

逆向喷流降低驻点区热流率方法的探索

陈宏¹⁾, 李进平, 陈兵, 张仕忠, 董志成

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

摘要: 本文通过计算和实验探索了用逆向喷流降低头部驻点区热流率和减小阻力的方法。初步计算和实验结果表明: 喷流对降低头部驻点区热流率和减小阻力有一定效果, 靠近驻点区降温和减阻的效果最明显, 远离驻点区 ($>50^\circ$) 效果不明显, 而中间区 ($30^\circ\sim 45^\circ$) 不稳定, 有时热流率会明显增大。在实际应用中, 需综合各种因素才能使逆向喷流降温达到预期效果。

关键词: 逆向喷流; 热流; 减阻

引言

当前航天飞行器在大气中飞行都需要敷设热防护系统。目前普遍采用烧蚀耐热结构。由于烧蚀后改变了气动外形从而改变飞行器的气动性能, 特别是阻力增大对超高速飞行器在大气中滑翔极为不利; 同时由于耐热瓦或烧蚀材料与铝合金结构在机械性能上的差异给连接和强度造成了一定的困难, 因此需要进一步探索航天飞行器热防护的新方法。

本文提出的方法是将气体介质从飞行器头部驻点处逆向喷出, 遇主流气体后减速变向, 即射流罩热防护法, 其基本原理是利用喷流与飞行器绕流的相互作用, 使飞行器周围的流场结构发生变化, 使飞行器的气动特性及热环境发生改变, 如图 1 所示。在一定的流动条件下, 该喷流介质与主流气体之间可保持相对稳定的分界面, 形成热防护罩, 从而大大降低驻点区热流率。如果是液体介质则气化吸热将吸收传入飞行器的热量, 从而进一步降低飞行器表面的温度, 有利于降低对耐热材料的要求。

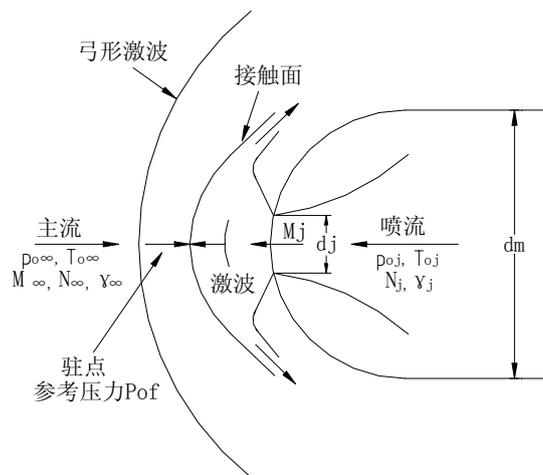


图 1 逆向喷流流场结构示意图

本文采用实验和数值模拟相结合的研究方法, 根据飞行器的飞行条件和相应的飞行器驻点区气动力和气动热环境特性, 探索研究逆向喷流对驻点区热流和阻力的影响。

¹⁾ E-mail: hongchen@imech.ac.cn

1 数值计算

1.1 控制方程

针对高超声速流动特点，流体运动采用 NS 方程；空气解离的化学模型采用 5 组元（N₂、O₂、NO、N、O）基元化学反应模型；无量纲形式的轴对称非平衡流 NS 方程为：

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} + H = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial r} + H_v \right) + W \quad (1.1)$$

式中 U 为守恒变量组成的矢量， E 、 F 分别为柱坐标系下 x 、 r 方向上的对流通量矢量， E_v 、 F_v 为 x 、 r 方向上的粘性项矢量， H 、 H_v 为柱坐标系下有粘和无粘部分的源项矢量， W 为化学反应和振动能源项矢量，Re 为雷诺数。

对于热化学非平衡流，各矢量表达式分别如下：

$$U = (\rho_1, \dots, \rho_{ns}, \rho u, \rho v, \rho E, \rho e_v)^T \quad (1.2a)$$

$$E = (\rho_1 u, \dots, \rho_{ns} u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uH, \rho ue_v)^T \quad (1.2b)$$

$$F = (\rho_1 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vH, \rho ve_v)^T \quad (1.2c)$$

$$H = \frac{1}{r} (\rho_1 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho uv, \rho v^2, \rho vH, \rho ve_v)^T \quad (1.2d)$$

$$E_v = \left(\rho D_1 \frac{\partial C_1}{\partial x}, \dots, \rho D_{ns} \frac{\partial C_{ns}}{\partial x}, \tau_{xx}, \tau_{xr}, u\tau_{xx} + v\tau_{xr} + q_x, q_{vx} \right)^T \quad (1.2e)$$

$$F_v = \left(\rho D_1 \frac{\partial C_1}{\partial r}, \dots, \rho D_{ns} \frac{\partial C_{ns}}{\partial r}, \tau_{xr}, \tau_{rr}, u\tau_{xr} + v\tau_{rr} + q_r, q_{vr} \right)^T \quad (1.2f)$$

$$H_v = \left(\rho D_1 \frac{\partial C_1}{\partial r}, \dots, \rho D_{ns} \frac{\partial C_{ns}}{\partial r}, \tau_{xr}, \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta}, u\tau_{xr} + v\tau_{rr} + q_r, q_{vr} \right)^T \quad (1.2g)$$

$$W = (\dot{\omega}_1, \dots, \dot{\omega}_{ns}, 0, 0, 0, S_v)^T \quad (1.2h)$$

式中 $i = 1, 2, \dots, ns$ ， ns 为混合气体中组元个数； ρ 、 ρ_i 、 C_i 分别为混合气体密度、组元 i 的密度和质量分数； p 、 u 、 v 分别为混合气体的压力和两个坐标方向上的速度分量； E 、 H 为单位质量混合气体的总能和总焓； e_v 是单位质量混合气体内能中的振动能； τ_{xx} 、 τ_{xr} 、 τ_{rr} 、 $\tau_{\theta\theta}$ 为应力张量 $[\tau]$ 的各分量； q_x 、 q_r 、 q_{vx} 、 q_{vr} 分别是总热流和振动热流在两个坐标方向上的分量； $\dot{\omega}_i$ 为 i 组元质量生成率； S_v 为振动能生成项。

热化学反应模型采用 Park^[1]双温度模型。化学非平衡流考虑化学反应过程为有限速率的情形，需要根据化学反应方程式和相应的化学反应速率系数计算各化学组元质量随时间的变化率 $\dot{\omega}_i$ ，本文采用 Gupta^[2]的 5 组元空气化学反应模型。

1.2 数值模拟方法

高超声速钝头体绕流本身为定常问题，但是由于激波和两种气体分界面的存在，使流场变得非常复杂，因此在数值模拟方法上需选取高效高精度的激波捕捉格式。在文中采用频散可控耗散格式 (DCD)^[3]。

1.3 计算结果与讨论

来流参数为：飞行马赫数为 $M_\infty=8.0$ ，飞行高度 40km，即温度 $T_\infty=250.4\text{K}$ ，压力为 $P_\infty=287\text{Pa}$ 。钝头体参数为：头部球半径 $R=40\text{mm}$ ，喷口直径 $d=3\text{mm}$ 。喷流以当地声速沿来流的逆向喷出，总温为 $T_{0j}=300\text{K}$ 。选用 2 种喷流状态，即喷流总压与驻点压力比为 $P_{0j}/P_{ST}=0$ 、 $P_{0j}/P_{ST}=3$ 和 $P_{0j}/P_{ST}=6$ ，其中 $P_{0j}/P_{ST}=0$ 为无喷流情况。

图 2 和图 3 分别给出喷流总压与驻点压力比为 3 时不同时刻流场内温度和压力的分布。从计算结果中可以看出喷流流场非常复杂，其中包含有激波、膨胀波、剪切层以及它们间的相互干扰。高压气体从喷口喷出后与来流碰撞形成干扰层，在喷流和壁面之间形成环形死水区，该区域内存在强烈的漩涡运动，在漩涡运动的作用下流场表现出周期性的变化。加入逆向喷流后，流场中的激波结构发生了较大的变化，原来的钝体头部的激波在逆向喷流的作用下形成了新的头部激波，新激波在驻点线附近的曲率比原激波大的多，所以强度较原激波弱得多。由于经过新激波压缩后的气流方向与物面不匹配，所以在一定位置调整方向产生第二道激波，并与喷流产生的头部激波相交形成 λ 结构的激波，但该激波结构并不稳定，与壁面的交点也不断的变化，对壁面的热流和压力分布带来严重的影响。壁面的压力和热流分布如图 4 和 5 所示。加入喷流后，尽管壁面压力和热流分布不断的变化，但驻点附近的压力和热流明显降低，而

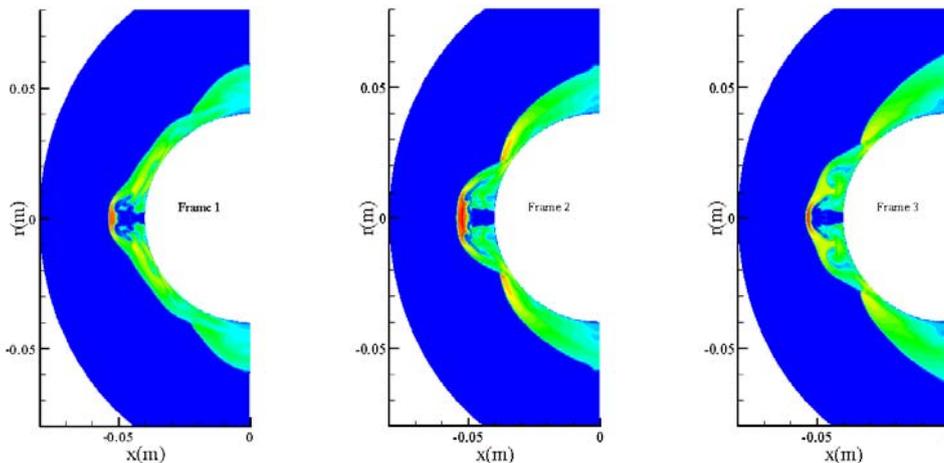


图 2 不同时刻温度分布 ($P_{0j}/P_{ST}=3$)

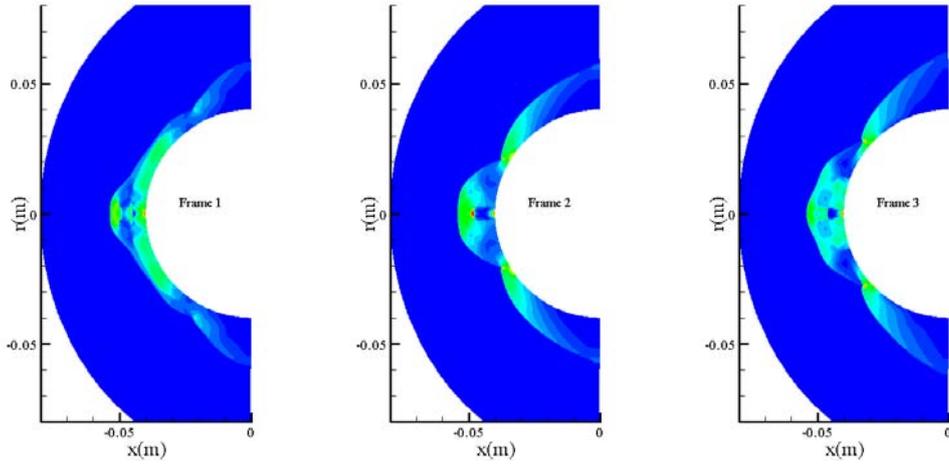


图3 不同时刻压力分布 ($P_{0j}/P_{ST}=3$)

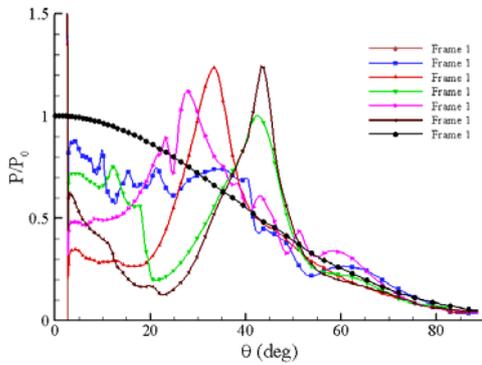


图4 物面压力分布 ($P_{0j}/P_{ST}=3$)

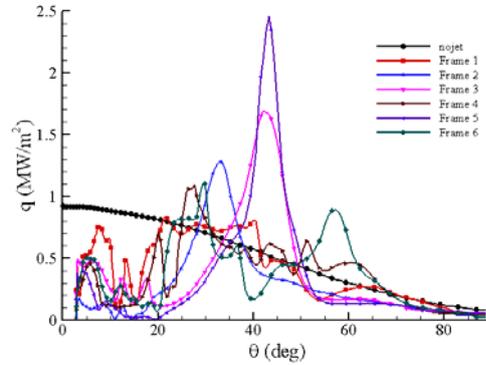


图5 物面热流分布 ($P_{0j}/P_{ST}=3$)

在钝头体肩部附近压力和热流变化剧烈，瞬时压力和热流可能远大于驻点值。

喷流总压与驻点压力比为6时的计算结果如图6和图7所示。除了逆向喷流的膨胀区变大并且穿透深度略有变小外，该算例的流场结构与上个算例基本类似，流动仍表现出周期性的变化。但肩部的热流和压力均有所下降，这表明适当的增加逆向喷流压力可以起到防热减阻的作用。

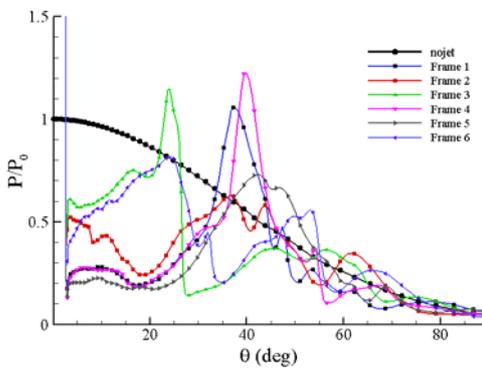


图6 物面压力分布 ($P_{0j}/P_{ST}=6$)

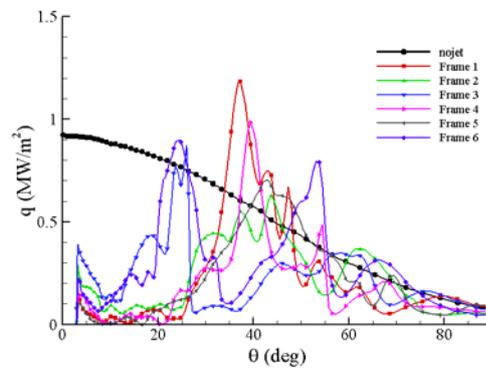


图7 物面热流分布 ($P_{0j}/P_{ST}=6$)

2 逆向喷流实验

2.1 实验模型与实验状态

本实验在直通式激波风洞进行，实验模型采用球锥体，球头半径 40mm。模型头部表面中点钻有直径 3.2mm 的孔，用于喷流出口。从中点沿球面子午线向外每隔 15 度安装直径约 2mm 的同轴热流传感器。由于压力传感器体积所限，加上实验时间很短（约 2ms），传感器的数量和安装位置都受到很大限制，只能在相互垂直的三个子午线上与模型轴线分别成 15°、30° 和 45° 安装三个传感器。如图 8 所示。

2.2 实验结果与分析

模拟飞行状态为：飞行高度 $H=40\text{km}$ ，飞行马赫数 $M_\infty=10$ 。

喷流压力比分别为： $P_{0J}/P_{ST} = 0, 1.05, 2.1, 3.15, 4.2$ 。

表面热流分布的初步实验结果见表 1 所示，图 9 为相应的热流实验曲线。表面压力分布的初步实验结果见表 2 所示，图 10 为相应的压力分布实验曲线。

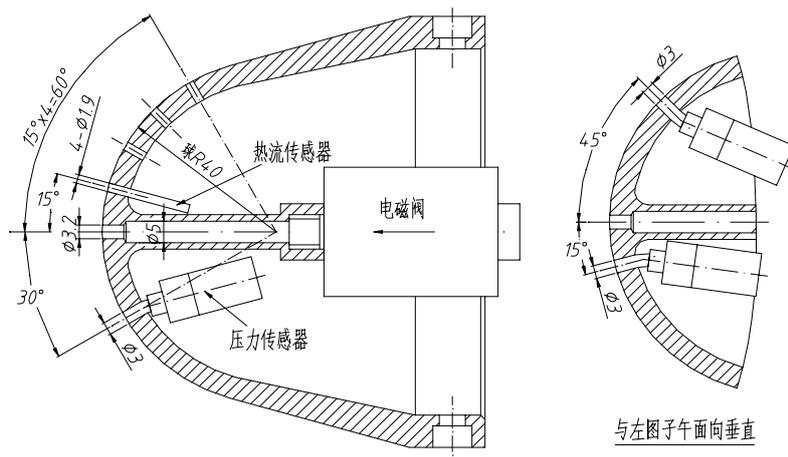


图 8 喷流模型结构示意图

表 1 逆向喷流降低驻点区热流率实验结果

喷流压比 P_{0J}/P_{ST}	平均热流值(MW/m^2)			
	15°	30°	45°	60°
0	1.88	1.40	1.12	0.61
1.05	1.18	1.08	0.99	0.55
2.1	0.73	1.06	1.58	0.66
3.15	0.57	0.87	1.40	0.66
4.2	0.65	0.95	1.33	0.65

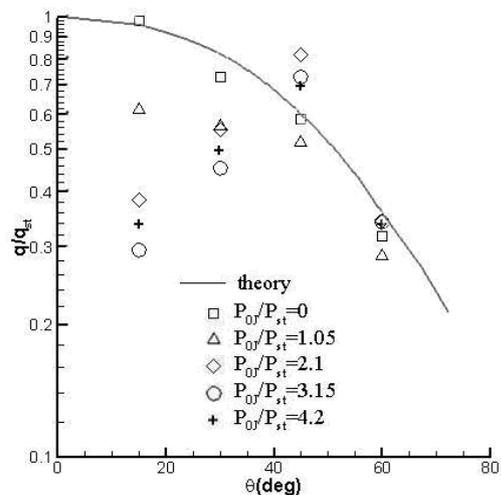


图 9 喷流压比对模型表面热流率影响

表 2 逆向喷流降低驻点区压力实验结果

喷流压比	按次平均压力值 (bar)			
	P_{0j}/P_{ST}	15°	30°	45°
0		0.39	0.28	0.12
1.05		0.205	0.24	0.12
2.1		0.155	0.35	0.18
3.15		0.155	0.335	0.195
4.2		0.15	0.235	0.15

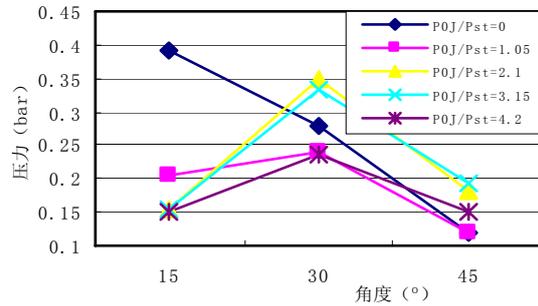


图 10 喷流压比对模型表面压力影响

由表 1 和图 9 可以看出，与无喷流相比，逆向喷流压力越大，离驻点 15 度附近热流减小的幅度越明显；30 度附近热流减小的幅度渐弱，45 度附近喷流压力较大时热流还有增加的趋势，到了 60 度附近热流基本上没有什么变化。从表 2 和图 10 可以看出压力也有类似的结果，随着喷流压力的增大 15 度附近表面压力明显减小，但 30 度以外在中等压力段，表面压力还略有增加。加入喷流后，尽管壁面压力和热流分布不断的变化，但驻点附近的压力和热流明显降低，而在钝头体肩部附近压力和热流变化剧烈，瞬时压力和热流可以大于驻点值。热流与压力随喷流压比变化规律的实验结果与计算结果符合较好，并且得到了高速纹影摄像实验结果的证实。

3 结论

本文应用多组分 NS 方程和频散可控耗散格式 (DCD) 对高超声速钝头体绕流问题进行了数值模拟。在数值模拟高超声速来流中钝头体逆向喷流与来流的干扰流场过程中，研究了不同来流条件，不同喷流与来流压力比对干扰流场结构的影响，简要分析了超声速主流中钝体逆向喷流流场复杂结构及对壁面压力与热流的影响。由于逆向喷流的引入，使得流场结构包含激波、旋涡、自由剪切层等以及它们的相互作用，流场结构复杂；流动表现出非定常的特性。喷流压力比对降热和减阻均有影响，在实际应用中，需综合各种因素才能使逆向喷流达到预期的效果。

通过直通型激波风洞进行了钝头体逆向喷流实验研究，观察了不同喷流与来流压力比对驻点区压力和驻点区热流的影响。实验结果初步表明，逆向喷流可以明显减小钝头体头部驻点区的表面热流，并减小头部驻点区的表面压力，从而会减小头部阻力。在远离驻点的区域喷流对热流和压力的影响几乎没有；在中间区域，喷流对降低热流和减小表面压力的效果还要根据喷流压力与驻点压力比值的不同而不同。实验结果还表明逆向喷流导致热流和压力的变化比较剧烈，若参数选择不当喷流与主流撞击后很难形成稳定的分界面，这对有效利用逆向喷流降低热流和减小阻力并不十分有利。由于实验参数和喷流状态参数有限，上述结论只是初步的，进一步的结论待深入研究后给出。

参考文献

- [1] Park C. Assessment of two-temperature kinetic model for dissociating and weakly ionizing nitrogen. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 1988, 2(1):8~16.
- [2] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K. 1990, NASA RP1232.
- [3] Jiang Z L, Takayama K, Chen Y S. Dispersion Conditions for Non-oscillatory Shock Capturing Schemes and Its Applications. *Comp Fluid Dynamics Journal*, 1995, 4:137~150.

Study on heat flux reduction in hypersonic flow using an opposing jet

Chen Hong¹⁾, Li Jingping, Chen Bing, Zhang Shizhong, Dong Zhicheng, Yu Hongru

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: A method utilizing the opposing jet to reduce the heat flux and the drag for the blunt body is investigated by numerical simulations and experiments. Primary computed and experimental results indicate that the heat flux and the pressure on the wall can be reduced by introducing the opposing jet on the whole. In the region adjacent to the stagnation point the heat flux and pressure can be reduced significantly, but, in the region far away from the stagnation point they are unaffected almost. In the middle region, the peak and location of the heat flux and pressure are usually unstable, and they can be greater than the values at the stagnation without the presence of the opposing jet. Hence, it is necessary to balance all factors for achieving the desired results, in practical appliance.

Key words: opposing jet; heat flux; drag reduction