



主动式气膜冷却对高超声速飞行器 等离子体鞘套的影响*

徐春光, 张源耕

中山大学航空航天学院, 广东 深圳 518107

摘要: 以钝锥模型为研究对象, 采用热化学非平衡计算方法并结合可压缩 N-S 方程、SST $k-\omega$ 湍流模型, 对钝锥模型肩部台阶喷流和头部逆向喷流流场进行了数值模拟。在考虑不同喷流压强、喷口位置和数量等因素的基础上, 分析了主动式气膜冷却对等离子体鞘套的影响。结果表明: 高超声速飞行器采用主动式气膜冷却技术时, 喷口的数量、位置及喷流压强对等离子体密度均具有显著的影响。肩部的切向喷流可有效抑制模型壁面附近的等离子体密度, 进而可能对高频电磁波的传输和目标雷达散射截面(RCS)产生影响。头部逆向喷流可显著改变等离子体的分布情况, 不同的逆向喷流参数配置会导致明显的差异。

关键词: 高超声速飞行器; 等离子体鞘套; 主动式气膜冷却; 热化学非平衡; 双温模型

中图分类号: V411 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137(2025)01-0250-07

The influence of active gas film cooling on the plasma sheath of hypersonic vehicles

XU Chunguang, ZHANG Yuangeng

School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China

Abstract: Utilizing a thermochemical non-equilibrium computational approach and employing compressible N-S equations along with the SST $k-\omega$ turbulence model, numerical simulations were conducted for the flow fields of the shoulder step jet and the head reverse jet of the blunt cone model. Under different conditions of jet pressure, nozzle positions, and quantities, the effects of active gas film cooling on the sheath surrounding the hypersonic vehicle were meticulously analyzed. The results indicate that the number and position of the nozzles as well as the pressure of the jets in active gas film cooling for hypersonic vehicles significantly influence plasma density. Tangential jets at the shoulder effectively reduce plasma density near the model wall, potentially affecting the transmission of high-frequency electronic waves and target RCS (radar cross section). Meanwhile, reverse jets at the head can notably alter the distribution of head plasma. Different arrangements of reverse jets will lead to obvious differences in their effects.

Key words: hypersonic vehicle; plasma sheath; active gas film cooling; thermochemical non-equilibrium calculation; two-temperature model

* 收稿日期: 2024-05-23

录用日期: 2024-06-03

网络首发日期: 2024-07-22

基金项目: 广东省基础与应用基础研究基金(2023A1515010036)

作者简介: 徐春光(1977年生), 男; 研究方向: 高精度气动力; E-mail: xuchg5@mail.sysu.edu.cn

全文阅读



ZR20240173

高超声速飞行器通常指飞行速度超过5马赫, 在大气层和跨大气层中飞行的飞行器(Roy, 2006), 包括高超声速导弹、高超声速飞机等, 具有机动性高、隐蔽性好、突防能力强的特点(Giuseppe et al., 2022), 已经成为各国军事和科技领域的重要研究方向。当飞行器在地球大气层内的速度增加时, 高超声速流动会引入一系列具有挑战性的问题。当高速气流与飞行器相互作用时, 空气会经历压缩形成激波, 使气流动能转换为内能, 导致气温急剧升高(Serger et al., 2013)。此外, 气体的黏性作用还会使气流与飞行器表面摩擦, 将气流动能转化为内能。当飞行速度达20 Ma, 高超声速飞行器激波后的气流温度可达约10 000 K(向树红等, 2015), 这对飞行器的材料和结构都提出了极高的热防护要求。此外, 高温还会导致气体分解和电离, 生成复杂的局部电离气团即等离子体, 包裹在飞行器周围, 通常称为“等离子体鞘套”(常雨, 2009)。等离子体鞘套的存在, 会改变电磁波的传输特性(Grantham, 1971), 进一步导致高超声速飞行器的雷达散射特性发生改变(Rybak, 2018), 这将导致其雷达散射截面(RCS, radar cross section)与本体产生显著差异, 增加对目标识别和追踪的难度。

为了应对高超声速飞行时出现的热防护问题, 相关研究发展了多种热防护形式, 主要包括被动防护、半被动防护和主动防护三类(Parton, 2018)。被动保护和半被动保护技术, 如广泛使用的陶瓷复合材料、烧蚀热屏蔽和热管, 但其存在着一些缺陷, 包括高昂的制造和维护成本、大型结构质量和不可重复使用性, 这些缺陷难以满足未来高超声速飞行器的热防护要求(向树红等, 2020)。相对于被动式热防护, 主动式热防护具有诸如适应高强度热环境、可根据实际情况自动调整、长期可用性和良好的重复利用性等优点, 有望解决高超声速飞行器的热防护问题。其中, 主动式气膜冷却是当前高超声速飞行器热防护技术研究的热点(葛绍岩等, 1985)。

气膜冷却将低温二次流沿一定方向注入主流。在主流的作用下, 附着在壁面上形成气膜, 避免了主流与壁面的直接接触, 降低了一定距离内壁面的热流密度或温度, 从而更好地保护了壁面。研究人员对喷孔位置、孔型、大小及壁面材料等气膜冷却的影响因素开展了大量研究(刘存良等,

2008; 王晓春等, 2019; 张魏等, 2012; Rajesh et al., 2024; Sargison et al., 2002a, 2002b; Wilkins et al., 2022; Wu et al., 2022), 获得了不少有价值的研究结论, 但关于冷却气膜对等离子体鞘套影响的研究几乎没有。

气膜冷却热防护方案在飞行器表面形成一层气膜, 而等离子体鞘套也主要存在于飞行器物面附近, 冷却气膜会改变物面附近的流场, 可能会影响等离子体分布, 进而影响飞行器雷达散射特性。针对这一问题, 本文以钝锥为研究对象, 采用热化学非平衡计算方法, 探究气膜冷却对等离子体鞘套的影响。首先, 介绍了CFD仿真模拟、高超声速气膜冷却以及双温模型, 并采用典型算例验证了气膜冷却和热化学非平衡计算数值方法的准确性。随后, 进行了肩部台阶喷流和头部逆向喷流的仿真实验, 并分析不同位置和流场参数对等离子体鞘套的影响。

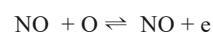
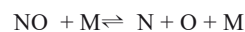
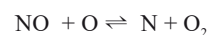
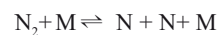
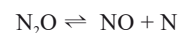
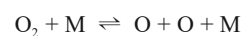
1 数值方法

1.1 控制方程及化学反应模型

使用可压缩N-S方程, 以LU-SGS(胡海洋等, 2008)格式对时间进行离散化, 并选择了SST $k-\omega$ (Menter et al., 1993)湍流模型。气体模型方面, 则采用了热化学非平衡模型。其中, 温度模型选择Park双温度模型(Park, 1984)。二维轴对称条件下, 双温度模型的控制方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial r} + \mathbf{H}_v + \mathbf{W}.$$

化学反应模型选择7组分6反应化学反应模型(Gupta et al., 1990), 化学反应模型如下:



其中M代表第三催化体, 或者称之为碰撞体, 它可以是化学反应模型中的任意一种或几种成分按照相应比例形成的混合物。计算的收敛标准为残差下降了4个数量级。

1.2 计算初场及边界条件

文中,除速度外以自由来流条件为初场,而速度则在入口处给为自由来流条件,计算域其余部分赋值为0,即

$$\Phi_{t=0} = \Phi_{\infty}, \quad \vec{V}_{t=0} = \begin{cases} \vec{V}_{\infty}, & \text{入口边界;} \\ 0, & \text{其余部分.} \end{cases}$$

计算区域一般包括入口边界、出口边界、对称边界以及物面边界。根据高超/超声速流特性,入口边界给定为自由来流条件

$$\Phi_{in} = \Phi_{\infty}.$$

出口边界一般位于超声速区域,采用线性外插法,令

$$\Phi_{out} = \Phi_{extrapolation}.$$

计算域的对称轴,采用零梯度对称条件

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = 0.$$

物面边界条件采用黏性流体的速度无滑移条件、等温壁条件、边界层零压力梯度条件和组元的完全催化壁面条件。即

$$u_{wall} = v_{wall} = 0, \quad T_{wall} = T_{v, wall} = T_{const},$$

$$P_1 = P_2, \quad C_{i, wall} = C_{i, eq}(T_{wall}).$$

2 数值算法精度验证

2.1 球模型验证

利用马平等(2010,2017)的高速模型尾迹实验,对本文热化学非平衡计算的准确性进行验证。球模型直径为12 mm,计算网格如图1所示,三维网格的网格总量约1 000万,尾迹长度为200倍球直径。弹道靶实验中,球模型飞行速度为4.25 km/s,靶室压力为4.2 kPa,温度为298.3 K,实验测量得到的激波脱体距离为0.581 mm。仿真计算中,采用7组分模型,完全催化壁面条件。

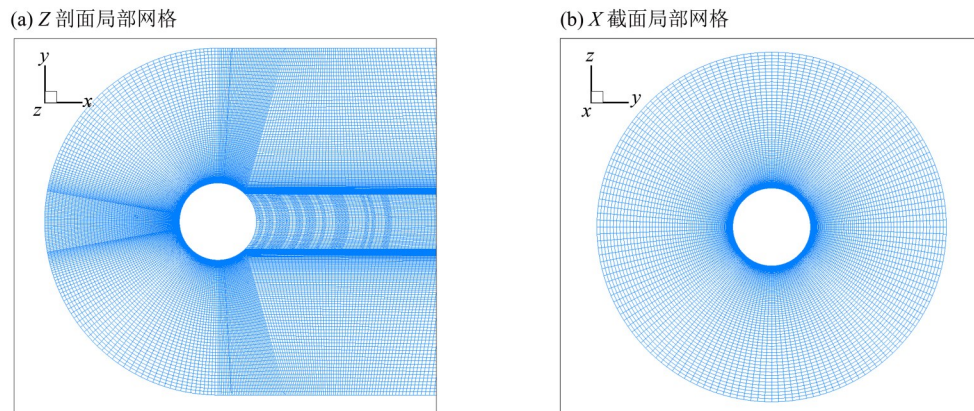


图1 CASE1球模型的计算网格

Fig.1 Calculation grid of CASE1 ball model

图2为压力云图,来流过激波后出现突变,根据压力变化情况,可以得到计算结果的激波脱体距离为0.581 0 mm。因此,仿真计算结果与弹道靶实验测量结果基本一致,表明仿真结果能够正确反映实验中的热非平衡现象。

图3为沿流向的轴线电子密度。从图中可以看出,仿真与实验测量结果的变化规律一致,偏差小于1个量级,符合当前热化学非平衡计算的精度水平,表明计算结果正确、且使用的计算程序能够用于相关问题的仿真。

2.2 逆向喷流模型验证

利用Hayashi et al.(2003)的逆向喷流实验,对本文数值方法的准确性进行验证。实验模型由直径为50 mm的半球体组成,在其前端配有直径为

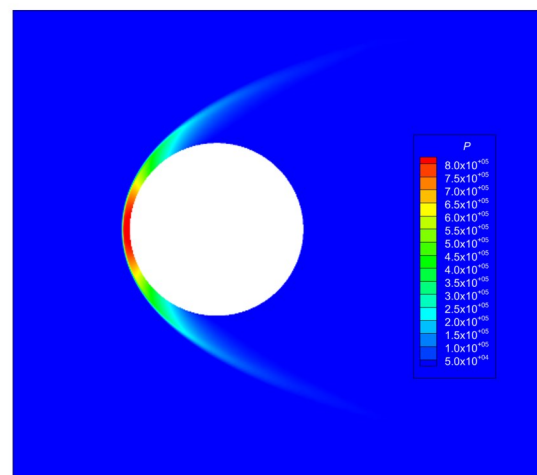


图2 压力云图

Fig.2 Pressure field

4 mm 的喷嘴。计算网格如图 4 所示, 三维网格的网格总量约 350 万。

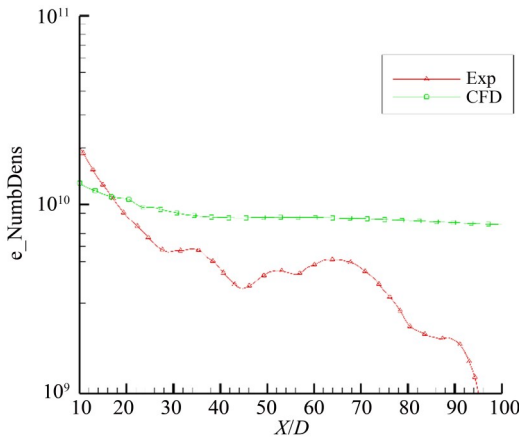


图 3 沿流向的轴电子密度

Fig.3 Electron density along the flow axis

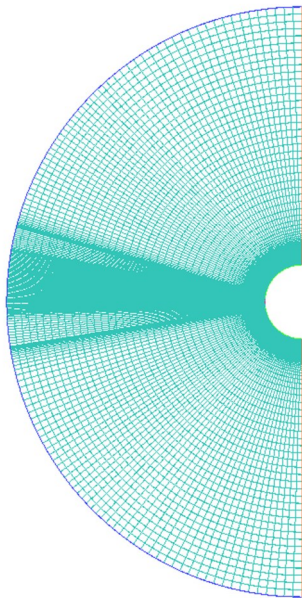


图 4 逆向喷流实验球 Z 剖面网格

Fig.4 Z-section grid of reverse jet experimental ball

喷流和自由流的总压分别表示为 P_{0j} 和 $P_{0\infty}$, 它们的比值定义为总压比 (PR)。图 5 为无喷流和 $PR = 0.6$ 的情况下的流场结构。结果表明: 无论有无喷流, 数值模拟与实验观测结果吻合良好, 并显示出了类似的分离激波、马赫盘和整体流动波结构的位置。表面热通量使用 St 数进行评估。图 6 为无喷流和 $PR = 0.6$ 时数值模拟得到的 St 数。横坐标 θ 表示沿钝体表面的角位置, 称为周向角。结果表明, 在无喷流情况下, St 数与实验结果之间具有良好的一致性, 并且在 $PR = 0.6$ 的情况下数值和实验结果总体一致。

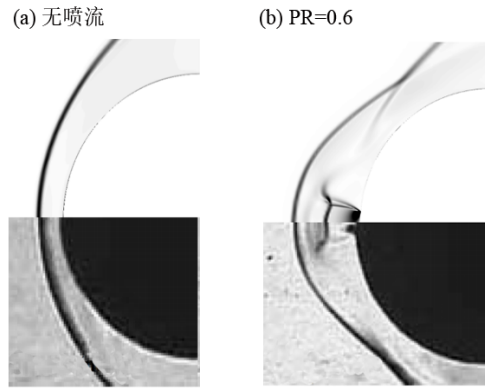


图 5 密度纹影图对比

Fig.5 Comparison of density schlieren

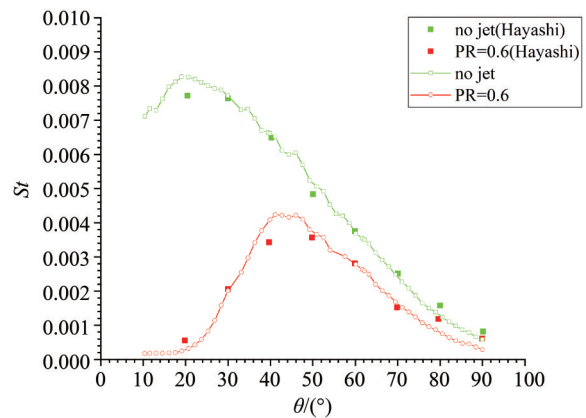


图 6 验证算例 St 数分布

Fig.6 St distribution of the verification example

3 几何模型与计算条件

以钝锥模型作为研究对象, 其头部半径为 100 mm, 总长度为 1 000 mm, 半锥角为 9° , 如图 7 所示。由于模型轴对称, 为了节省计算资源, 采用 2D 轴对称模型进行计算。对喷口和壁面附近网格进行加密处理, 以更好地预测壁面和喷口附近的流场情况; 在壁面处, 第 1 层网格的高度为 1×10^{-6} m。

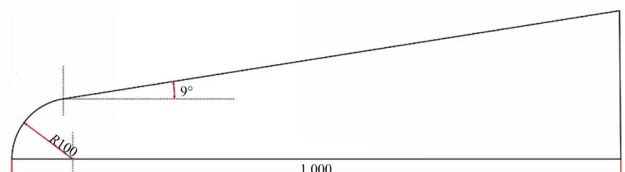


图 7 钝锥模型

Fig.7 Blunt cone model

来流参数为高度 30 km 的大气环境, 马赫数为 16, 攻角为 0° ; 来流气体为空气, 来流总压 1.23×10^9 Pa, 来流总温 11 823 K。喷流设置为入口边界,

马赫数为 1.5, 工质为氮气。对称面取 x 轴对称边界条件; 出口边界取质心外推出口条件, 出口参数由内流场插值获得。

4 仿真算例

本节在模型的肩部和头部分别添加一个或多个喷口, 形成喷流气膜, 并对钝锥附近的电子数密度进行分析。

4.1 肩部台阶气膜冷却

将钝锥模型头部半径放大 1.02 倍, 即在钝锥切向形成一个 2 mm 高的台阶, 如图 8 所示。

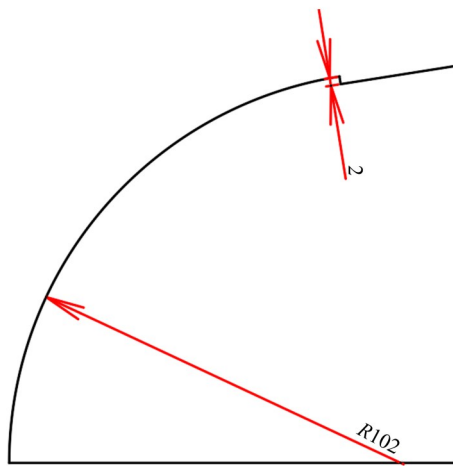


图 8 肩部台阶气膜冷却模型

Fig.8 Air film cooling model of shoulder step

基于喷口附近压力匹配条件, 设置喷流压强参数。经初步实验, 得到无喷流时的喷口压强约为 8 000 Pa, 因而喷口处台阶气膜喷流压强设置为 5 000 和 10 000 Pa。

图 9 为无喷流条件下钝锥模型的电子数密度云图。将有无喷流条件下的电子数密度做差, 即可获得电子数密度的差值。图 10 为不同压强的肩部台阶喷流条件下, 模型壁面附近的电子数密度差

值图。其中, 右侧图像是距离钝锥头部 $x = 835$ mm 处壁面附近的放大图。

可以清晰地看出, 在主动气膜冷却中, 喷流的压强大小需要选择合适的数值。在图 10(a) 的实验中, 较小压强 (5 000 Pa) 的喷流可能无法完全覆盖模型表面, 导致气膜冷却效果不佳; 而图 10(b) 的实验中, 较大压强 (10 000 Pa) 的喷流可以覆盖整个模型表面, 形成更为有效的气膜, 从而对模型周围的电子密度产生显著的影响。

仿真结果显示, 肩部的切向喷流可以形成一个低温冷却气膜, 从而显著降低模型壁面附近的等离子体数量。对于高超声速飞行器而言, 壁面附近温度较高, 等离子体反应更加剧烈, 具有较高的等离子体密度, 对高频电磁波传输的影响较大, 肩部冷却气膜显著改变了物面附近等离子体密度, 改变了等离子体鞘套的分布特性, 可能会对目标 RCS 产生影响。

4.2 头部逆向喷流冷却

在钝锥头部前缘距离对称轴 $l = 0, l = 20$ 和 $l = 40$ mm 的位置分别设置一个 2 mm 的狭缝, 如图 11 所示。壁面取等温壁面条件, $T = 1 500$ K; 将无喷流状态下 1 号喷口处的静压设置为逆向喷流压强 P_0 (通过仿真模拟测得)。根据预实验结果得知, 喷口 1 处的静压为 $P_0 \approx 4 \times 10^5$ Pa。接着进行 3 次实验, 逆向喷流的数量逐次增加。

图 12 为不同数量的头部逆向喷流下, 模型壁面附近的电子数密度图。其中, 左侧图像是钝锥头部处的放大图。对比图 12(b) 和图 12(c) 发现, 在两个逆向喷流的作用下, 头部物面附近的等离子体的密度显著地降低了, 同时头部激波向外推, 使得等离子体分布范围外推。相较于仅在对称轴位置设置单一逆向喷流而言, 两个逆向喷流的影响作用更为显著。

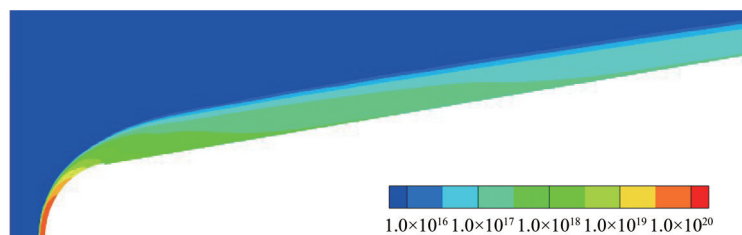


图 9 无喷流条件下的电子数密度云图

Fig.9 Electron number density without jet flow

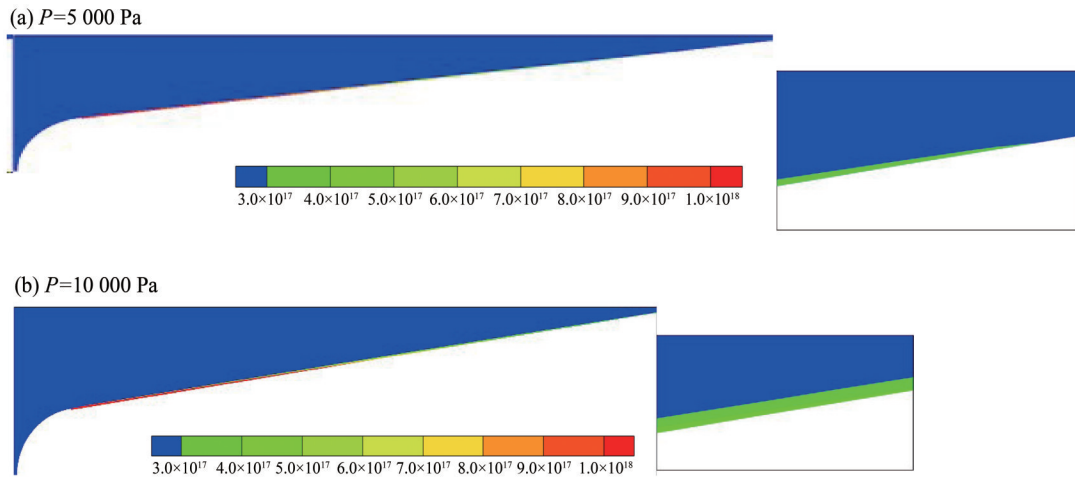


图 10 肩部台阶气膜冷却下的电子数密度差值

Fig.10 Electron number density difference under shoulder step air film cooling

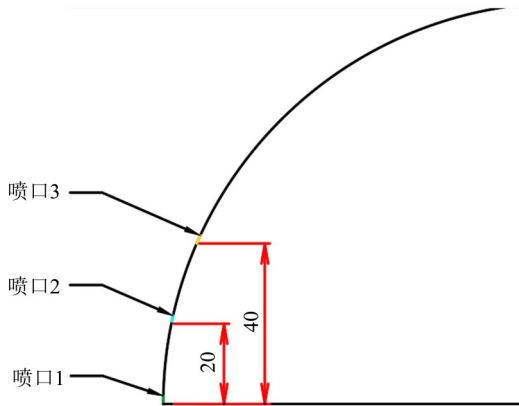


图 11 头部逆向喷流
Fig. 11 Reverse head jet

对比图 12(c)和图 12(d)发现, 虽然图 12(d)中添加了更多数量的逆向喷流, 但是其电子数密度远高于图 12(c)。这是因为在图 12(c)中, 1 和 2 号逆向喷流将头部附近的正激波改为斜激波, 导致波后温度较低, 等离子体密度低; 在图 12(d)中, 3 个逆向喷流将原本的斜激波改为接近正激波, 使得波后温度升高, 促使等离子体反应更为激烈, 从而增加了电子数密度。由此可见, 逆向喷流并非设置的喷口数量越多就越好, 而是需要通过合理设置喷口的位置和数量来达到最佳效果。

综上所述, 逆向喷流对头部电子密度有较大影响, 主要原因是等离子体主要由头部激波后高温导致, 在头部设置逆向喷流改变了头部激波强度, 降低了波后温度, 使得等离子体密度降低。

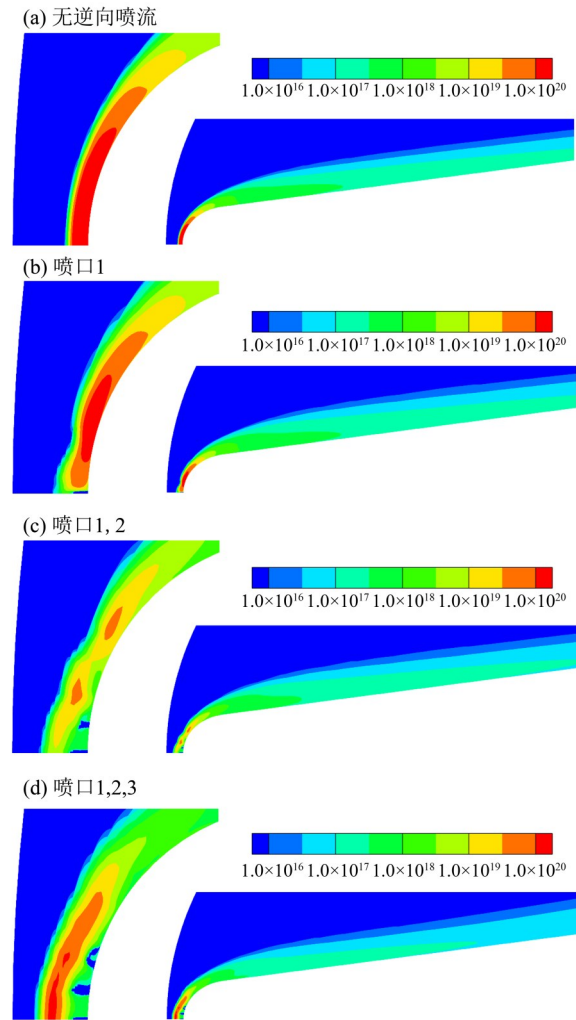


图 12 头部逆向喷流冷却仿真结果

Fig. 12 Simulation results of head reverse jet cooling

5 结 论

本文以钝锥模型为研究对象,采用数值模拟方法,获得了流场参数及电子密度等数据,并对相关计算结果进行了分析,得到以下结论:

- 1) 主动式气膜冷却中喷口的数量、位置以及喷流的压强大小对等离子体密度具有显著影响。
- 2) 肩部的切向喷流可以有效降低模型壁面附

近的等离子体密度,进而可能影响高频电子波的传输特性以及目标 RCS 特性。

- 3) 头部逆向喷流可以显著改变头部等离子体分布,同时不同逆向喷流布置产生的影响差异很大,具体设计时需要深入研究。本文只研究了喷流对等离子体的影响,尚未计算其对目标 RCS 的影响,后续将进一步开展相关的工作。

参考文献:

- 常雨,2009. 超声速/高超声速等离子体流场数值模拟及其电磁特性研究[D].长沙:国防科技大学.
- 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中,等,1985. 气膜冷却[M].北京:科学出版社.
- 胡海洋,王强,2008. 多重网格加速的 LUSGS 算法用于喷管流场数值模拟[J].推进技术,29(3):318-323.
- 刘存良,朱惠人,白江涛,2008. 收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J].航空动力学报,23(4):598-604.
- 马平,曾学军,柳森,等,2010. 高超声速球模型尾迹电子密度试验研究[J].实验流体力学,24(1):20-25.
- 马平,石安华,杨益兼,等,2017. 高速模型尾迹流场及其电磁散射特性相似性实验研究[J].物理学报,66(10):62-71.
- 王晓春,李娟,2019. 扇形孔气膜冷却效果的数值模拟[J].苏州科技大学学报(自然科学版),36(2):61-65.
- 向树红,张敏捷,童靖宇,等,2015. 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,12(3):1-7.
- 向树红,商圣飞,沈自才,等,2020. 高超声速气膜冷却技术研究进展及发展方向[J].宇航材料工艺,50(3):1-10.
- 张魏,邓明春,李广超,等,2012. 扇形孔出口宽度对气膜冷却效率影响[J].热能动力工程,27(4):416-419.
- GIUSEPPE P, ANTONIO V, 2022. Hypersonic vehicles-applications, recent advances, and perspectives [M]. IntechOpen.
- GRANTHAM W L, 1971. Reentry plasma measurements using a four-frequency reflectometer [R]. NASA Special Publication, 252:65-82.
- GUPTA R N, YOS J M, THOMPSON R A, et al, 1990. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K: NASA RP-1232 [R]. Washington, DC, USA: NASA.
- HAYASHI K, ASO S, 2003. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet [C]// 33rd AIAA Fluid Dynamic Conference and Exhibit.
- MENTER F R, ZONA L, 1993. Two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows [R]. Reston, Virginia, USA: AIAA.
- PARK C, 1984. Problems of rate chemistry in the flight regimes of aeroassisted orbital transfer vehicles: AIAA-1984-1730 [R]. Reston, Virginia, USA: AIAA.
- PARTON V Z, 2018. Super- and hypersonic aerodynamics and heat transfer [M]. CRC Press.
- RAJESH K P, ARUN K P, BABJI G, 2024. Flow structure comparison of film cooling versus hybrid cooling: A CFD study [J]. Int J Turbo Jet Engines, 41(2):227-240.
- ROY F, 2006. US hypersonic research and development [M]. Taylor and Francis.
- RYBAK J P, CHURCHILL R J, 2018. Progress in reentry communications [J]. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 7(5):879-894.
- SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al, 2002a. A converging slot-hole film-cooling geometry-Part 1: Low-speed flat-plate heat transfer and loss [J]. J Turbomach, 124(3):453-460.
- SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al, 2002b. A converging slot-hole film-cooling geometry-Part 2: Transonic nozzle guide vane heat transfer and loss [J]. J Turbomach, 124(3):461-471.
- SERGEY V U, TIRSKIY G A, 2013. Hypersonic aerodynamics and heat transfer [M]. Begell House Inc.
- WILKINS P H, LYNCH S P, THOLE K A, et al, 2022. Effect of a ceramic matrix composite surface on film cooling [J]. J Turbomach, 144(8):081014.
- WU Z, ZHU H R, LI L, et al, 2022. Experimental study of the effect of swirling inflow on film cooling effectiveness [J]. Case Stud Therm Eng, 32:101871.