

# 不同射流状态下射流气体与高超声速主流相互作用影响\*

王丽燕, 檀妹静, 聂亮, 蒋云淞, 袁野, 王振峰  
(中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076)

**摘要:**为研究不同射流状态对高超声速飞行器气动加热的影响,对高超声速来流条件下方孔和圆孔横向射流模型进行数值模拟,讨论射流压强、射流速度及射流方向对主流流场的影响,得到了不同射流状态下流场结构、壁面温度热流分布及壁面中心线温度热流变化。结果表明:射流在一定程度上能缓解壁面气动加热情况,壁面引射效果更好,壁面引射速度  $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$  时壁面热流降低接近三分之二。在高速 ( $Ma > 1$ ) 射流情况下,适当增大压强和速度,均会使得射流下游的冷却效果加强;在中低速 ( $Ma < 0.6$ ) 射流情况下,射流基本上不改变主流流场而在边界层内流动,流速越大,冷却范围越大,冷却效果也相对较好。射流方向与主流方向夹角为锐角时,利于射流孔下游降温;夹角为钝角时,利于射流孔上游降温。

**关键词:**气体射流;不同射流状态;流场结构;壁面温度;冷却效果

中图分类号:V211 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2020)03-066-08

## Impact of gas ejection interaction with hypersonic mainstream at different ejecting states

WANG Liyan, TAN Meijing, NIE Liang, JIANG Yunsong, YUAN Ye, WANG Zhenfeng

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to study the impact of different ejecting state on aerodynamic heating of hypersonic aircrafts, the square/circle hole ejecting under hypersonic flow condition was numerically simulated. The impacts of ejecting pressure, ejecting velocity and ejecting direction to the main flow field were discussed and the flow field structure, wall heat flux and center line temperature at different ejecting state were obtained. The results show that gas ejection can relieve the aerodynamic heating situation of wall to some extent. The cooling effect at whole wall ejection is remarkable. And the wall heat flux reduces nearly two-thirds when the ejecting velocity is about  $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ . Moreover, at high ejecting velocity ( $Ma > 1$ ), the cooling effect is strengthened by increasing the ejecting pressure and velocity appropriately. At low ejecting velocity ( $Ma < 0.6$ ), the ejection flows within the boundary layer, and has a weak influence on the main flow field structure; the greater the ejecting velocity is, the bigger the range of cooling is, and the better the cooling effect is. The cooling effect of downstream is better when the ejecting direction is acute angle, and the cooling effect of upstream is better when the ejecting direction is obtuse angle.

**Keywords:** gas ejecting; different ejecting state; flow field structure; wall temperature; cooling effect

严重的气动加热是高超声速飞行器无法避免而又必须妥善解决的一个重大技术难题,称为“热障”<sup>[1]</sup>,目前通常采用被动式防热设计来解决高超声速飞行器的这一问题。被动式热防护系统提高防热或隔热能力的主要方法为提高材料防热或隔热性能和增加材料厚度等,但是新型材料的研制周期较长,材料厚度的增加又无疑增加了热防护系统的重量,这使得单一的被动式热防护系统难以完全应对未来高超声速飞行器长时间、高热流和可重复使用的服役环境。主动式热防护系统具有冷却能力强、可抵抗高热流密度的长时间加热、可重复使用等优点,可以满足未来高超声速

飞行器的热防护需求。主动式热防护系统防热方法主要有发汗冷却、膜冷却、对流冷却和喷雾冷却。对于发汗冷却和膜冷却来说,飞行器表面引射气体会与高超声速主流来流发生相互作用,产生复杂的激波和漩涡剪切流动,这使得高超声速飞行器流场内流动更为复杂。引射效应一直以来都是国内外学者研究的热点<sup>[2-5]</sup>。

Heufer 和 Olivier 等<sup>[6-8]</sup>通过实验和数值模拟对高超声速主流中的楔形体狭缝式气膜冷却进行了研究,表明气膜冷却在高超声速流动中能有效减少机体的热负荷;随着吹风比、主流雷诺及马赫数的增大,气膜冷却效率提高。Wimberly 等<sup>[9]</sup>针

\* 收稿日期:2018-11-25

基金项目:国家安全重大基础研究资助项目(613285);中央军委科技委员基础加强类资助项目(0327004)

作者简介:王丽燕(1989—),女,云南瑞丽人,工程师,博士,E-mail:wang\_liyan12@163.com

对细圆锥体模型在来流马赫数 12 ~ 17 条件下进行了风洞实验,结果表明壁面换热系数及流阻与吹风比呈负相关,吹风比增大,二者随之减小。熊宴斌<sup>[10]</sup>在马赫数 3 的风洞中研究分析了青铜、不锈钢粉末烧结多孔平板、烧结金属丝网多孔平板以及不锈钢烧结粉末多孔曲面结构的引射规律,研究表明,二次流注入能够有效减小壁面速度梯度,降低壁面温度。数值模拟研究方面, Yang 等<sup>[11]</sup>针对槽缝式平板进行了不同流态下不同影响因素(射流率、缝高、吹风比)状态下的模拟研究,发现气膜冷却是壁面进行主动热防护的一种有效途径,在高超声速流动中降温减阻效果更加明显。Konopka 等<sup>[12-13]</sup>采用大涡模拟方法对气膜冷却问题进行了研究,发现顺压梯度有利于降低剪切层湍流度并推迟转捩,从而提高冷却效率;湍流流态下气膜冷却的整体效率比层流流态下的稍低,冷却长度稍短<sup>[13]</sup>。王建<sup>[14]</sup>、余磊<sup>[15]</sup>等的研究表明气体引射进入边界层使边界层增厚,有效降低了壁面摩擦系数;随着引射气体流量增加,壁面温度和对流换热系数显著减小。另外,还有学者使用直接数值模拟<sup>[16-18]</sup>对壁面存在二次流注入的流动传热进行计算,获得了射流与主流相互作用的精细流动图画<sup>[19]</sup>。上述研究丰富了人们对气体引射效应的认识。工程上高超声速飞行器常出现局部热流过高的情况,气体引射效应能有效解决这一状况,因此系统研究气体引射与高超声速主流相互作用有重要意义。

本文针对方孔和圆孔横向引射模型、高超声速来流条件下冷却气体射流问题,采用数值模拟的方法,开展气体射流条件下的高超声速飞行器表面气动加热机理研究,分析射流气体压强、射流速度以及射流方向等因素对壁面温度和附面层内流动结构的影响,研究气体射流表面降热特性,并根据模拟结果对高温边界层流场进行深入分析。

## 1 计算方法与模型

### 1.1 计算模型

图 1 给出了本文研究模型,其中高超声速主流从左侧进入,射流气体与壁面成一定角度从射流孔射出,与主流相互作用,向下游发展。 $x$ 、 $y$ 、 $z$  分别为主流的流向、法向和展向。射流孔(包括圆孔和方孔)中心取为坐标原点,主流进口位于  $x = -20$  mm 处,出口位于  $x = 80$  mm 处,射流孔出口位于  $y = -10$  mm 处。空间流场高度  $L_y = 30$  mm,流场宽度  $L_z = 6$  mm。为了便于分析引射表面与光滑表面流动特性、降低计算误差同时保

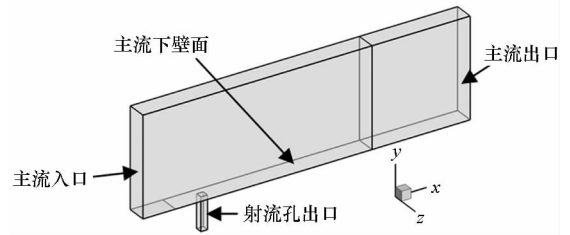


图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

证数值计算结果是在同一流场状态下得到,将引射表面对应的壁面作为光滑壁面<sup>[19]</sup>。考虑主流和射流流动特性,流动为层流,控制方程由经典的 Navier-Stokes 方程组来描述,见式(1)~(3):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{f}_b + \frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 \mathbf{V} + \frac{1}{3} \frac{\mu}{\rho} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{V}) \quad (2)$$

$$\rho \frac{d(\hat{u} + \mathbf{V}^2/2)}{dt} = \rho \mathbf{f}_b \cdot \mathbf{V} + \nabla \cdot (\mathbf{V} \cdot \boldsymbol{\Gamma}) + \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \rho q \quad (3)$$

其中: $\rho$  表示流体密度; $t$  表示时间; $\mathbf{V}$  表示速度矢量; $\mathbf{f}_b$  为外力; $\mu$  为流体的动力黏性系数; $p$  为流场压力; $\hat{u}$  表示内能; $\boldsymbol{\Gamma}$  表示应力项; $\lambda$  表示流体导热系数; $q$  为源项热流。

### 1.2 网格划分及边界条件设置

对于高超声速主流来流条件下的气体引射流动的计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)模拟,网格是至关重要的。本文开展了包含基准网格在内的 5 个网格状态的计算,以考察第一层网格高度、网格数量对热环境计算结果的影响。壁面第一层网格法向距离计算公式为:

$$\Delta y = \frac{\mu y^+}{\rho u_\tau} \quad (4)$$

式中: $y^+$  为第一层网格到壁面的无量纲距离,取  $y^+ = 1$ ;  $u_\tau$  为壁面摩擦系数。

为排除网格数量的影响,分别对 240 万、140 万和 410 万网格进行计算。240 万与 410 万网格数量下壁面中心线温度相对接近而与 140 万网格数量下壁面温度存在一定差异,即在 240 万基准网格基础上增加网格数量不会引起壁面温度的较大变化。为提高计算效率,网格设置为第一层网格间距 0.001 mm、总网格量为 240 万的分块对接网格,如图 2 所示。求解控制方程采用有限体积法离散,通量离散采用总变差减小格式以及

MinMod 限制器,保证空间为二阶精度。时间离散采用点隐式方法<sup>[19]</sup>。

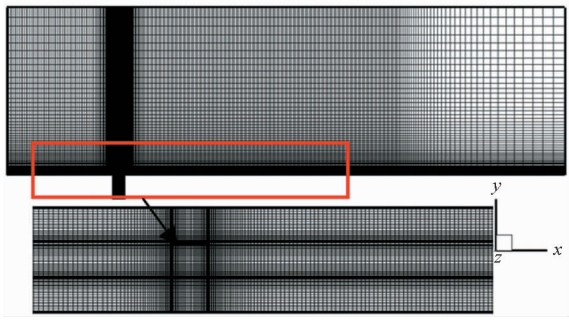


图 2 计算区域网格

Fig. 2 Grid of computational domain

边界条件设置:光滑壁面及射流区域壁面为无滑移绝热壁面条件;主流区两侧为对称边界条件;主流入口为高超声速入口,给定压力、速度和温度条件;射流气体入口为质量流率入口,给定质量流率和温度条件,气体温度为 221 K;主流和引射气体工质均为空气;出口超声速,所有边界条件外推;初始条件采用压力值为 2550 Pa。

### 1.3 方法验证

为了验证计算软件气动热模拟的准确性,采用二维钝头圆柱作为验证算例,该算例包含 Holden 的风洞试验数据<sup>[20]</sup>。其中圆柱半径为 0.038 1 m,来流马赫数为 8,静压为 855 Pa,静温为 125.07 K,壁面温度为 294 K。计算网格如图 3 所示,网格量  $100 \times 80$  (周向  $\times$  径向),第一层网格间距  $3.81 \times 10^{-6}$  m。

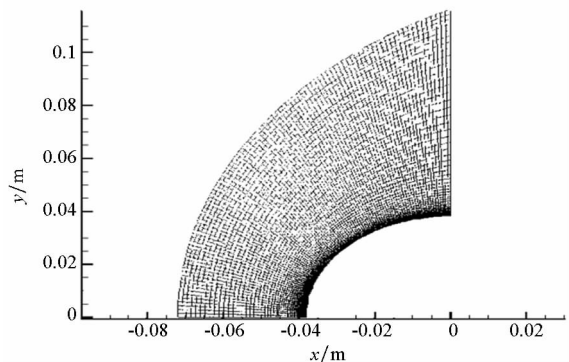


图 3 二维圆柱计算网格

Fig. 3 Two-dimensional grid of computational domain

图 4 给出了圆柱表面斯坦顿数分布与风洞实验值比较,从计算结果来看热流误差均在 10% 以内,证明本方法计算热流的精度是可靠的。

## 2 结果与分析

考虑气体引射与主流掺混后流场结构与引射气体压强、引射速度和射流方向等的变化密切相

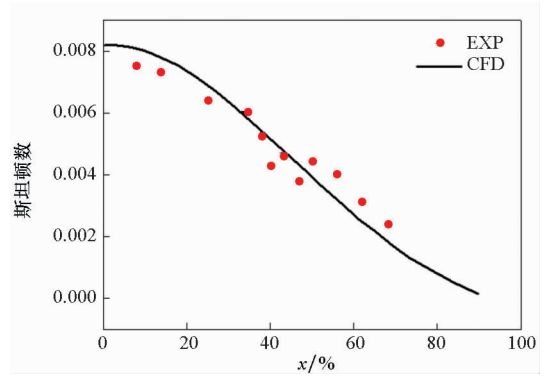


图 4 圆柱表面斯坦顿数分布曲线

Fig. 4 Stanton number distribution at cylinder surface

关,本文以主流  $0^\circ$  攻角,主流来流静温 221 K、静压 2550 Pa、马赫数 6,射流来流方向  $90^\circ$ 、静温 221 K、静压 19 125 Pa、马赫数 1.2 为基准状态,通过改变射流压强、射流速度和射流方向,得到了掺混后流场结构、壁面温度分布和壁面中心线温度等参数,并对其变化规律进行分析。

### 2.1 流场特征

图 5 展示了基准状态下气体引射的基本流动结构。由图可知:一方面,自入口处边界层开始发展,主流首先产生一道斜激波,而到了射流孔附近,受射流垂直进入主流影响,受到阻碍的主流产生一道弓形激波;另一方面,射流从方孔进入主流,在射流出口附近形成明显的马赫盘。斜激波和弓形激波下面存在明显的速度剪切层,射流垂直进入主流,受到该剪切层的阻碍,在靠近剪切层位置附近滞止,向四周流动。流向上游的流体产生回流涡,沿展向左右流动的流体,在  $x$  截面形成一对“肾型”涡,其余大部分流体则流向下游。

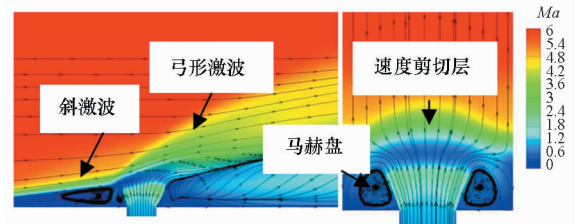


图 5 气体引射基本流动结构

Fig. 5 Basic flow structure in the gas ejection

图 6 给出了主流壁面温度分布及射流孔附近表面极限流线。由图可知,入口附近流动滞止,该位置附近的壁温极高。射流孔前方某位置处壁温迅速降低,因为该位置存在一个较大的回流区,一直延伸到高温的滞止区域,这与空间流线显示出的射流孔上游回流涡相对应。围绕射流孔一周直到远下游,存在明显的“肾型”涡流动结构,而“肾型”涡流动结构与壁面的低温区相对应。

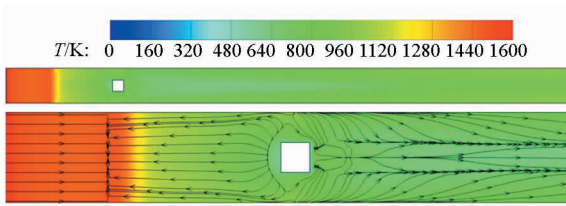


图6 主流壁面温度分布及射流孔附近表面极限流线  
Fig. 6 Wall temperature distribution and the limit streamline near the surface of ejecting hole

### 2.2 射流压强影响

为了研究射流压强对流动结构和壁面热流的影响,开展了包含基准状态在内的5个不同射流压强状态的模拟。其中主流来流静温221 K,马赫数6,静压2550 Pa。射流静温221 K,马赫数1.2,静压分别为:2550 Pa、5100 Pa、10 200 Pa、19 125 Pa和40 800 Pa。

图7为不同射流压强下 $z=0$  mm截面和 $x=0$  mm截面流线及马赫数分布。由图可知,射流对横向来流产生阻挡,形成一道弓形激波,弓形激波使迎风面近壁面发生流动分离1,随着压强增大,弓形激波强度、分离程度均增强。此外,射流与来流之间形成明显边界。射流下游背风区的低压特性会造成此处近壁面产生流动分离2,随着压强增大,此处流动分离加剧。同时射流与来流剪切掺混形成的正反向旋转流向“肾型”涡,随着压强增大,靠近射流孔的“肾型”涡增大,较远的一对“肾型”涡逐渐消失。因为“肾型”涡的产生主要依靠射流与主流在边界处的剪切掺混,而射流压强增大使边界范围变大,速度剪切层向远离壁面方向移动,导致涡的搅动范围增大。

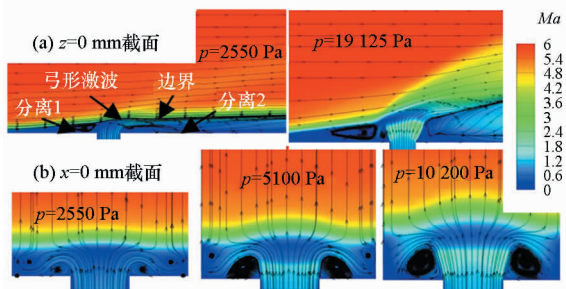


图7 不同射流压强下流线及马赫数分布  
Fig. 7 Distribution of streamline and Mach number under different ejecting pressure

图8为不同射流压强下壁面中心线温度变化。由图可知,射流孔附近低温区降温效果较强。因为压强较小时,引射气体对主流的阻碍作用较小,对上下游影响范围较小,引射气体被主流压向壁面,在壁面很近的区域内向下游流动。随着射

流压强增大,射流孔上游回流涡增大,上游壁面低温区范围增大,但低温区内降温效果减弱;射流孔下游低温区范围也增大,靠近射流孔处的壁面温度升高,远离射流孔处的壁面温度降低,即增大射流压强,能增大下游低温区范围,增强下游整体降温效果,即单位质量的冷却介质冷却效果最好。若射流孔数目增多,则低压射流对壁面降温效果更优。

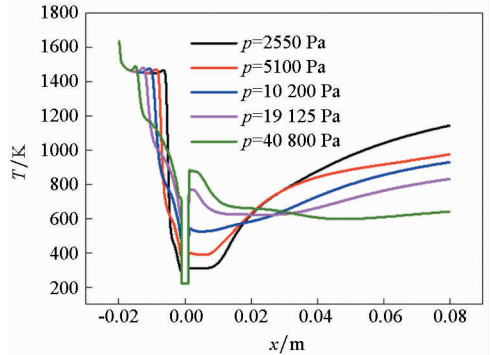


图8 不同射流压强下壁面中心线温度对比  
Fig. 8 Comparison of wall temperature of center line under different ejecting pressure

### 2.3 射流方向影响

为了研究射流方向对流动结构和壁面热流的影响,开展了不同射流孔与主流壁面夹角研究。其中射流方向与主流方向的夹角分别为 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $90^\circ$ 、 $120^\circ$ 、 $135^\circ$ 和 $150^\circ$ 。

图9给出了不同射流孔方向下流线及马赫数分布。由图9(a)可知,在截面 $z=0$  mm处,射流角度越大,射流与主流作用产生的弓形激波越大,射流孔上下游区域的回流区越大。射流角度为锐角时,射流对上游的影响范围随角度增大,下游的影响范围也随角度增大,但强度减弱。引射角度为钝角时,射流对上游的影响范围随角度增大,强度也增大,对下游影响则相反。由图9(b)可知,随着射流角度增大,射流孔两侧的“肾型”涡增大。射流角度为锐角时,角度越大,“肾型”涡越贴近壁面。射流角度为钝角时,“肾型”涡产生位置较锐角时远,且角度越大,产生位置距壁面越远。由于射流角度的存在,引射气体沿主流方向的速度分量导致主流流场较基准流场有所变化,引射角度为锐角时沿主流方向的速度分量增强,钝角时则相反。

图10为壁面中心线温度对比。由图可知,射流方向与主流方向夹角为锐角时,射流孔上游降温效果劣于基准态;下游降温效果差别较小,都优于基准态。随着射流方向与主流方向夹角增大,



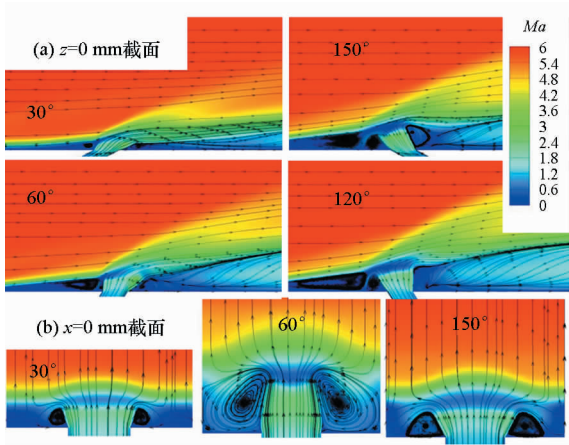


图 9 不同射流孔方向下流线及马赫数分布  
Fig. 9 Distribution of streamline and Mach number under different ejecting direction

上游低温区增大,降温效果增强。射流方向与主流方向夹角为钝角时,射流上游降温效果优于基准态,下游则劣于基准态。随着角度增大,射流孔下游降温效果减弱;射流方向与主流方向夹角为锐角时降温范围大于钝角,效果也优于钝角时状态。角度越小,射流越贴近壁面,射流孔附近降温效果越好,射流角为 30° 时较射流角为 90° 时壁面温度降低约 30%。

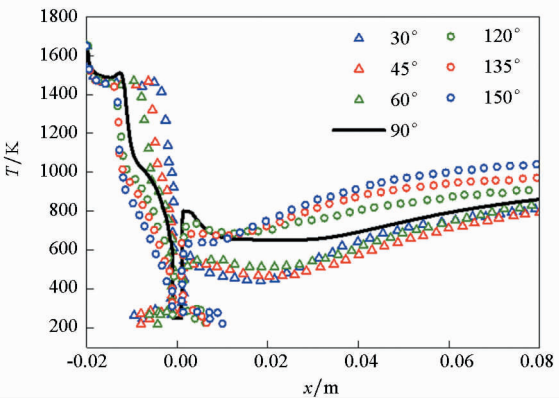


图 10 不同射流方向下壁面中心线温度对比  
Fig. 10 Comparison of the wall temperature of the center line under different ejecting direction

### 2.4 射流孔形状影响

为了研究射流孔形状对流动结构和壁面热流的影响,研究了方孔和圆孔两种射流孔。

图 11 给出了不同射流孔形状下流线及马赫数分布。由图可知,相同条件下,射流孔形状的改变对流场结构影响不大。相同工况不同射流孔情况下,弓形激波大小位置、分流区大小、强度基本相同。可见,孔结构的改变,对射流与主流掺混作用影响较小。由图 12 不同射流孔形状下壁面中心线温度变化可知,相同工况下,圆孔的降温效果

略优于方孔。因为孔结构的改变,对射流与主流掺混作用影响较小,所以对流场的降温效果影响也较小。

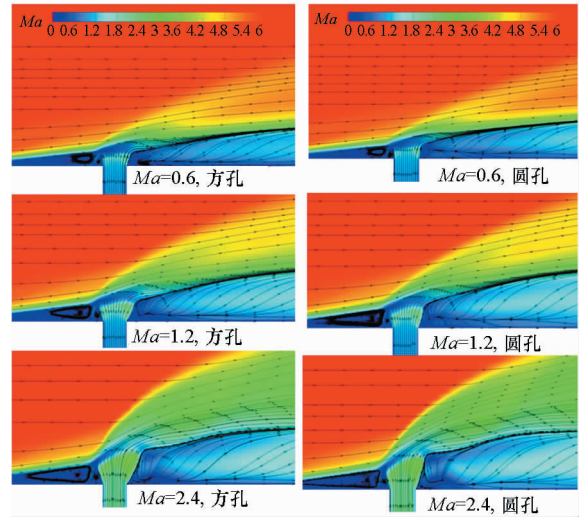


图 11 不同射流孔形状下 z=0 mm 截面流线及马赫数分布  
Fig. 11 Distribution of streamline and Mach number at z=0 mm under different ejecting holes

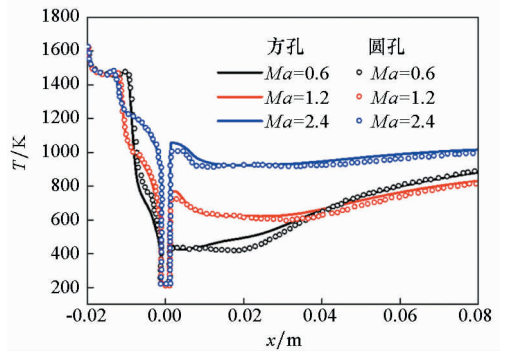


图 12 不同射流孔形状下壁面中心线温度对比  
Fig. 12 Comparison of the wall temperature of the center line under different ejecting holes

### 2.5 射流速度影响

#### 2.5.1 高速射流

以方孔模型为研究对象,研究射流来流马赫数为 2.4、1.2、0.6 时的流场状态。通过对比分析,研究高速射流速度情况对流动及冷却效果的影响。

图 13 给出了不同射流速度下 z=0 mm 截面和 x=0 mm 截面流线及马赫数分布。随着射流速度增大,射流对主流的阻碍作用增大,产生的弓形激波也较强,使主流远离壁面。随着射流速度增大,射流孔上游和下游流动分离加剧,射流孔两侧的“肾型”涡增大。

图 14 为不同射流速度下壁面中心线温度变化。由图可知,随着射流速度增大,射流孔上游回

流涡增大,上游壁面低温区范围增大,但低温区内降温效果减弱;引射下游靠近射流孔处的壁面温度升高,远离射流孔处的壁面温度先降低后增大,推测可能存在一个最优射流速度,使下游壁面降温效果最佳。

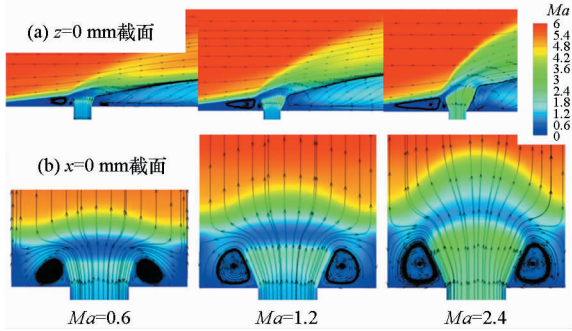


图13 不同射流速度下流线及马赫数分布

Fig. 13 Distribution of streamline and Mach number under different ejecting velocity

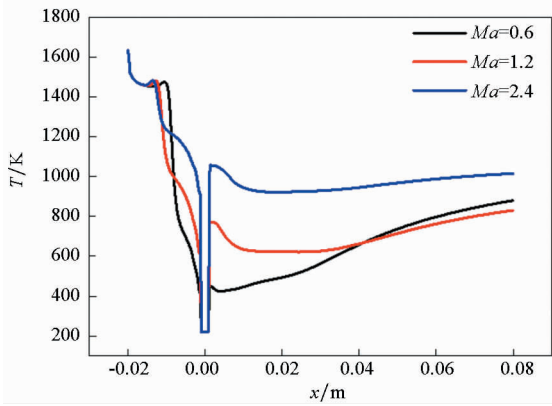


图14 不同射流速度下壁面中心线温度对比

Fig. 14 Comparison of the wall temperature of the center line under different ejecting velocity

### 2.5.2 中低速射流

以圆孔模型为研究对象,研究射流来流马赫数为 1.2、0.6、0.3、0.1、0.05 时的流场状态,壁面取 300 K 等温壁面边界条件。通过对比分析,研究中低速射流速度情况对流动及冷却效果的影响。

图 15 给出了不同射流速度情况下射流孔附近流动对比,可以看出,速度越低,其对主流的改变越小。射流马赫数为 0.05(速度约  $15 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ) 时,流体从射流孔流出之后几乎是贴壁继续向后流动,对主流阻碍较小,几乎不产生弓形激波。而射流马赫数为 1.2 时,在射流孔附近区域形成较强的弓形激波,在其上游形成一个较大的回流涡,受回流涡的影响,在上游形成高热流区域,如图 16 所示。

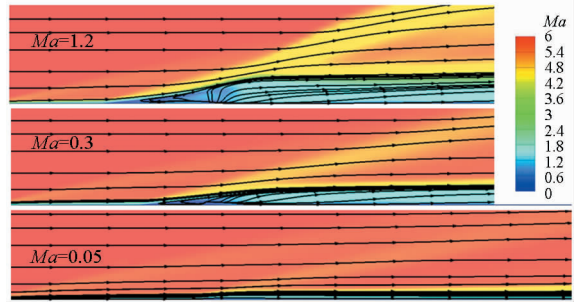


图15 不同射流速度下射流孔附近流动对比

Fig. 15 Comparison of flow structure near the ejecting hole under different ejecting velocity

图 16 给出了中心线上的热流分布,可以看出,在射流的下游区域热流均有所降低。射流马赫数小于 0.3 时,射流对主流影响较小,基本集中在射流孔附近,冷却效果较弱。射流马赫数大于等于 0.3 时,下游区域热流显著降低。射流马赫数为 0.6 时在射流孔附近的降温效果优于马赫数为 1.2 时的,而下游稍远区域冷却效果基本相当。但射流马赫数为 1.2 时,射流孔上游区域形成不利干扰,使得热流不降反增,可以推测,存在最佳的射流速度,使冷却效果最好。就本文研究工况下,单孔射流马赫数为 0.6 左右,冷却效果最好。射流的影响呈现明显的三维效应,其影响范围明显受射流速度的影响,局部呈现条带状的热流分布,因此,若要大范围地冷却,则需要更多的射流孔出流进行冷却。

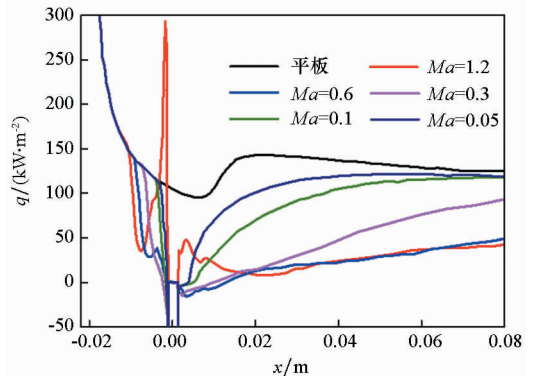


图16 不同射流速度下壁面中心线热流对比

Fig. 16 Comparison of the wall heat flux of the center line under different ejecting velocity

### 2.5.3 多孔射流影响

进一步对多孔(壁面整体)射流情况进行研究,其中,主流来流  $0^\circ$  攻角、静温 221 K、静压 2550 Pa、马赫数 6,射流气体静温 221 K、静压 19 125 Pa,射流速度为  $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $15 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、 $30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。壁面为等温壁 300 K。

图 17 给出了不同射流速度的流动对比,可以

看出,增加射流速度后,会引起边界层流动的明显改变。低速射流情况下,射流气体直接进入边界层贴壁流动,使得热流明显降低。高速射流情况下,射流气体将原平板边界层“抬高”壁面,使得壁面附近充满射流气体,从而使得壁面热流接近于0。

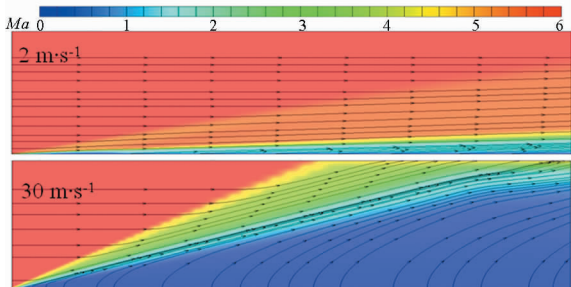


图 17 不同射流速度下流动对比  
Fig. 17 Comparison of flow structure under different ejecting velocity

图 18 给出了不同射流速度下壁面热流对比,可以看出,考虑壁面整体射流之后,热流大幅降低。 $1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的壁面射流速度即使得壁面热流降低接近三分之二, $2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的壁面射流速度即使得壁面热流降低接近 90%,而  $15 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的射流速度即使得壁面热流降为接近 0 的量值,由此可见,壁面射流即使射流速度很低,降温冷却效果也非常显著。

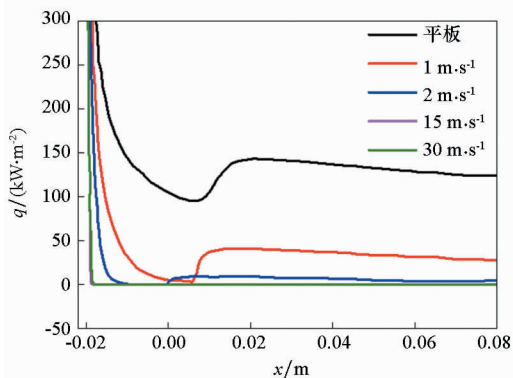


图 18 不同射流速度下壁面中心线热流对比  
Fig. 18 Comparison of the wall heat flux of the center line under different ejecting velocity

### 2.5.4 小结

1) 高速射流的冷却机理:高速射流一般用于小孔喷流,当冷却工质以高速状态(特别是  $Ma > 1$ )喷出时,喷流气体形成类似“气柱”的一团流体,来流和气柱相互作用,在气柱前方形成涡系流动,使得局部热流降低或升高,而在气柱后方,来流将气柱压在物体表面,使得后方壁面得到冷却,如图 19(a)所示;当气流速度进一步增大,气流对主

流的冲破作用加强,对流动结构的改变也更加明显,如图 19(b)所示。实际上,喷流和主流相互作用的流动结构很大程度上与两种流动的静压、动压两种关系的匹配相关。这种高速喷流对流动结构的改变大,需要的冷却工质也多,对于可以短时改变流动结构从而降低热流的情况较为适用。

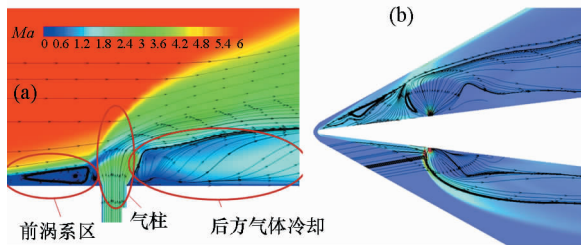


图 19 高速射流与主流相互作用的流动结构  
Fig. 19 Flow structure of high velocity ejecting interaction with mainstream

2) 低速射流的冷却机理:低速射流可用于小孔喷流和多孔介质引射,冷却工质以低速喷出时,喷流在主流的作用下被压在物体表面,在边界层内贴壁流动,进而冷却飞行器外表面。由于具有需要冷却工质相对较少和对主流流动改变较少的特点,这种冷却方式的应用范围较广,并且可较长时间持续工作。综合考虑实际情况,可对孔的大小、孔的分布数量、流速大小等因素进行综合优化设计,选择整体效果最好的方案。

## 3 结论

1) 高超声速来流条件下的射流流场中存在主流斜激波、弓形激波、马赫盘、速度剪切层、流向回流涡、展向“肾型”涡等复杂流动结构,流动结构的改变和射流的压强、速度、方向相关,其中射流速度对流动结构的改变尤为明显。

2) 射流压强增大,射流孔下游低温区范围增大,靠近射流孔处的壁面温度升高,远离射流孔处的壁面温度降低,增强了下游整体降温效果,若射流孔数目增多,则低压射流对壁面降温效果更优。射流方向与主流方向夹角为锐角时,利于射流孔下游降温,角度越小,射流越贴近壁面,射流孔附近降温效果越好,射流角为  $30^\circ$  时较射流角为  $90^\circ$  时壁面温度降低约 30%。夹角为钝角时,利于射流孔上游降温。圆孔的降温效果略优于方孔。

3) 在高速 ( $Ma > 1$ ) 射流情况下,一定范围内,压强和速度适当增大,均可使射流下游的冷却效果加强。当射流速度达到一定量值后,主流流场结构明显改变,流动结构改变大,需要的冷却工质多,较为适用于可以短时改变流动结构从而降



低热流的情况。

4)在中低速( $Ma < 0.6$ )射流情况下,射流对流场的改变相对较小,低速时,射流基本上不改变主流流场而在边界层内流动,达到冷却壁面的效果;在这个速度区间范围内,流速越大,冷却范围越大,冷却效果也相对较好。壁面整体引射时, $1\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 的壁面引射速度即使得壁面热流降低接近三分之二, $2\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 的壁面引射速度即使得壁面热流降低接近90%,而 $15\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ 的引射速度即使得壁面热流降为接近0的量值。

## 参考文献 (References)

- [1] 陈宇飞,郭艳宏,戴亚杰. 聚合物基复合材料[M]. 北京: 化学工业出版社, 2010.  
CHEN Yufei, GUO Yanhong, DAI Yajie. Polymer matrix composites[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [2] 李春林,朱惠人,白江涛,等. 带肋横流通道中气膜孔位置对气膜冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1340-1346.  
LI Chunlin, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao, et al. Effect of film cooling hole entrance position on film cooling characters in the cross-flow passage with ribs[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1340-1346. (in Chinese)
- [3] 梁俊宇,孟宝宝,康顺,等. 平板气膜冷却孔下游湍流场的试验研究[J]. 动力工程学报, 2012, 32(6): 435-439.  
LIANG Junyu, MENG Baobao, KANG Shun, et al. Experimental study of the turbulent flow downstream of film cooling holes on a flat plate[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2012, 32(6): 435-439. (in Chinese)
- [4] 李雪英,韩昌,秦晏旻,等. 扇形孔气膜冷却应用的综合特性[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(1): 55-58.  
LI Xueying, HAN Chang, QIN Yanmin, et al. Characteristics of fan shaped hole film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(1): 55-58. (in Chinese)
- [5] 李广超,张魏,吴冬. 双出口孔射流气膜冷却换热特性数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 348-352.  
LI Guangchao, ZHANG Wei, WU Dong. Numerical simulation of film cooling heat transfer with injection of double outlet hole[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 348-352. (in Chinese)
- [6] Heufer K A, Olivier H. Experimental and numerical investigation of film cooling in hypersonic flows [C]//Proceedings of 26th International Symposium on Shock Waves, 2007: 595-600.
- [7] Heufer K A, Olivier H. Film cooling of an inclined flat plane in hypersonic flow [C]//Proceedings of 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006: AIAA Paper 2006-8067.
- [8] Heufer K A, Olivier H. Experimental study of active cooling in 8 laminar hypersonic flows [C]//Proceedings of RESPACE—Key Technologies for Reusable Space Systems, 2008: 132-150.
- [9] Wimberly C R, McGinnis F K. Transpiration and film cooling effects for a slender cone in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 1970, 8(6): 1032-1038.
- [10] 熊宴斌. 超声速主流条件发汗冷却的流动和传热机理研究[D]. 北京: 清华大学, 2013.  
XIONG Yanbin. Research on sweat cooling flow and heat transfer mechanism at mainstream supersonic condition [D]. Beijing: Tsinghua University, 2013. (in Chinese)
- [11] Yang X B, Badcock K J, Richards B E, et al. Numerical simulation of film cooling in hypersonic flows [D]. Scotland, UK: University of Glasgow, 2002.
- [12] Konopka M, Meinke M, Schroder W. Large-eddy simulation of supersonic film cooling [C]//Proceedings of 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010: AIAA 2010-6792.
- [13] Konopka M, Meinke M, Schroder W. Large-eddy simulation of supersonic film cooling at laminar and turbulent injection [C]//Proceedings of 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011: AIAA 2011-2250.
- [14] 王建,孙冰,魏玉坤. 超声速气膜冷却数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 865-870.  
WANG Jian, SUN Bing, WEI Yukun. Numerical simulation of supersonic gaseous film cooling [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 865-870. (in Chinese)
- [15] 余磊,姜培学. 发汗冷却湍流换热过程的数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(12): 1668-1671.  
YU Lei, JIANG Peixue. Numerical simulation for turbulent transpiration cooling processes [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2003, 43(12): 1668-1671. (in Chinese)
- [16] Sumitani Y, Kasagi N. Direct numerical simulation of turbulent transport with uniform wall injection and suction [J]. AIAA Journal, 1995, 33(7): 1220-1228.
- [17] Jiang L, Choudhari M, Chang C L, et al. Numerical simulations of laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer [C]//Proceedings of 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2006: 986-1001.
- [18] Leite P H M, Santos W F N. Direct simulation of heat transfer and pressure distributions of hypersonic flow over backward-facing steps [C]//Proceedings of Encontro de Modelagem Computacional, 2009.
- [19] 王丽燕,檀妹静,王振峰,等. 低速引射对高超声速飞行器气动加热影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 1130-1141.  
WANG Liyan, TAN Meijing, WANG Zhenfeng, et al. Impact of low speed ejection on aerodynamic heating of hypersonic aircrafts [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 1130-1141. (in Chinese)
- [20] Holden M S, Moselle J R, Sweet S J, et al. A database of aerother-mal measurements in hypersonic flow for CFD validation [C]//Proceedings of Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference, 1996.