flow using a counter-flow jet[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics，2006，38(4)：438-445. (in Chinese)

[2] 田婷，阎超. 超声速场中的反向喷流数值模拟[J]. 北京航空航天大学报，2008，34(1)：9-12.
TIAN Ting，YAN Chao. Numerical simulation on opposing jet in hypersonic flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2008，34(1)：9-12. (in Chinese)

[3] 王兴，裴曦，陈志敏，等. 超声速逆向喷流的减阻降热[J]. 推进技术，2010，31(3)：261-264.
WANG Xing，PEI Xi，CHEN Zhimin，et al. Supersonic with counter-flowing jets on drag and heat transfer reduc-

tion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 261-264. (in Chinese)

[4] 周超英,纪文英,张兴伟,等. 超声速钝体逆向喷流减阻的数值模拟研究[J]. 应用力学学报, 2012, 29(2): 159-163.
ZHOU Chaoying, JI Wenying, ZHANG Xingwei, et al. Numerical investigation on counter-flow jet drag reduction of abluff body in supersonic flow[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2012, 29(2): 159-163. (in Chinese)

[5] 周超英,纪文英,张兴伟,等. 球头体逆向喷流减阻的数值模拟研究[J]. 工程力学, 2013, 30(1): 441-447.
ZHOU Chaoying, JI Wenying, ZHANG Xingwei, et al. Numerical investigation on counter-flow jet dragreduction of a spherical body[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(1): 441-447. (in Chinese)

[6] LI Shibin, WANG Zhenguo, BAROKOS G N, et al. Research on the drag reduction performance induced by the counterflowing jet for waverider with variable blunt radii [J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 120-130.

[7] WARREN C H E. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1960, 8(3): 400-417.

[8] FINLEY P J. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1966, 26(2): 337-368.

[9] FORMIN V M, MASLOV A A, MALMUTH N D, et al. Influence of a counter-flow plasma jet on supersonic blunt-body pressures[J]. AIAA Journal, 2002, 40(6): 1170-1177.

[10] VENUKUMAR B, JAGADEESH G, REDDY K P J. Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow[J]. Physics of Fluids, 2006, 18 (11): 81041-81044.

[11] GERDROODBARY M B, IMANI M, GANJI D D. Investigation of film cooling on nose cone by a forward facing array of micro-jets in hypersonic flow[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2015, 64: 42-49.

[12] LI Shibin, HUANG Wei, WANG Zhenguo, et al. Drag and heat reduction mechanism of the porous opposing jet for variable blunt hypersonic vehicles[R]. ASME Paper GT2018-75151, 2018.

[13] SRIRAM R, JAGADEESH G. Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2009, 52 (15/16): 3654-3664.

[14] LI Shibin, WANG Zhenguo, HUANG Wei, et al. Analysis of flowfield characteristics for equal polygon opposing jet on different freeflow conditions[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 50-62.

[15] BARZEGAR G M, AMINI Y, GANJI D D, et al. The flow feature of transverse hydrogen jet in presence of micro air jets in supersonic flow[J]. Advances in Space Research, 2017, 59(5): 1330-1340.

[16] ANAZADEHSAYED A, BARZEGAR G M, AMINI Y, et al. Mixing augmentation of transverse hydrogen jet by injection of micro air jets in supersonic crossflow[J]. Acta Astronautica, 2017, 137: 403-414.

[17] HASSANVAND A, BARZEGAR G M, FALLAH K, et al. Effect of dual micro fuel jets on mixing performance of hydrogen in cavity flameholder at supersonic flow[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2018, 43(20): 9829-9837.

[18] MORADI R, MAHYARI A, BARZEGAR G M, et al. Shape effect of cavity flameholder on mixing zone of hydrogen jet at supersonic flow[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2018, 43(33): 16364-16372.

[19] BARZEGAR G M, MOKHTARI M, FALLAH K, et al. The influence of micro air jets on mixing augmentation of transverse hydrogen jet in supersonic flow[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(47): 22497-22508.

[20] HAYASHI K, ASO S. Effect of pressure on aerodynamic heating reduction due to opposing jet[R]. AIAA-2003-4041, 2003.

(编辑:陈　越)