

高超声速飞行器翼前缘射流降热研究

陈洪波¹, 李小艳¹, 黄喜元¹, 陈智²

(1. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076;

2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: **目的** 获得高超声速飞行器翼前缘射流降热机理。**方法** 通过计算流体力学(CFD)方法, 针对典型高超声速带翼飞行器开展飞行马赫数为15条件下的射流干扰热环境规律研究, 分析无射流翼前缘气动加热特性, 确定热流严酷射流开孔区域, 分别在翼前缘激波干扰及翼后段布置射流孔, 并设计射流流动参数, 开展射流总压与来流总压比率在0.002~0.02范围内的流场仿真计算, 获得局部流动及表面热流分布特性, 针对计算结果进行对比分析。**结果** 随着总压比率逐渐增大, 激波干扰以及机翼后段射流孔区域热流均显著降低, 降幅达76%~99%。翼中段无射流典型位置总压比率为0.002时热流增高, 增幅为11%~24%, 随着射流总压增大热流降低, 降幅达68%~86%。高射流总压比率局部射流孔前热流增大2倍以上。**结论** 射流影响下降热机理是射流将高温气体推离壁面, 局部表面热流显著降低。低射流总压比率亚音速射流作用区域向下游延伸距离短, 不会引起局部再附热流增大。高射流总压比率音速射流降热影响向下游明显延伸, 增强射流强度可以增加延伸区长度, 同时会诱导局部射流孔前再附热流显著增大。

关键词: 高超声速; 射流; 翼前缘; 气动加热; 降热

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.11.006

中图分类号: TJ04; V416 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2018)11-0030-07

Aerodynamic Heating Reduction with Jet Array over Leading Edge of Hypersonic Vehicle

CHEN Hong-bo¹, LI Xiao-yan¹, HUANG Xi-yuan¹, CHEN Zhi²

(1. Research & Development Center of China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: Objective To obtain the aerodynamic heating reduction mechanism over the leading edge for hypersonic vehicle. **Methods** A CFD study was carried out to research the rules of aerodynamic heating reduction with jet array over leading edge of hypersonic vehicle with a free-stream Mach number of 15, to determine the opening area of hypersonic flow. Holes for jet flow were set on the front wing edge of shock wave and rear wing section. Flow parameters were designed to simulate and calculate the flow field with ratio of total jet pressure and total incoming flow pressure between 0.002 and 0.02 to obtain regional flow field and surface heat flux features. Furthermore, the calculated results were compared and analyzed. **Results** With the increase of the total pressure ratio, 76%-99% of aerodynamic reduction was achieved at the jet impinged positions both in the shock interaction and wing tip rear regions. In the region of middle wing tip without jets, the heat flux was increased by 11%~24% with a total pressure ratio of 0.002; while the heat flux was decreased by 68%-86% with the increase of the total pressure ratio. It was also observed that the regional heat flux in front of the first jet orifice was amplified drastically above 2 times. **Conclusion** The aerodynamic heating reduction with jets is due to the jets injection which could push the high temperature gas far from the wall

and lower the regional high heat flux. The zone of action for subsonic jet flow of total pressure ratio of low jet flow extends downstream only in a certain short distance, which would not generate higher heat flux at the attached point. While the high total pressure performs a sonic jet flow, it could be concluded that the heat reduction effects would be available in a long distance along the downstream region and the affected region would be enlarged by a higher total pressure ratio, which could produce a more obvious peak heat flux in the attached region simultaneously.

KEY WORDS: hypersonic flow; jet; leading edge; aerodynamic heating; heating reduction

高超声速飞行器为了在高空大气层内长时间滑翔, 一般采用尖头锥以及在机身两侧安装机翼以获得高升阻比特性。在高超声速气流下, 尖锐前缘面临的热流密度很高, 同时需要保持原有气动外形不发生变化, 这给防热设计带来了极大压力。高热流密度局部位置热防护迫切需要探索更先进的防热方式。

热防护的方式可分为被动热防护和主动热防护两种。被动热防护在飞行器外表面大面积上铺设防隔热材料, 随着热流增高需要加上局部烧蚀防热层。主动热防护技术可用于较高热流密度并持续时间长的气动加热, 较常用的包括对流冷却、发汗冷却^[1]、气膜冷却^[2]以及逆向喷流冷却^[3]。发汗冷却和气膜冷却对飞行器中等热流强度的大面积区域效果很好, 但对尖前缘等局部热流极高处冷却不大适用。为了对气动加热严重的局部区域, 例如头锥、翼前缘等进行热防护, 可使用逆向喷流注入低温气体。一方面低温气体可吸收驻点区的热量, 另一方面可以很大程度上减少气动加热。逆向喷流降低驻点热流方法早在 20 世纪 60 年代由 Warren 提出并作了实验验证^[3]。Hayashi 等^[4-5]针对钝头体外形开展了 4 Ma 来流条件下头部逆向喷流冷却效果研究, 试验及数值分析结果表明, 较大压比音速逆向喷流对驻点区域降热显著。为了进一步研究逆向喷流在高焓飞行条件下降热效果, Takashig 等^[6]在高焓风洞开展了钝头体逆向喷流测热试验, Vinayak^[7]在 HST3 8 Ma 风洞条件下开展了 60° 钝锥体测热试验。研究均表明, 在喷流与来流总压比率达到一定值后, 在驻点区域均获得显著降热效果。国内向树红等^[8-10]使用数值模拟方法研究了逆向喷流对降低头部驻点区域气动加热的影响, 计算结果证明了逆向喷流良好的降热效果, 并分析了逆向喷流降热物理机理。

逆向喷流降热机理为从飞行器头部或迎风关键局部反向喷射气体, 将激波推离物面以减阻并降低热流。高超声速来流与球头之间有一道强弓形脱体激波, 喷流喷出后先等熵膨胀加速, 温度降低, 经过马赫盘后速度降低温度升高, 自由来流向两侧沿剪切层流动, 而喷流分叉后进入回流区, 被喷流覆盖的区域气动加热环境得到明显改善, 如图 1 所示。

逆向喷流因其在减阻防热方面的良好效果日益成为研究热点。NASA 太空探索项目返回舱再入气动热力学特性研究中, 为了对返回舱进行更合理的热管

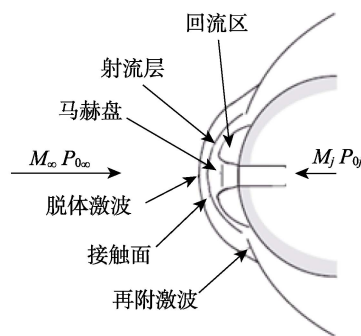


图 1 球头驻点区域逆向喷流流场分布

理, 引入了逆向喷流技术^[11]。已有的逆向喷流降热研究对象主要集中于高超声速飞行器头锥, 并对喷流与来流总压比率、喷流温度、喷流气体种类等影响进行了研究, 在一定压比条件下逆向喷流获得了显著的降热效果。文中基于逆向喷流技术在飞行器头部显著的降热效果, 开展典型带翼飞行器射流条件下热环境数值模拟研究, 进一步探索其高超声速飞行器翼前缘热环境严酷部位的有效性。

1 数值方法及验证

1.1 控制方程与离散

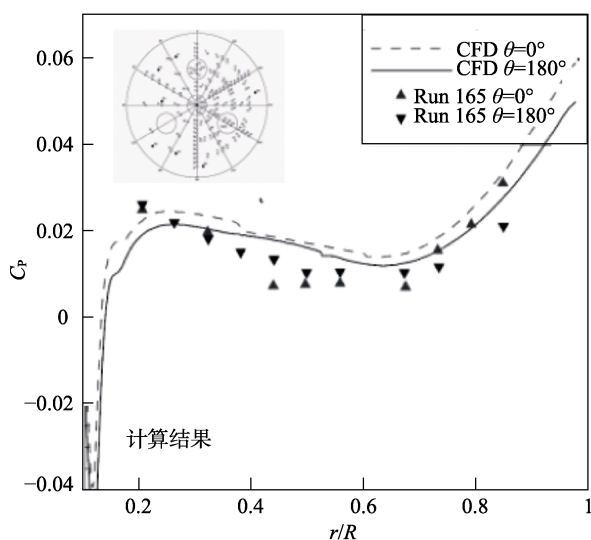
控制方程采用三维 Navier Stokes 方程。基于完全气体模型, 不考虑化学反应影响。空间离散格式对于流场的计算精度和稳定性均有较大影响, 文中采用经大量工程实践检验的 Roe^[12]的 FDS 格式进行空间离散, 并采用各向异性的 Muller 型熵修正格式^[13]。为提高计算效率, 采用时间一阶精度的隐式离散格式, 求解时应用 LU 分解技术。当飞行雷诺数较高时, 采用 Spalart-Allmaras 方程湍流模型^[14]对湍流影响进行模化。

1.2 方法验证

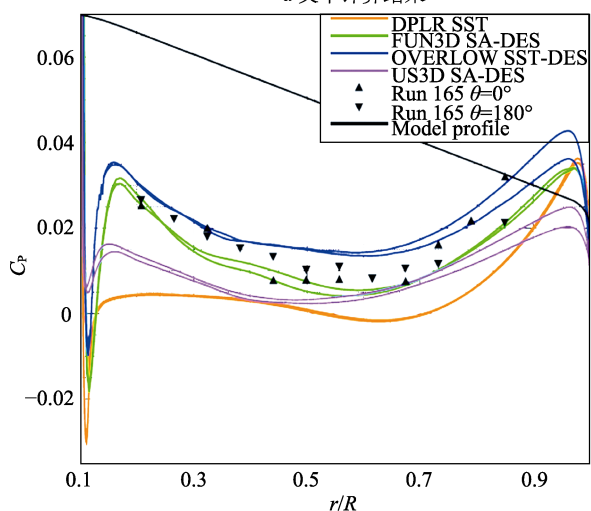
针对国外典型算例开展射流干扰条件下气动热环境数值模拟方法验证。选取了两个典型算例, 第一个算例是美国开展的超音速反喷风洞试验^[15], 第二个算例是日本开展的超声速流场中逆向喷流的减阻降热试验研究^[5]。

为降低火星进入速度, 美国开展了超音速反喷的风洞试验^[15], 文中选取计算马赫数为 4.6, 来流攻角为 0°, 来流温度为 65 K, 喷流压比为 7724。计算采

用半模进行, 网格第一层网格为 0.001 mm, 总的计算网格量为 1200 万。试验中测量 0° 与 180° 子午线上的表面压力, 文献[15]采用 NASA 各主流计算软件给出的压力系数分布与试验结果的对比如图 2 所示, 其中 θ 为球心角, C_p 为压力系数, r/R 为无量纲径向尺度, 文中计算结果与试验吻合较好。



a 文中计算结果



b 文献[15]计算结果

图 2 $0^\circ/180^\circ$ 子午线压力系数对比

前述试验虽然给出了详细流场结构, 但未开展表面热流的测量, 为此采用日本九州大学的超声速流场中逆向喷流的减阻降热试验对热环境计算方法进行验证^[5]。选取计算工况状态见表 1, 壁面为等壁温 300 K。在壁面和喷流附近进行加密, 壁面第一层网格间距 0.001 mm, 总网格数约 512 万。

表 1 逆向喷流计算工况

自由来流 (空气)			逆向喷流 (氮气)		
马赫数	总压/MPa	总温/K	马赫数	总压/MPa	总温/K
3.98	1.370	397	1.00	0.538	300

图 3 给出了喷流及无喷条件下计算和实验得到的表面热流分布, 其中 θ 球心角, P_R 为喷流总压与来流总压比, St 为斯坦顿数。由图 3 可见, 在无喷条件下, 球头表面发生了边界层转捩, 因此在 $\theta=20^\circ$ 附近产生最大热流。文中研究并未包含转捩模型, 因此未能对这一峰值进行精细预测, 在转捩完成后计算与试验吻合良好。当施加喷流后, 可见逆喷在头部的降热效果显著。

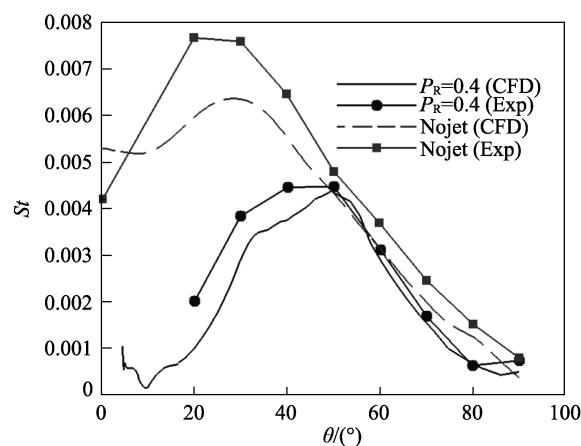


图 3 无量纲热流分布下计算结果与文献实验结果对比

图 4 是压力分布的数值结果与文献结果的对比, P 为压力, P_R 为喷流总压与来流总压比。可以看出, 计算结果与试验结果吻合良好。

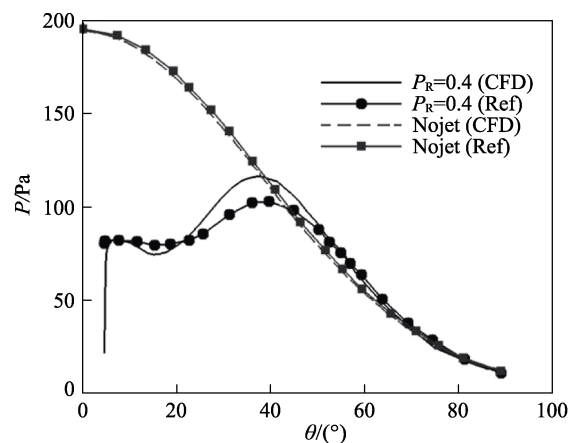


图 4 压力计算结果与试验结果的对比

2 翼前缘射流降热研究

2.1 无射流气动加热特性

文中研究的飞行器在后方机身两侧布置对称水平翼面。以飞行器机头锥顶点为坐标原点, 以飞行器长度 L 为参考长度值, 机翼沿机身轴向 x 方向无量纲坐标范围 0.57~0.8。选取计算工况为飞行高度 50 km、马赫数 15、飞行攻角 15° 、壁面为等壁温 300 K。为

给出合理的飞行器表面热流, 在进行网格剖分时, 需要保证飞行器表面网格的光滑性、均匀性, 并对大流场梯度区进行网格加密, 壁面第一层网格间距为 0.001 mm , 半模计算网格总计约 400 万。

高超声速来流条件水平翼与机体头部激波产生干扰, 局部激波干扰加之较小外形尺度, 因而翼前缘

局部形成高热流带。图 5 给出了机翼前缘中截面处 ($y=0\text{ mm}$ 截面) 的温度、压力云图分布, 图 6 为翼前缘 $y=0\text{ mm}$ 、 $y=-5\text{ mm}$ 、 $y=5\text{ mm}$ 截面无量纲热流分布, 归一化热流参考量为驻点热流, q_x 为无量纲热流密度。可以看出, 前缘激波与机翼相交, 在干扰点位置产生了热流峰值, 无量纲热流峰值为 0.78。

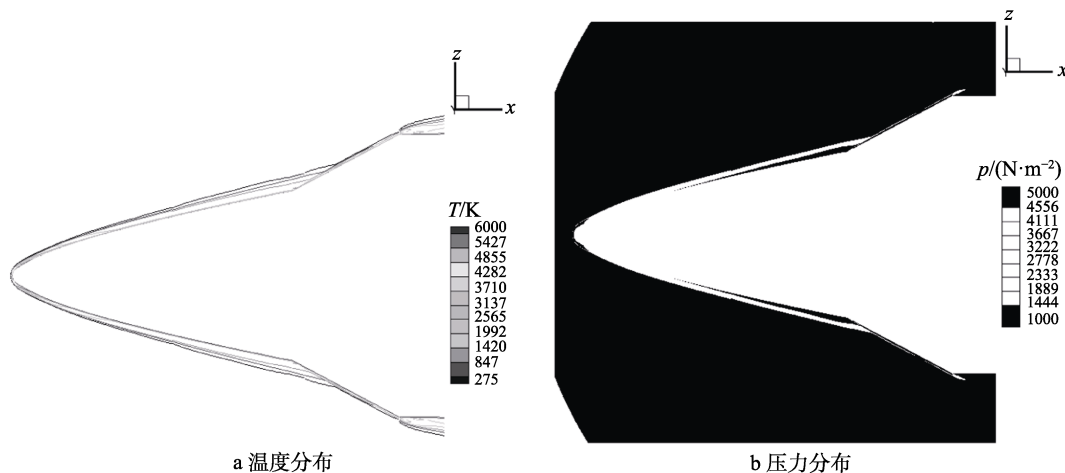


图 5 机翼前缘中截面流场分布 ($y=0\text{ mm}$)

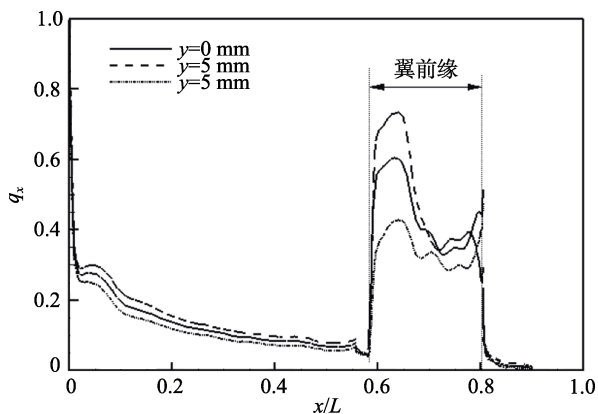


图 6 机翼前缘无量纲热流密度分布

2.2 射流孔方案

2.1 节研究表明, 机体头激波与翼前缘相交形成局部热流峰值, 该峰值出现于机翼前缘靠下表面的位置 (位于沿 $y=-5\text{ mm}$ 机身截面机翼翼面)。为了利用射流对激波干扰区域进行降热控制, 在干扰点附近布置了多个射流孔, 射流孔直径均为 3 mm , 孔间距为 10 mm , 即射流孔区域 1, 该区域沿机身轴向 x 方向无量纲坐标范围为 $0.64\sim 0.66$ 。同时为了研究无激波干扰翼前缘射流对热环境影响, 在机翼后段也设置多个射流孔, 即射流孔区域 2, 尺寸与射流孔区域 1 相同, 沿机身轴向 x 方向无量纲坐标范围为 $0.76\sim 0.78$ 。射流开孔示意图见图 7。

2.3 射流区域气动加热特性

根据已有头锥逆向喷流降热研究, 射流总压对射

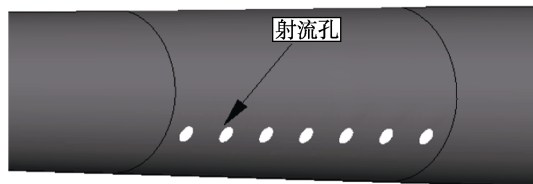


图 7 翼前缘局部开孔

流局部降热效果影响显著。文中针对不同射流总压条件下机翼局部流动及气动加热特性进行研究。针对目前研究的飞行高度 50 km 、马赫数为 15 的高焓来流工况, 选取射流总压与来流总压比率为 0.002 、 0.005 、 0.02 , 射流总温为 300 K , 射流气体为氮气。

为了保证捕捉到每一个射流孔的马赫盘和回流区的精细流场结构, 对近壁区域进行了大幅加密。计算网格第一层高度取为 0.001 mm , 半模网格总量达到 1000 万, 图 8 为射流开孔附近网格分布。

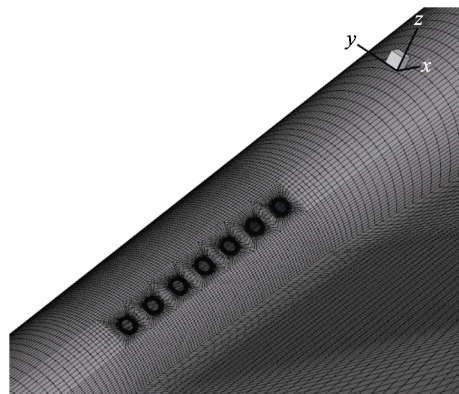


图 8 射流开孔附近网格分布

针对不同射流总压比率机翼前缘高热流区典型截面热流分布进行了分析。翼前缘 $y=5\text{ mm}$ 、 $y=0\text{ mm}$ 、 $y=-5\text{ mm}$ 截面无量纲热流分布如图 9 所示,机翼前缘截面射流孔区域热流计算结果如图 10 所示。典型位置无量纲热流密度见表 2。

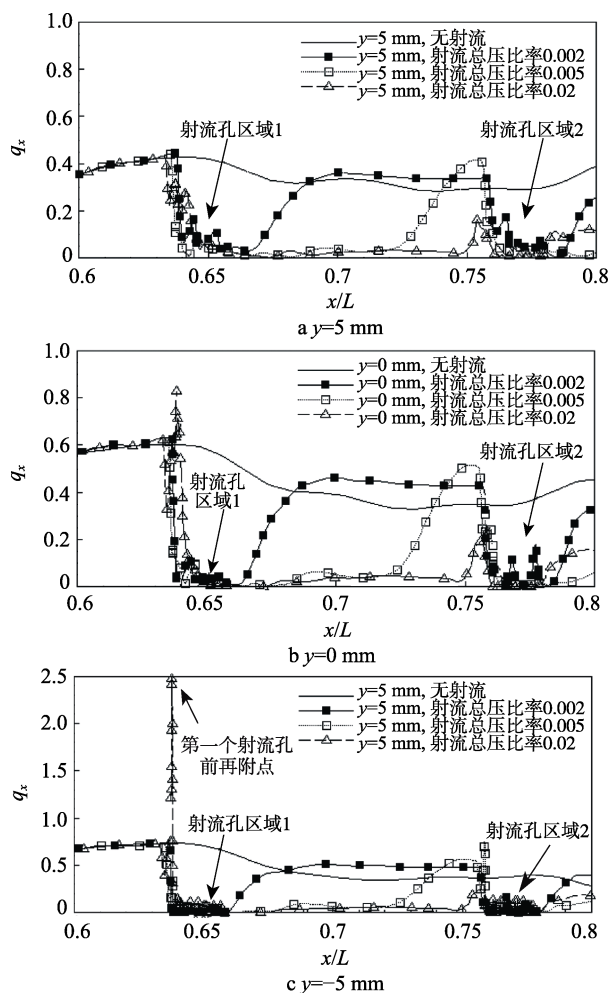


图 9 机翼前缘截面处热流计算结果

在低射流总压比率 0.002 条件下,射流区域热流大幅降低,远离射流孔区域后翼前缘表面热流迅速恢

复到无射流状态。以 $y=-5\text{ mm}$ 截面为例,对于射流孔区域 1 无量纲轴向长度 0.65 典型位置,无射流前无量纲热流密度为 0.710,射流条件下无量纲热流密度为 0.004,降幅极为显著;中间无射流孔区域无量纲轴向长度 0.72 典型位置,无射流前无量纲热流密度为 0.430,射流条件下无量纲热流密度为 0.495,热流有所升高;射流孔区域 2 无量纲轴向长度 0.77 典型位置,无射流前无量纲热流密度为 0.347,射流条件下无量纲热流密度为 0.021,热流显著降低。

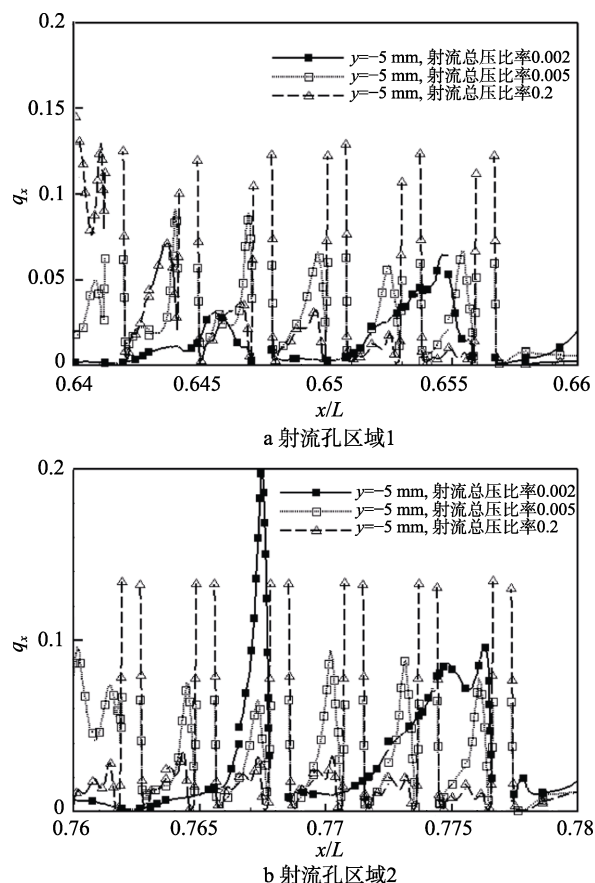


图 10 机翼前缘截面射流孔区域热流计算结果 ($y=-5\text{ mm}$)

表 2 典型位置无量纲热流密度

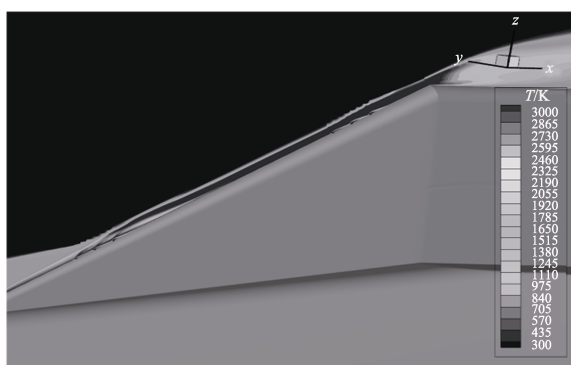
截面位置	无量纲轴向坐标	无量纲热流密度			
		无射流	总压比率 0.002	总压比率 0.005	总压比率 0.020
$y=5\text{ mm}$	0.65	0.421	0.080	0.043	0.060
	0.72	0.312	0.345	0.046	0.048
	0.77	0.292	0.063	0.046	0.020
$y=0\text{ mm}$	0.65	0.581	0.029	0.030	0.015
	0.72	0.338	0.441	0.051	0.050
	0.77	0.350	0.032	0.010	0.004
$y=-5\text{ mm}$	0.65	0.710	0.004	0.019	0.005
	0.72	0.430	0.495	0.060	0.061
	0.77	0.347	0.021	0.070	0.021

在高射流总压比率 0.005、0.02 条件下, 射流孔附近热流大幅降低, 其降热区域并不局限于射流孔附近, 而是向后延伸一段距离。以 $y=-5\text{ mm}$ 截面射流总压比率 0.02 为例, 对于射流孔区域 1 无量纲轴向长度 0.65 典型位置, 无量纲热流密度为 0.005, 降幅极为显著; 中间无射流孔区域无量纲轴向长度 0.72 典型位置, 无量纲热流密度为 0.061, 较无射流前降幅明显; 射流孔区域 2 无量纲轴向长度 0.77 典型位置, 无量纲热流密度为 0.021, 热流显著降低。随着射流总压比率的增大, 射流干扰区局部热流密度进一步显著降低, 且向后将热延伸区域长度增加。

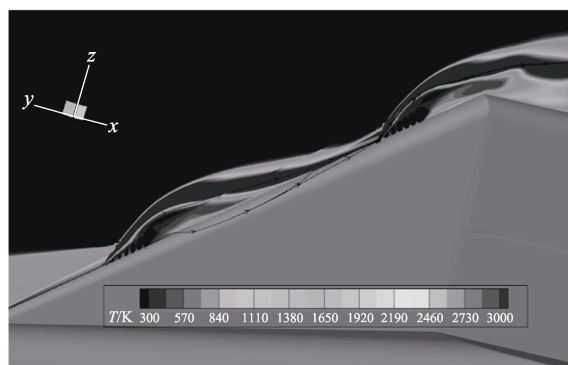
通过上述分析, 文中所研究射流方案条件下翼前缘局部热流降幅极为显著。同时需要指出, 在高射流总压比率条件下, 位于射流孔核心区影响范围内的 $y=0$ 以及 $y=-5\text{ mm}$ 截面处, 射流对来流较强阻滞作用

引起第一个射流孔前部形成高热流带射流。例如, 总压比率为 0.02 的第一个射流孔前无量纲热流由 0.78 增为 2.5。

接下来对射流总压比率引起的降热效果差异进行分析。图 11 给出了翼前缘温度分布云图, 图 12 给出了射流孔区域 1(激波干扰点射流孔附近)马赫数云图及流线分布。低总压射流作用下, 射流出口马赫数小于 1, 未形成超音速射流, 同时未观察到波系结构的明显变化。高射流总压比率条件下, 可以看到受到射流的阻挡, 气流在射流孔附近形成了一道斜激波, 头部激波并不与翼前缘相交而是与射流激波相交。过了射流区域后, 激波逐渐向壁面靠近, 而后又与机翼后段射流孔区域射流产生的激波相交。高射流总压条件下, 在射流孔区域的第一个射流孔前形成了一个回流区, 气流在此发生了明显分离再附。



a 射流总压比率 0.002



b 射流总压比率 0.02

图 11 翼前缘温度分布

射流总压比率 0.002 条件下射流出口为亚音速, 射流将高温气体推离壁面, 射流引起的扰动位于激波层内, 影响范围仅局限于靠近壁面的黏性流体层内, 如图 12 所示。因而其降热效果向后作用距离较短, 在无射流区域热流迅速恢复到无射流前水平。同时注意到其分离再附区域远小于高射流总压比率音速射流工况, 这也是其未产生较强再附点热流的原因。

射流总压比率 0.005 以及 0.02 均为音速射流工况, 射流将高温气体推离壁面, 过了射流区域后, 高温气体逐渐向前缘靠近。因此其降热区域并不局限于射流孔附近, 而是向后延伸了一段距离。此后在机翼后段射流作用下, 高温气体又再次被推离壁面, 高温与壁面间距离的变化是形成前述热流分布的原因。

对于高射流总压比率条件, 在射流孔区域的第一个射流孔前均形成了一个回流区, 如图 12b 所示。气流在此发生了分离再附, 尤其射流孔区域 1 第一个射流孔前部由于强分离再附作用形成了高热流

带。随着射流总压比率的进一步增大, 再附点热流显著上升。

3 结论

文中采用数值模拟方法对高超声速飞行器机翼前缘射流降热机理进行了研究, 得到如下结论。

1) 射流影响下局部热流降低的机理是将高温气体推离壁面, 随着射流总压的增加, 激波距物面距离增加, 表面热流显著降低。

2) 较低射流总压比率亚音速射流孔可以有效降低射流孔附近的热流值, 且不会引起射流孔前再附热流增大, 但降低热流的作用较音速射流孔延伸距离短。

3) 较高射流总压比率音速射流孔在射流孔附近降热显著, 其降低热流的作用并不局限于射流孔周围而是向后延伸一段距离, 增强射流强度可以增加这一延伸区域长度, 但同时会诱使第一个射流孔前再附热流增大。

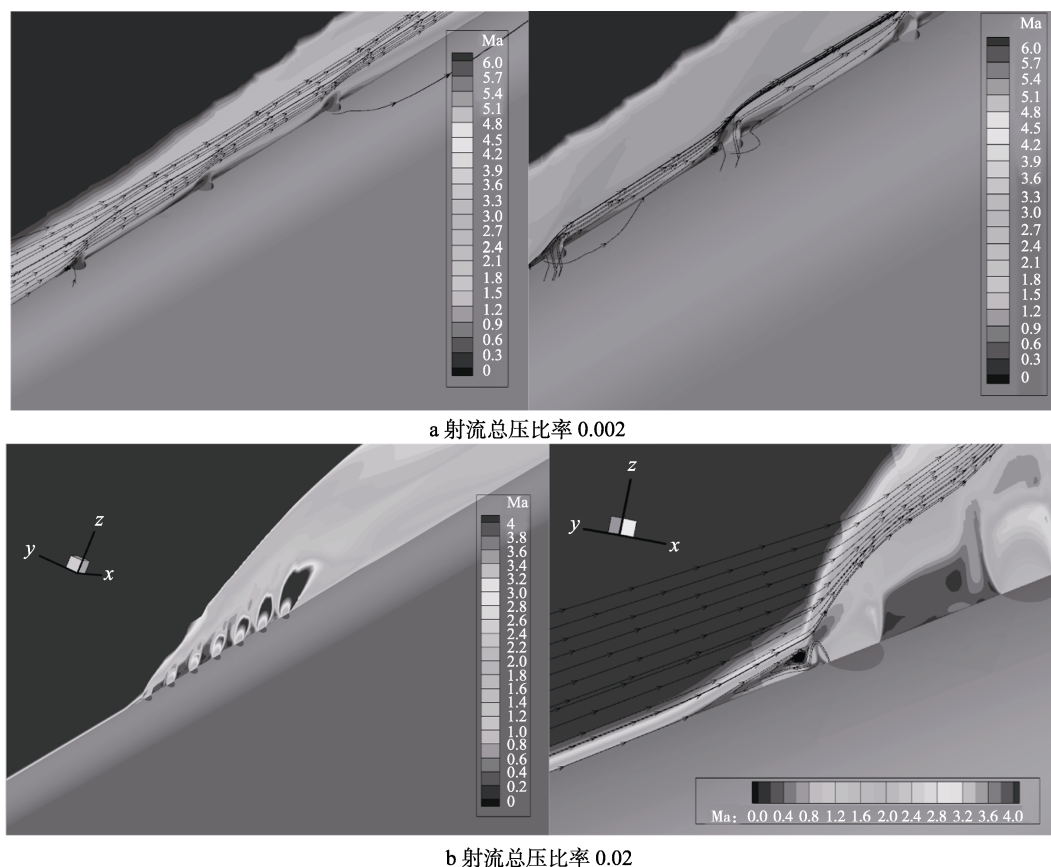


图 12 射流孔区域 1 射流孔附近马赫数

参考文献:

- [1] THASANEYYA K, WEI CHEN, SATORU K. Thermal Protection System with Use of Porous Media for a Hypersonic Reentry Vehicle[J]. J Porous Media, 1999, 2 (1): 71-86.
- [2] SHIGERO A, TAKUJI K, YOSHIYAKI M, et al. Experimental and Computational Study on Reduction of Aerodynamic Heating Load by Film Cooling in Hypersonic Flows[C]// 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno: AIAA, 1997.
- [3] WARREN C H E. An Experimental Investigation of the Effect of Ejecting a Coolant Gas at the Nose of a Bluff Body[J]. J Fluid Mech, 1960(8): 400-417.
- [4] SHIGERO A, TAKUJI K, 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.
- [5] SHIGERO A, TAKUJI K, TANI Y. Numerical Study of Thermal Protection System by Opposing Jet[C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2005.
- [6] VINAYAK K and K P J REDDY. Effect of a Supersonic Counterflow Jet on Blunt Body Heat Transfer Rates for Oncoming High Enthalpy Flow[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2009, 82(1): 1-5.
- [7] TAKASHIGE I, HISASHI O, SHIGERO A, et al. Enhancement of Aerodynamic Heating Reduction in High Enthalpy Flows with Opposing Jet[C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011: 346.
- [8] 李海燕, 额日其太. 反向喷流降低钝体头部气动加热的数值模拟研究[C]// 第三届工程计算流体力学会议. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006.
- [9] 戎宜生, 刘伟强. 再入飞行器鼻锥逆向喷流对流场及气动热的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1552-1557.
- [10] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7.
- [11] CHAU L C, BALAJI S V and GARY C C. Effect of Counterflow Jet on a Supersonic Reentry Capsule[C]// 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. California: AIAA, 2006.
- [12] ROE P L. Approximate Riemann Solver, Parameter Vectors and Differences Schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43: 357-372.
- [13] MULLER B. Simple Improvements of an Upwind TVD Scheme for Hypersonic Flow[C]// 9th Computational Fluid Dynamics Conference. [s.l.]: AIAA, 1989.
- [14] LIOU M S. Progress Towards an Improved CFD Method: AUSM+[C]// 12th Computational Fluid Dynamics Conference. San Diego: AIAA, 1995.
- [15] BILL K, D G SCHAUERHAMER, KERRY T, et al. Toward Supersonic Retropropulsion CFD Validation[C]// 42nd AIAA Thermophysics Conference. Honolulu: AIAA, 2011.