

# 类 X-51A 飞行器尖锐前缘多孔逆向喷流降热\*

周朗, 徐春光

中山大学航空航天学院, 广东 深圳 518107

**摘要:** 采用三维 N-S 方程和 SST  $k-\omega$  湍流模型, 对类 X-51A 飞行器尖锐前缘多孔逆向喷流流场进行了数值模拟。利用文献实验模型, 对数值模拟方法的准确性进行了验证。在此基础上, 对不同孔径、孔距和喷孔扩张角下, 逆向喷流的降热机理和效果进行了分析。结果表明, 在多孔逆向喷流配置合适的情况下, 会显著改变飞行器前缘流场结构, 能有效降低飞行器前缘热流。随着喷孔扩张角和孔径的增加, 降热效果有所提升; 随着喷孔直径的减小, 降热性能降低。此外, 建立了孔径和孔距的关联参数, 发现在孔径与孔距比值一定时, 孔径越小, 降热性能越好。

**关键词:** 高超声速; 降热; 多孔; 逆向喷流; 尖锐前缘

**中图分类号:** V411 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137(2023)02-0156-09

## The heat reduction performance at sharp leading edges of an X-51A-like aircraft with porous counterflowing jet

ZHOU Lang, XU Chunguang

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

**Abstract:** We carried out numerical simulations of the flow field of the sharp leading edges of an X-51A-like aircraft using the three-dimensional Navier-Stokes(N-S) equations and the SST  $k-\omega$  turbulence model after verifying the accuracy of the numerical simulation method by comparing it with the experimental data from the published literature. On this basis, we analyzed the heat reduction mechanism and effect of the sharp leading edges with the porous counterflowing jet under different jet exit sizes, jet pitches, and jet expansion angles. The results show that the configuration of the porous counterflowing jet significantly affects the flow field at the leading edge of the vehicle and proper configurations can effectively reduce the heat. Increasing the jet pitch reduces the heat flux of the sharp leading edges; enlarging the jet exit size and jet expansion angle brings similar effects. Moreover, for the same parameter  $R_L$ , which is the ratio of jet pitch and exit size, the smaller the exit size of the counterflowing jet, the more heat reduction.

**Key words:** hypersonic; heat reduction; porous; counterflowing jet; sharp leading edges

高超声速飞行器在大气层内飞行时, 飞行器前端与空气剧烈摩擦会产生严重的气动加热 (中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会, 2005)。研究高超声速飞行器降热方法, 对

提高超声速飞行器的性能至关重要。逆向喷流作为一种主动热防护技术 (Venkatachari et al., 2011), 得到了广泛的研究与应用 (Rong et al., 2012; Huang et al., 2015; 邓帆等, 2017; 高广宇等,

\* 收稿日期: 2022-04-17

录用日期: 2022-05-23

网络首发日期: 2022-10-20

作者简介: 周朗(1997年生), 男; 研究方向: 高超声速飞行器减阻; E-mail: zhoulang5@mail2.sysu.edu.cn

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

2021)。逆向喷流的研究始于20世纪50年代, Stalder et al.(1956)最早发现在飞行器驻点设置逆向喷流, 能改善头部气动加热情况。Warren(1960)用氮气和氦气作为冷却工质, 研究了质量流率和喷流喷射方式对降热效果的影响。Finley(1966)通过风洞试验, 分析了不同总压比(喷流总压与来流总压比值)对流场的稳定性的影响。Hayashi et al.(2006;2013)针对球头体模型, 进行了逆向喷流防热方案研究, 观察到逆向喷流长穿透和短穿透两种流场模态, 并对比了不同总压比下 $St$ 数的测量结果。Sriram et al(2009)则进行了多孔逆向喷流风洞实验, 研究了喷孔数量、分布等对逆向喷流降热效果的影响。国外对逆向喷流降热进行了大量实验研究, 获得了总压比、质量流率、冷却介质及喷孔形状和数量等因素对逆向喷流降热影响的实验数据。此后, 研究者围绕相关影响因素开展了一些研究(Tamada et al.,2008;Gerdroodbary et al., 2012;Gerdroodbary et al.,2014)。

国内, 王振清等(2010)对钝头体模型的逆向喷流流场进行了数值模拟, 讨论了相同喷流质量流率条件下总压比对防热效果的影响。董昊等(2022)通过风洞试验, 考虑了来流马赫数对降热效果的影响, 得到了模型表面流场和斯坦顿数 $St$ 分布, 并与数值结果进行对比。王立强等(2019)采用数值模拟方法, 研究了钝头体逆向喷流流场、质量流率变化对逆向喷流流场模态的影响, 发现流场存在长穿透、振荡、短穿透三种模态, 且增大质量流率能够降低热流。Deng et al.(2018)对升力体头部逆向喷流进行了数值模拟, 研究了流场的周期振荡特性。翼晨等(2021)分析了多孔逆向喷流防热机理, 发现多孔逆向喷流存在较强的三维效应, 孔径和孔数等是影响降热性能的主要因素。从相关研究来看, 研究构型以钝头体、球头为主, 重点是研究孔径、总压比、质量流率等对逆向喷流降热效果的影响, 获得一些有价值的研究结论。

国内外对逆向喷流降热问题的研究采用的模型多以球头、钝锥、楔形体等为主, 喷孔设置则以单孔逆向喷流为主, 对乘波体飞行器尖锐前缘外形的研究很少, 而乘波体是当前高超声速飞行器的主要构型, 研究该构型下逆向喷流的减阻降热机理及效果具有重要价值。本文以类X-51A飞行器前体为研究对象, 采用数值模拟方法, 对尖锐前缘条件下多孔逆向喷流降热机理及效果进行

研究, 分析了不同孔距和孔径条件下的降热效果。

## 1 几何模型与数值方法

### 1.1 几何模型

以类X-51A飞行器前体尖锐前缘为研究对象, 截取飞行器前体长度为265 mm, 如图1所示。飞行器尖锐前缘钝化半径 $r=5$  mm; 在飞行器钝化前缘均匀分布 $N$ 个喷孔, 喷孔直径为 $d$ , 相邻喷孔间按距离 $L$ 排布, 喷孔的排布见表1。自由来流沿 $x$ 正方向, 喷孔中心线截面为 $Y=2.2$  mm。

表1 喷孔排布参数  
Table 1 Parameters for porous arrangements

参数	数值
孔径 $d/mm$	1.6, 2.4, 3.2
孔距 $L/mm$	10, 16, 20, 30, 40
孔数 $N$	3

### 1.2 数值方法和边界条件

计算域及计算网格如图2所示。采用三维网格, 网格量约为700万。为更好地预测壁面热流, 对喷孔处和壁面处进行加密处理, 壁面第一层网格高度为 $5 \times 10^{-6}$  m。因模型具有对称性, 采用半模计算。控制方程为可压缩Navier-Stokes(N-S)方程, 空间离散采用二阶TVD格式, 时间离散采用LU-SGS格式, 湍流模型选择SST  $k-\omega$ 模型。计算的收敛标准为残差下降4个量级。来流参数海拔高度为25 km, 马赫数为6, 攻角为0; 来流气体为空气, 来流总压4.02 MPa, 来流总温1 812 K。喷流设置为入口边界, 喷流入口马赫数为1, 喷流总压为1.608 MPa, 喷流工质为氮气。出口边界为超声速出口, 出口参数由内流场插值获得; 对称面取对称边界; 壁面取无滑移等温壁面条件 $T_w = 295$  K。

## 2 算法精度验证

利用Hayashi et al.(2006;2013)的逆向喷流实验, 对本文数值方法的准确性进行验证。实验模型为直径50 mm的半球体, 前端喷孔直径为4 mm。喷流与自由来流总压分别为 $P_{0j}$ 、 $P_{0\infty}$ , 其比值定义为总压比(PR)。图3为无喷流和PR=0.6时, 数值纹影与实验纹影图的对比。可以看出, 有、无喷流情况下, 数值计算结果与实验捕捉的流场结构基本一致, 脱体激波位置、马赫盘位置与流场波系结构吻合较好。采用 $St$ 衡量表面热流(Finley,1966), 计算公式为

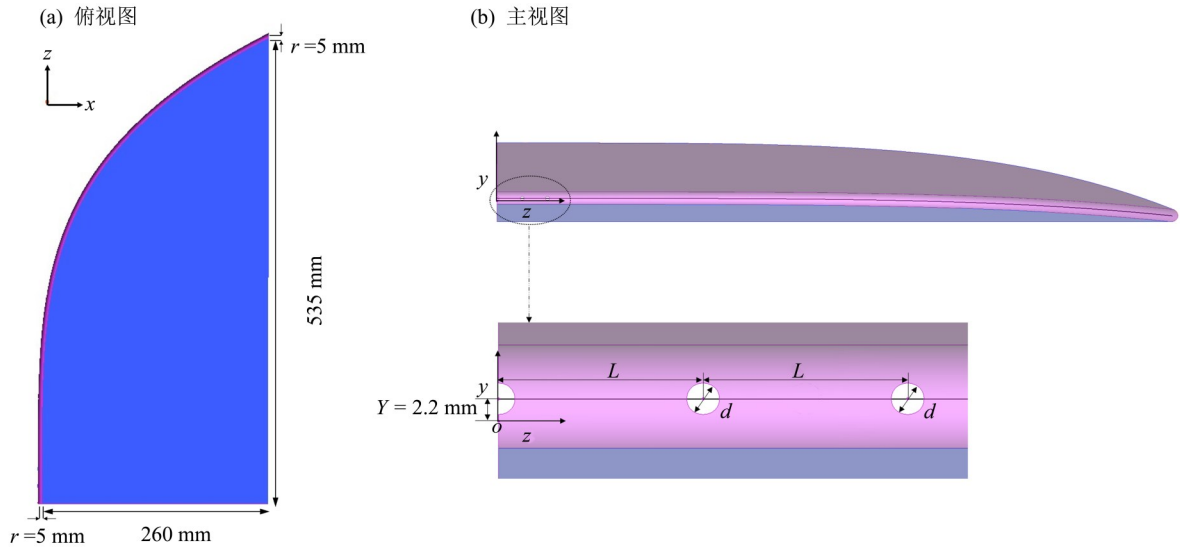


图 1 计算模型

Fig. 1 Computational model

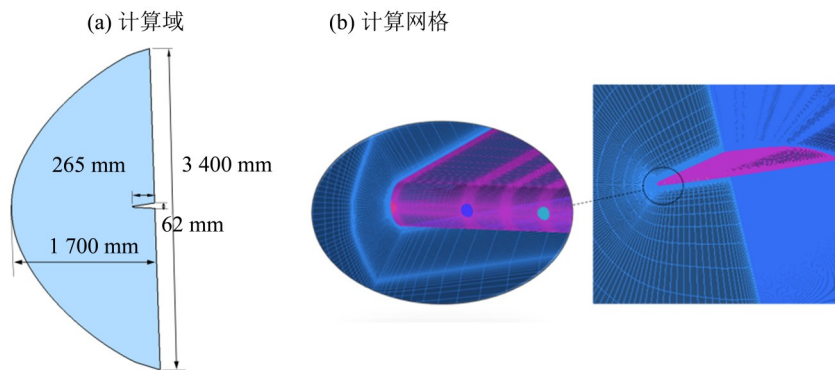


图 2 计算域及网格示意图

Fig. 2 Computational area and mesh distribution

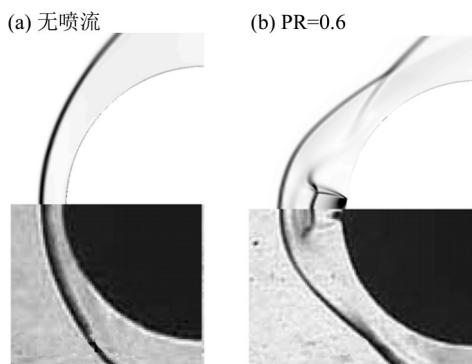


图 3 密度纹影图对比

Fig. 3 Comparison between density contours and schlieren photographs

$$St = \frac{q_w}{(T_{aw} - T_w)\rho_\infty c_{p\infty} u_\infty},$$

$$T_{aw} = T \left( 1 + \sqrt[3]{Pr} \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right),$$

其中  $q_w$  为热流密度,  $T_{aw}$  为绝热壁温度,  $T_w$  为壁面温度,  $\rho_\infty$  为自由来流密度,  $c_{p\infty}$  为定压比热,  $u_\infty$  为来流速度,  $T_\infty$  为来流温度,  $M_\infty$  为自由来流马赫数;  $Pr$  为普朗特数, 设置为 0.71,  $\gamma$  为比热比。

图 4 为无喷流和  $PR=0.6$  时数值模拟所得  $St$  数。横轴  $\theta$  表示自水平轴线沿钝体壁面的角度, 称为周向角。可以看出, 无喷流的情况下,  $St$  数与实验相比具有很好的一致性;  $PR=0.6$  时, 数值结果与实验结果整体符合, 在个别点位存在一定偏差。

为对数值计算的网格无关性进行分析, 设计了粗、中、细三套网格, 网格数量分别为 580 万、700 万和 850 万。图 5 为喷孔中心线  $Y=2.2 \text{ mm}$  上的壁面  $St$  数分布。可以看出, 三种不同网格下的  $St$  数分布情况基本一致。为兼顾计算精度和效率, 本文采用 700 万的中等网格进行计算。

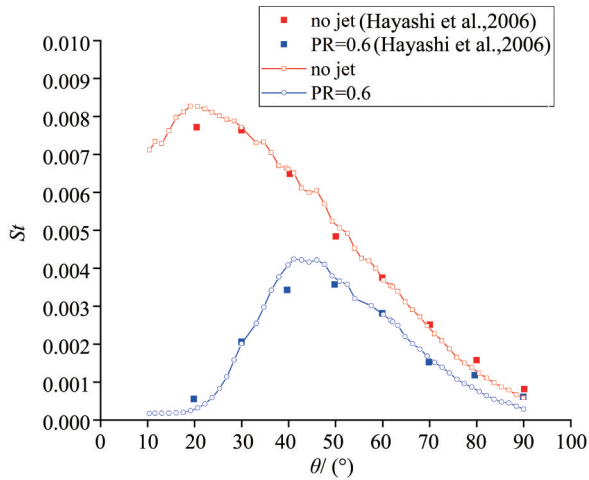


图 4 验证算例  $St$  数分布

Fig. 4 Stanton number for the verification case

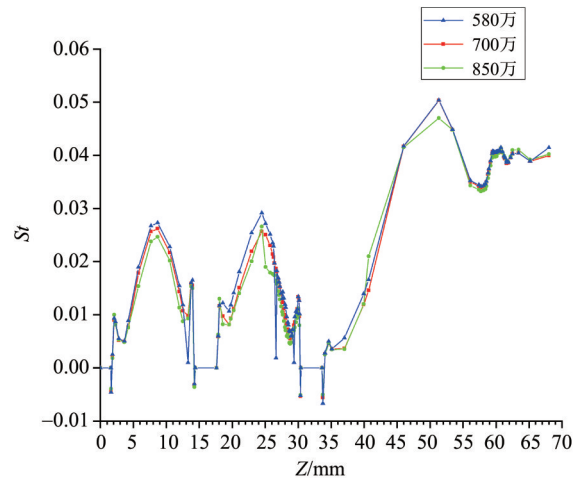


图 5 不同网格数量  $St$  数分布

Fig. 5 Stanton number distribution under different grids

### 3 数值实验结果

#### 3.1 喷孔大小对降热性能的影响

本节对  $N=3$ ,  $L=16$  mm,  $d=1.6$ 、 $2.4$  和  $3.2$  mm 的多孔逆向喷流降热性能进行分析, 其中喷流入口边界为物面, 没有凹腔。图 6 为沿  $y$  方向喷孔中

心线 ( $Y=2.2$  mm) 位置无喷流和不同孔径多孔逆向喷流的温度云图与流线图。可以清晰地看出, 多孔逆向喷流明显改变了流场结构。多孔喷流从喷孔喷出, 将弓形激波推离物面, 在飞行器前缘形成了连续的、类似椭圆的包络外形, 与自由来流作用形成多个马赫盘; 且各相邻喷流间相互作用,

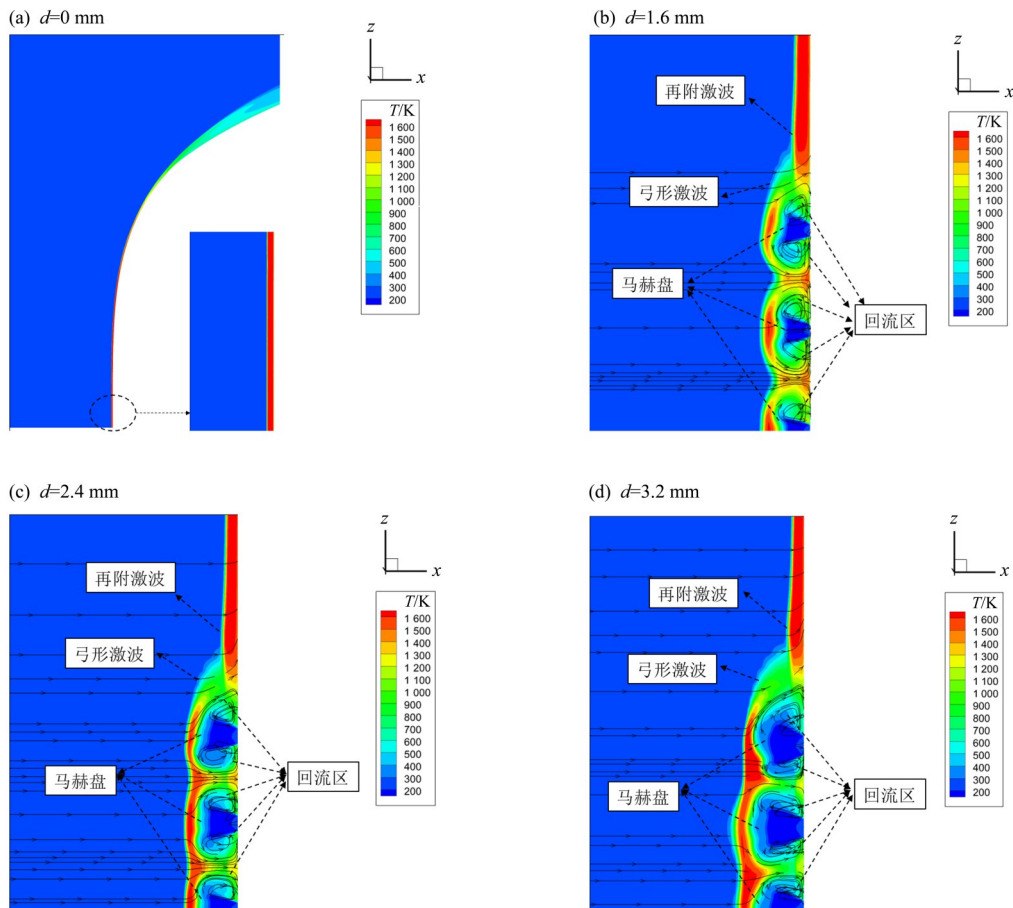


图 6 不同孔径  $d$  的温度场和流线图

Fig. 6 Distribution of temperature and flow-field under various  $d$  values

存在多个回流区,使得高温区远离壁面,很好地改善了头部的高温环境。图7给出了不同孔径下流场压力等值线图。可以看出,随着 $d$ 值增加,喷流的质量流率增大,主激波被推离物面更远,包裹外形区域面积更大。

图8为不同孔径下飞行器前端 $y$ 方向中心线位置的壁面压力和 $St$ 数分布。从图中可以看出,在喷孔附近,如 $Z=2、14、17、30$ 和 $34$  mm位置, $St$ 数为负值,这是由于回流区内静温低于壁面温度引起的,进一步证实了逆向喷流作用下喷流孔附近存在低温低压回流区; $d=3.2$  mm的回流区面积更大。但在相邻两喷孔的中间位置,壁面压力和热流曲线均出现峰值, $d=1.6$ 和 $2.4$  mm条件下,甚至超过无喷流时的数值,主要原因是喷孔两侧逆向喷流形成的斜激波在该区域相交,波后压力、温度升高导致该位置压力和热流曲线出现峰值。随着喷孔孔径增大,喷流质量流率增大,形成的回流区增大,相互间作用增强,激波作用减弱, $d=3.2$  mm时的热流显著低于无喷流时的数值,降热效果好,后续以该算例作为研究喷孔间距离影响

的基础。在 $Z\approx 45$  mm的位置附近,壁面压力和壁面热流均出现一个高峰,这是由于本文算例只模拟了3个喷孔,在第3个喷孔外侧形成再附激波,导致局部产生高温,当整个飞行器前缘都配置喷孔时,则不存在这一问题。

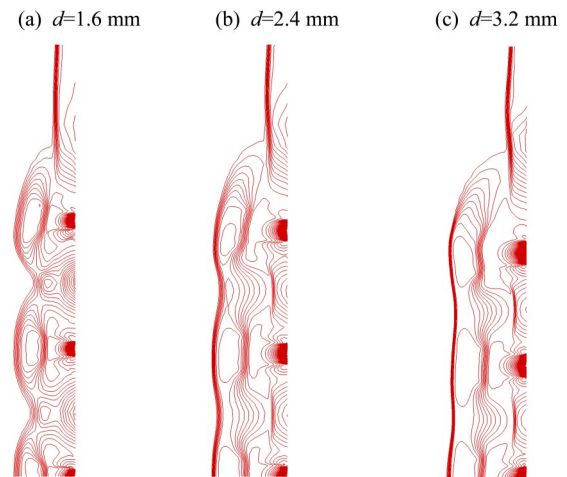


图7 不同孔径 $d$ 的流场压力等值线图

Fig. 7 Pressure contours of the flow field under various  $d$  values

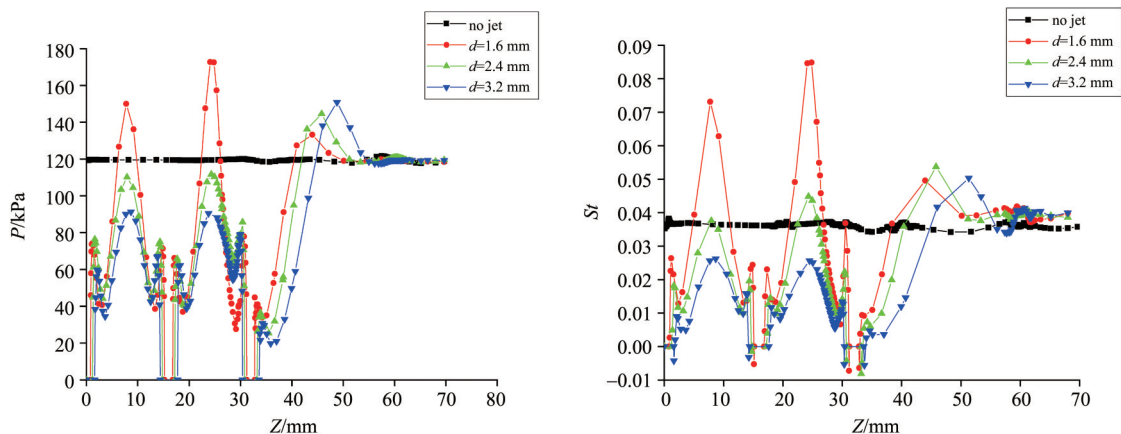


图8 不同孔径 $d$ 的壁面压力和 $St$ 数分布图

Fig. 8 Distribution of surface pressure and Stanton number under various  $d$  values

### 3.2 喷孔间距对降热性能的影响

保持孔径 $d=3.2$  mm,孔数 $N=3$ ,喷流入口边界为物面,研究不同喷孔间距 $L$ 下多喷孔对降热效果的影响。图9给出了 $L=10、20、30$ 和 $40$  mm条件下的温度云图和流线图。

可以看出,随着 $L$ 的不同,喷流间相互影响程度也不相同。从图9(c)中可以看出, $L$ 较大时,喷流间相互作用较弱,喷流形成的激波对壁面影响明显;如图9(d)所示,在 $L$ 过大时,喷流形成的激波在两孔之间位置出现再附,形成高温区,降热

性能大大降低;相反,喷孔间距较近,喷流间发生耦合,主激波被推离壁面较远,低温回流区域变大,如图9(a)和9(b)所示。在图9(a)中, $L=10$  mm,喷流间形成强烈的耦合作用,喷流激波也被推离物面,低温喷流气体在物面扩散,起主导作用,降热效果显著。但该算例在计算过程中,采用定常方法计算无法得到稳定的流场。

为量化分析孔径、孔距的影响,定义 $R_L=d/L$ 。探究在不同孔径 $d$ 下以及相同 $R_L$ 条件下,孔径、孔距对降热性能的影响,算例条件如表2所示。

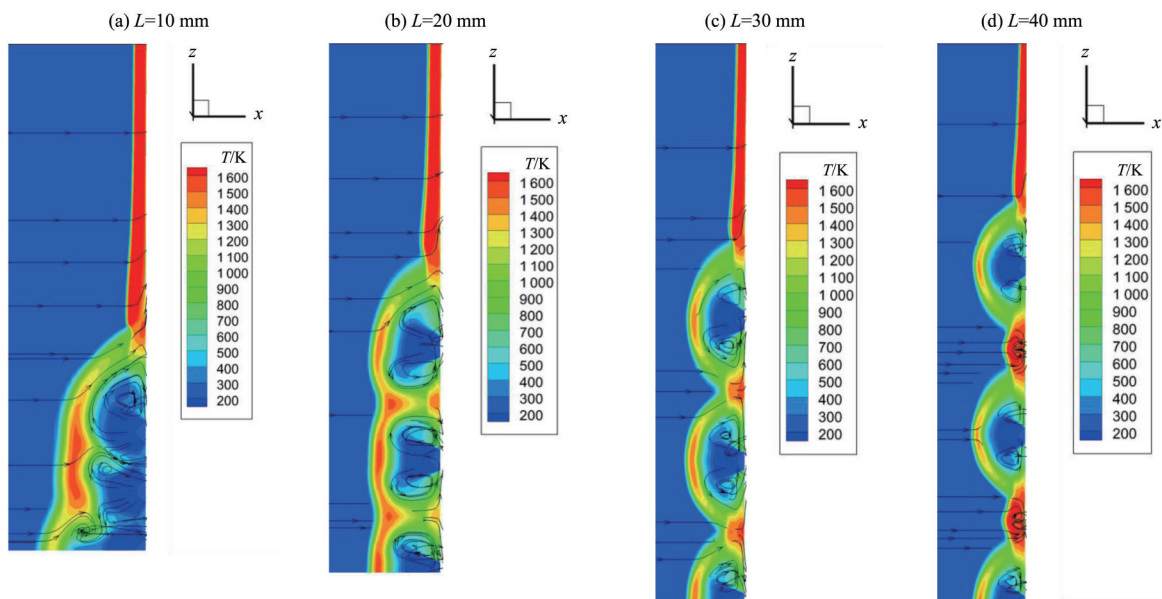


图 9 不同  $L$  的温度场和流线图

Fig. 9 Distribution of temperature and flow-field under various  $L$  values

表 2 不同孔距和孔径的组合算例

Table 2 Calculation examples with various  $L$  and  $d$  values

算例	$d/mm$	$L/mm$	$R_L$
1	1.6	6	0.266 7
2	1.6	8	0.200 0
3	1.6	10	0.160 0
4	2.4	9	0.2667
5	2.4	12	0.200 0
6	2.4	15	0.160 0
7	3.2	12	0.266 7
8	3.2	16	0.200 0
9	3.2	20	0.160 0

图 10 给出了同一孔径、不同孔距条件下, 壁面  $St$  数分布情况。可以看出, 各曲线随  $L$  变化趋势基本一致, 在喷流口附近存在低温低压区, 两喷孔间存在峰值; 在第 3 个喷孔后, 激波再附形成局部的高温区域。而三种孔径下的热流均随着孔距  $L$  的减小而减小, 与前述结论一致, 即: 孔距减小两孔间的相互作用增强, 将激波推离壁面, 显著降低壁面热流。

图 11(a)、(b)、(c) 分别为  $R_L$  一定情况下, 不同算例的壁面  $St$  数分布。可以看出, 各曲线呈现相同的趋势, 即在相同  $R_L$  条件下, 随着孔径  $d$  的减小, 降热性能更好。这一结果说明: 采用更小孔径、分布更密的喷孔, 比采用更大孔径、分布较稀的喷孔, 具有更好的降热效果。在 Sriram

et al.(2009)的多喷孔逆向喷流实验中, 在质量流率不变的条件下, 多喷孔比单喷孔更有利于降热。给出的解释是孔径较小的喷孔提供的喷流能量更低, 有利于冷却工质在物体表面扩散, 从而能获得更好的降热效果。初步分析认为, 在相同  $R_L$  条件下, 孔径  $d$  越小降热性能越好的原因也是孔径较小时有利于冷却工质在物体表面扩散, 从而有利于降热。

### 3.3 喷孔扩张角对降热性能的影响

选取喷孔扩张角  $\theta_r = 0^\circ、4^\circ、6^\circ、8^\circ$ , 研究喷孔扩张角对多孔逆向喷流下尖锐前缘降热性能的影响。保证  $d=3.2\text{ mm}$  和  $L=20\text{ mm}$  不变, 在飞行器前缘前端配置带有扩张角  $\theta_r$  的凹腔, 凹腔深度  $l$  为  $0.8\text{ mm}$ , 具体如图 12 所示。

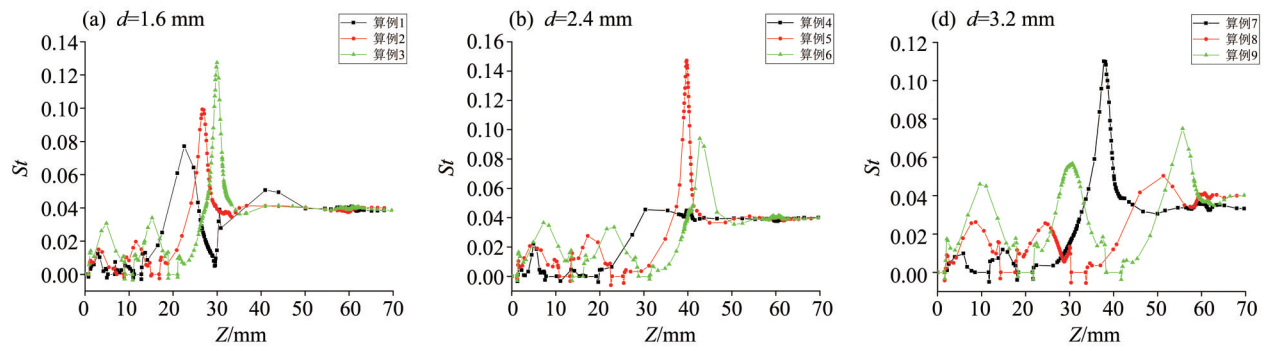


图 10 不同孔距  $L$  各算例壁面  $St$  数

Fig. 10 Distribution of Stanton number under various  $L$  values

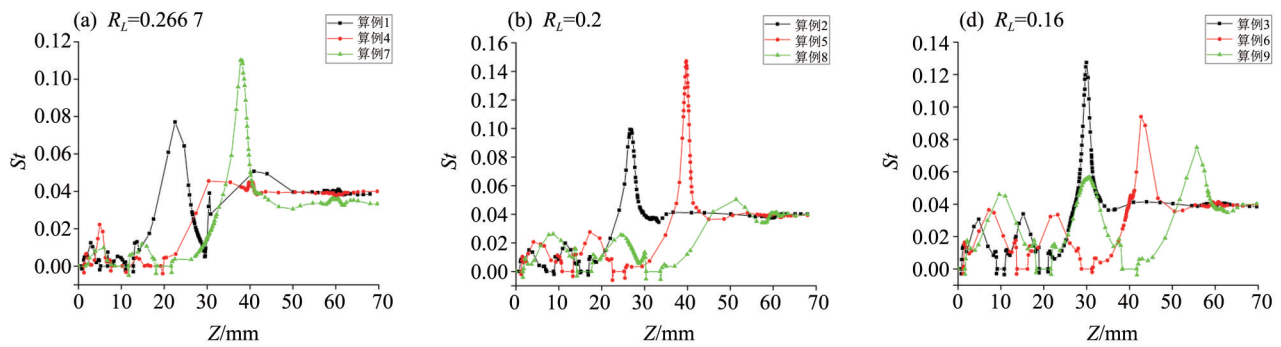


图 11 不同  $R_L$  下各算例壁面  $St$  数

Fig. 11 Distribution of Stanton number under various  $R_L$

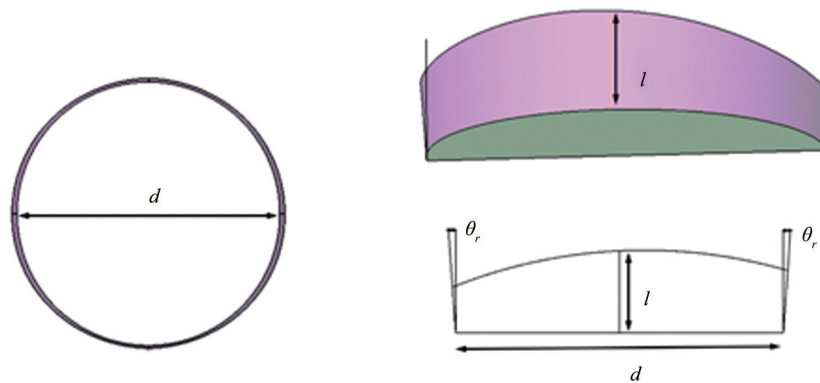


图 12 喷孔形状示意图

Fig. 12 Schematic diagram of jet shape

图 13 为不同角度下多孔逆向喷流的温度云图和流线图。可以看出，与直接在物面设置喷孔相比，带凹腔喷流的回流区域形态出现明显变化。对比图 13(a)、(b) 可发现，同一喷孔两侧的回流区域不再近似对称，而是出现较为明显的偏差，第 2 个和第 3 个喷孔下端(沿  $z$  方向较小坐标为下端)回流区域面积明显小于上端。这是由于 X-51A 飞行器构型其前体的尖锐前缘沿  $z$  方向为一曲面，设置凹腔后，沿  $Z$  方向凹腔两侧深度不对称，导致回流区出现较为明显的不对称现象，如图 13 所示。

图 13(b)、(c)、(d) 为不同喷孔扩张角条件下的温度云图和流线图。可以看出，相对于无扩张角的情况，喷流相互作用增强，对来流的阻碍作用增强，使回流区上方温度明显高于无喷孔扩张角的情况，同时壁面温度则显著下降，说明喷孔扩张角有利于降热。

图 14 为不同喷流角度下壁面  $St$  数分布。可以看出，相对于无喷孔扩张角，有喷孔扩张角时壁面热流明显下降，特别是  $\theta_r = 6^\circ$ 、 $8^\circ$  的算例，壁面热流显著低于无喷孔扩张角的算例，说明带有凹

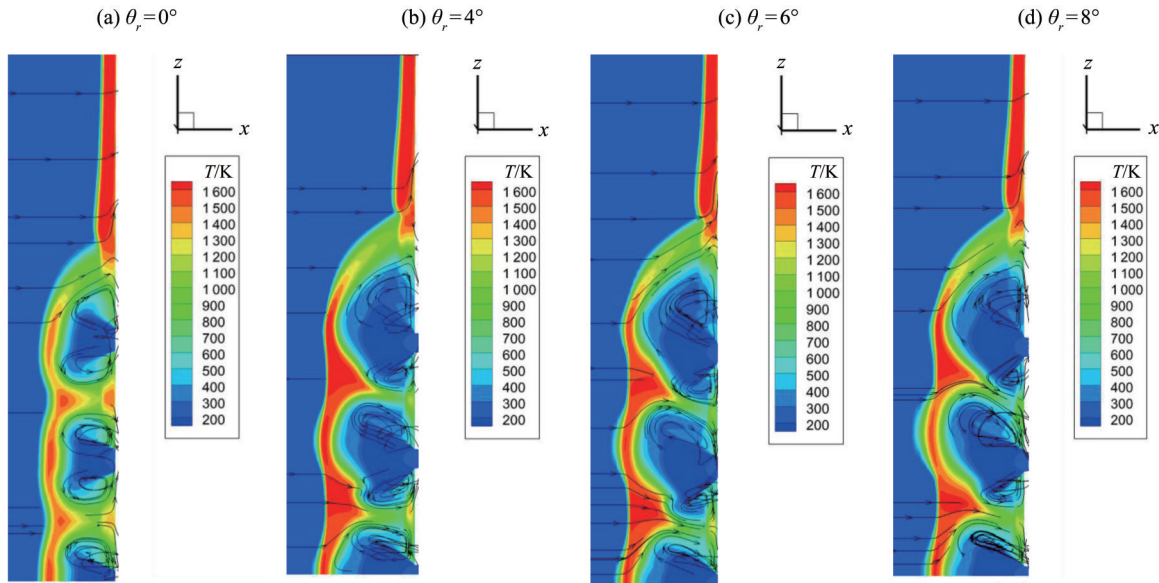


图 13 不同喷孔扩张角  $\theta_r$  下的温度场和流线图

Fig. 13 Distribution of temperature and flow-field under various  $\theta_r$  values

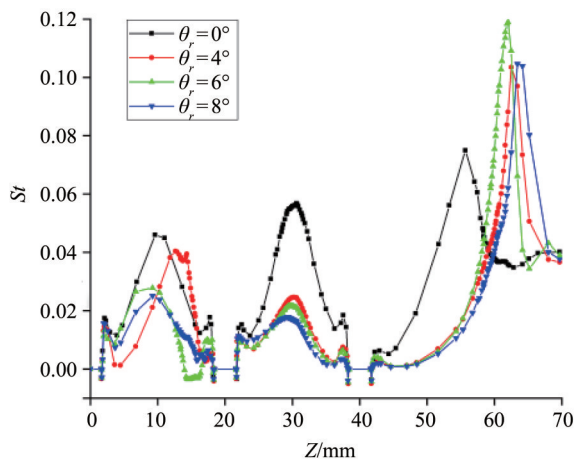


图 14 不同喷孔扩张角  $\theta_r$  下壁面  $St$  数分布图

Fig. 14 Distribution of Stanton number under various  $\theta_r$

腔的逆向喷流更有利于降热。对于  $\theta_r=4^\circ$  的算例, 第 1 个和第 2 个喷孔之间的  $St$  数峰值与无喷流角算例的峰值相当, 但壁面高热流区的包络面积显著小于无喷孔扩张角的算例, 原因是喷孔扩张角度较小, 喷流间相互作用弱, 来流仍然对壁面形成较大影响, 导致壁面热流的峰值较高。随着喷流

角度增大, 喷流间相互作用增强, 来流对壁面影响减弱, 喷流形成的低温回流区域变大, 壁面热流得到明显的改善。

## 4 结 论

针对类 X-51A 飞行器前体尖锐前缘, 采用数值模拟的方法, 分析了不同孔径、孔距、喷孔扩张角下的流场特性及其降热性能, 得到以下结论:

1) 多孔逆向喷流有着良好的降热性能, 能有效的降低飞行器头部所受高温。对乘波体尖锐前缘外形而言, 增大孔径、减小孔距和增大喷孔扩张角, 都可以有效提高降热性能。

2) 将孔径和孔距相结合, 提出了孔距与孔径比值  $R_L$  的概念; 并发现在孔径与孔距比值  $R_L$  一定时, 随着孔径减小, 降热性能变好。

3) 多孔逆向喷流具有较强的三维效应, 孔数、攻角、总压比等因素对降热性能的影响需要进一步研究。

## 参考文献:

邓帆, 谢峰, 黄伟, 等, 2017. 逆向喷流技术在高超声速飞行器上的应用[J]. 空气动力学学报, 35(4): 485-495.  
董昊, 张旭东, 刘是成, 等, 2022. 高超声速逆向喷流数值模拟和风洞试验[J]. 空气动力学学报, 40(4): 101-109.  
高广宇, 刘冰, 黄伟, 等, 2021. 高超声速飞行器逆向射流减

阻防热技术综述[J]. 战术导弹技术, (4): 67-75, 135.  
冀晨, 刘冰, 李世斌, 等, 2021. 超声速气流中多孔逆向射流减阻防热机理研究[J]. 战术导弹技术, (1): 44-51.  
王立强, 钱勤建, 2019. 钝体逆向喷流减阻降温数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 39(1): 55-59.

- 王振清, 吕红庆, 雷红帅, 2010. 钝体前缘喷流热防护数值分析[J]. 宇航学报, 31(5): 1266-1271.
- 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会, 2005. 再入物理[M]. 北京: 国防工业出版社.
- BARZEGAR GERDROODBARY M, BISHEHSARI S, HOSSEINALIPOUR S M, et al, 2012. Transient analysis of counterflowing jet over highly blunt cone in hypersonic flow[J]. Acta Astronaut, 73: 38-48.
- DENG F, XIE F, HUANG W, et al, 2018. Numerical exploration on jet oscillation mechanism of counterflowing jet ahead of a hypersonic lifting-body vehicle[J]. Sci China Technol Sci, 61(7): 1056-1071.
- FINLEY P J, 1966. The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream [J]. J Fluid Mech, 26 (2) : 337-368.
- GERDROODBARY M B, 2014. Numerical analysis on cooling performance of counterflowing jet over aerodisked blunt body[J]. Shock Waves, 24(5): 537-543.
- HAYASHI K, ASO S, 2003. Effect of pressure ratio on aerodynamic heating reduction due to opposing jet [C]//36th AIAA Thermophysics Conference. USA. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2003-4041>.
- HAYASHI K, ASO S, TANI Y, 2006. Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow[J]. J Spacecr Rockets, 43(1): 233-235.
- HUANG W, 2015. A survey of drag and heat reduction in supersonic flows by a counterflowing jet and its combinations[J]. J Zhejiang Univ Sci A, 16(7): 551-561.
- RONG Y, SUN J, LIU W, et al, 2012. Heat flux reduction research in hypersonic flow with opposing jet[J]. World Academy of Science Engineering & Technology, 6(8): 1786-1790.
- SRIRAM R, JAGADEESH G, 2009. Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets[J]. Int J Heat Mass Transf, 52(15/16): 3654-3664.
- STALDER J R, INOUE M, 1956. A method of reducing heat transfer to blunt bodies by air injection[R]. National Aeronautics and Space Administration. USA.
- TAMADA I, ASO S, TANI Y, 2008. Numerical study of the effect of the opposing jet on reduction of aerodynamic heating with different nose configurations [C]//26th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. USA.
- VENKATACHARI B S, ITO Y, CHENG G, et al, 2011. Numerical investigation of the interaction of counterflowing jets and supersonic capsule flows [C]//42nd AIAA Thermophysics Conference. Hawaii, USA.
- WARREN C H E, 1960. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a bluff body [J]. J Fluid Mech, 8(3): 400.

(责任编辑 秦社彩)