

# 高超声速主流中平/曲面上超声速气膜冷却特性

陈泊宏, 易仕和\*

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 超声速气膜冷却技术被广泛应用于高超声速飞行器主动热防护。针对平面和曲面, 采用数值模拟方法研究了冷却气体入口马赫数、吹风比以及喷缝高度对于超声速气膜冷却特性的影响, 并对气膜冷却效果进行了试验验证。结果表明, 无论被冷却壁面是平面或曲面, 超声速气膜均具有良好的壁面附着特性, 可以对壁面进行有效冷却。相较而言, 超声速气膜作用于曲面上的冷却效果优于平面。提高冷却气体入口马赫数及吹风比可以提高冷却效率。随着喷缝高度的增大, 气膜冷却效率随之增大, 并逐渐达到一个恒定值。即当喷缝高度足够大时, 进一步增大喷缝高度的优势不大。

**关键词:** 冷却效率; 超声速气膜; 数值模拟; 可压缩流

中图分类号: O354.4 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2025)01-126-10



## Cooling characteristics for supersonic film on flat/curved surfaces in hypersonic mainstream

CHEN Bohong, YI Shihe\*

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Supersonic film cooling technology is widely used in active thermal protection of hypersonic aircraft. A numerical simulation method was used to investigate the effects of the Mach number at the cooling gas's inlet, blowing ratio and the height of the spray seam on the supersonic film cooling characteristics for both flat and curved surfaces, and the effectiveness of film cooling was experimentally verified. Results show that regardless of whether the cooled wall is flat or curved, the supersonic gas film has good wall adhesion characteristics and can effectively cool the wall. In comparison, the cooling effect of supersonic gas film on curved surfaces is better than that on flat surfaces. Increasing the Mach number at the cooling gas's inlet and blowing ratio can improve cooling efficiency. As the height of the spray seam increases, the film cooling efficiency increases and gradually reaches a constant value. When the height of the spray seam is large enough, the advantage of further increasing the height of the spray seam is not significant.

**Keywords:** cooling efficiency; supersonic film; numerical simulation; compressible flow

高超声速飞行技术是世界各国高度重视和大力发展的方向之一。然而, 高超声速飞行器会受到严重的空气动力加热, 这会造成飞行器表面烧蚀, 损害飞行器安全。因此, 主动防热方法的突破对于高超声速飞行器的研制十分重要。这种情况下, 气膜冷却技术作为一种主动热防护手段, 已在高超声速飞行器的冷却中得到广泛应用<sup>[1-3]</sup>。其基本原理是利用孔和槽缝将冷却工质喷射到高温部件表面, 形成冷却气膜覆盖高温表面, 达到冷却效果。然而, 如何通过优化气膜冷却

结构及射流参数, 实现使用相对少的冷却气体量来获得相对高的冷却效果引起了研究者的关注<sup>[4-5]</sup>。

基于此研究者进行了许多研究。基于高速粒子图像测速技术, Marquardt等<sup>[6]</sup>重点研究了激波与超声速气膜冷却气体的相互作用, 发现喷射马赫数是影响冲击/冷却气膜相互作用的流动结构的最关键因素。宋长青<sup>[7]</sup>对唇缘厚度对超声速气膜冷却气体场结构的影响进行了研究, 发现当狭缝高度保持不变时, 唇缘厚度的增大会减小从

收稿日期: 2023-09-28

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2019YFA0405300)

第一作者: 陈泊宏(1994—), 女, 湖南株洲人, 博士研究生, E-mail: chenbohong21@nudt.edu.cn

\*通信作者: 易仕和(1965—), 男, 湖南湘阴人, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: yishihe@nudt.edu.cn

引用格式: 陈泊宏, 易仕和. 高超声速主流中平/曲面上超声速气膜冷却特性[J]. 国防科技大学学报, 2025, 47(1): 126-135.

Citation: CHEN B H, YI S H. Cooling characteristics for supersonic film on flat/curved surfaces in hypersonic mainstream[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(1): 126-135.

唇缘的上尖端和下尖端发出的激波和再附着激波的角度。Peng 等<sup>[8]</sup>研究了激波强度、激波发生器宽度和冷却气体入口马赫数对超声速气膜冷却的影响。结果表明,对于具有激波发生器的情况,边界层中较低的马赫数降低了气膜冷却的有效性。

除了上述所有研究,Joseph 等<sup>[9]</sup>还对圆柱形喷孔进行了研究,发现圆柱形喷孔的效率很低。此外,Goldstein 等<sup>[10]</sup>通过得到平板上 35° 倾斜圆柱孔在不同吹风比下的气膜冷却效率,系统地研究了气膜冷却的基本规律。Wei 等<sup>[11]</sup>评估了四种壁热状态对气膜冷却性能的影响,发现增加壁面热通量有利于提高超声速气膜的冷却性能。Shan 等<sup>[12]</sup>分析了超声速和亚声速气流下的冷却特性。结果表明,在相同的条件下,超声速冷却气体的膜覆盖率优于亚声速流。倪航等<sup>[13]</sup>研究了五种入口高度组合的冷却气体分段注入结构,并与单个冷却气体注入结构相比较,结果表明分段注入与单个注入相比可以提升气膜冷却效果。

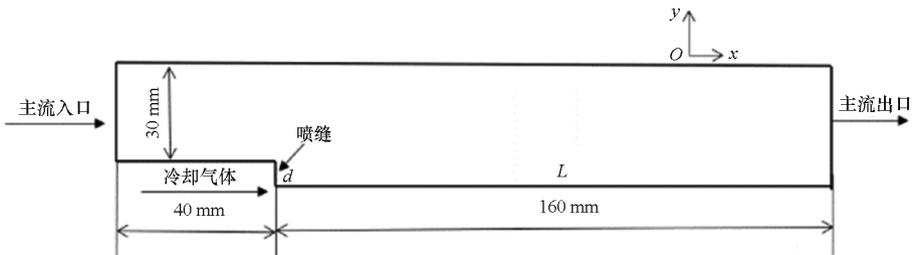
基于以上分析,目前针对高超声速主流下的超声速气膜冷却特性的研究主要集中在针对平面进行冷却的单参数研究上。只有少部分研究者针对实际中更常见的曲面进行超声速气膜冷却研究,尤其是缺少对多参数综合影响的研究。因此,

针对典型的临近空间高超声速巡航飞行条件下,平面和曲面上的超声速气膜冷却工程进行了数值模拟研究。研究对象均为高超声速后台阶模型,高超声速后台阶流动是大气层内高速飞行器发动机设计及表面热防护等技术研发过程中涉及的一类基础流动问题。研究了冷却气体入口马赫数、吹风比及喷缝高度对超声速气膜冷却效果的影响,研究结果可为提高试验中的超声速气膜冷却效率提供理论指导,且研究高超声速后台阶流动特性对有效提升飞行器性能有重要意义。

## 1 模型描述

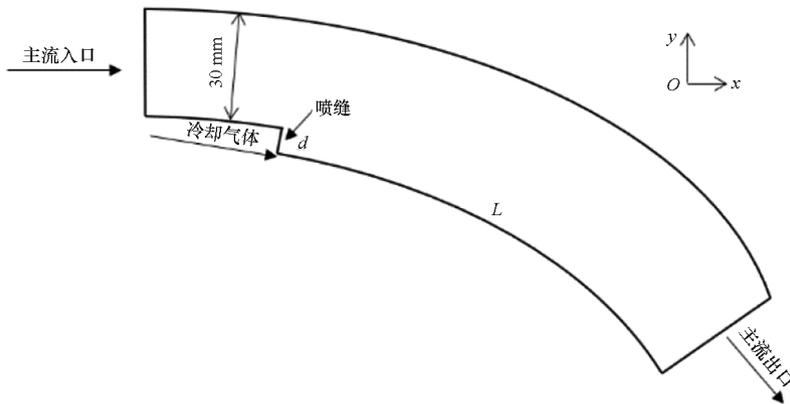
### 1.1 物理模型

为了研究超声速气膜在平面和曲面上的冷却特性,二维超声速气膜冷却的物理模型如图 1 所示。模型均带有垂直后台阶,超声速的冷却气流从槽缝平行于主流射出,对下游壁面进行气膜冷却。该模型的总长度为 200 mm,通道为 30 mm。曲面的弯曲半径为 4 m,其他尺寸与平面相同。主流从左向右流动,马赫数为 6.0,飞行高度为 30 km。喷缝高度  $d$  为 1~6 mm,冷却气体入口马赫数为 1.2~1.8,吹风比为 0.2~0.3。



(a) 平面模型

(a) Flat surface model



(b) 曲面模型

(b) Curved surface model

图 1 物理模型

Fig. 1 Physical model

冷却效果的评价指标为有效冷却距离  $L_c$  和冷却效率  $\eta$ 。 $L_c$  是指  $\eta > 0.9$  的以喷缝为起点的壁面长度。冷却效率的定义为

$$\eta = \frac{T_m - T_w}{T_m - T_c} \quad (1)$$

式中,  $T_m$  表示主流恢复温度,  $T_w$  表示冷却壁的绝热壁温度,  $T_c$  为冷却气体的恢复温度。

吹风比  $M$  是气膜冷却研究中的常用参数。其定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_m u_m} \quad (2)$$

式中,  $\rho_c$  为冷却气体密度,  $u_c$  为气膜槽缝出口平均速度,  $\rho_m$  为主流密度,  $u_m$  为主流速度。

### 1.2 数值模拟方法和边界条件

对于超声速气膜冷却, 可使用的湍流模型包括剪切应力传输 (shear stress transfer, SST)  $k - \omega$  模型、realizable  $k - \varepsilon$  模型、重整化群 (re-normalization group, RNG)  $k - \varepsilon$  模型和标准  $k - \varepsilon$  模型。由于研究模型既需要计算近壁面的流动情况, 又需要进行射流及混合层的计算, 还需保证高超声速主流计算的精度。因此, 选择综合了标准  $k - \varepsilon$  模型和标准  $k - \omega$  模型优点的 SST  $k - \omega$  模型进行数值模拟计算, 且此模型也被多次用于二维后台阶超声速气膜模型的模拟计算。采用对流上游分裂方法 (advection upstream splitting method, AUSM) 对无黏性通量矢量进行离散<sup>[8,14-18]</sup>。湍流方程中的动量方程、能量方程和对流项采用二阶迎风格式离散化。主流和冷却气体介质均设置为空气, 冷却气体及主流气体均为完全气体。冷却气体入口条件为压力入口, 出口条件为压力出口。主流的入口条件为压力远场入口, 出口条件为压力出口。表 1 列出了主流和冷却气体的边界条件。

表 1 边界条件

Tab. 1 Boundary condition

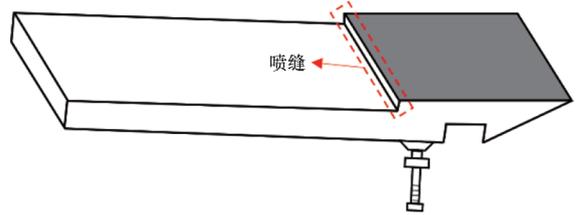
来流类型	马赫数	入口总压/Pa	入口总温/K
主流	6.0	1 889 916	1 853
	1.2	2 903	291
冷却气体	1.5	4 394	328
	1.8	6 878	372

## 2 模型验证

为了验证超声速气膜的冷却效果及数值模拟所用湍流模型的正确性, 在 KD-01 高超声速炮风洞上进行了验证试验。KD-01 高超声速炮风洞全

长为 43 m, 名义总温可达 1 000 K。风洞采用拉瓦尔 (Laval) 型面喷管, 出口直径为 500 mm。采用轻活塞运行方式, 喷管出口马赫数实校值为 7.1。

气膜冷却试验模型示意图及供气设备照片分别如图 2(a) 和图 2(b) 所示。试验模型整体结构为二维槽缝模型, 与图 1 中的平面模型一致。试验模型全长为 500 mm, 前缘距离喷缝 150 mm, 喷缝高度为 5 mm, 冷却气体为空气, 喷流马赫数为 3.2。



(a) 试验模型示意图

(a) Schematic diagram of experimental model



(b) 供气设备照片

(b) Photos of gas supply equipment

图 2 试验模型示意图及供气设备照片

Fig. 2 Schematic diagram of experimental model and photos of gas supply equipment

当吹风比为 1.25 时, 测量了有无超声速气膜冷却的高超声速平面模型下游表面热流分布, 并计算了冷却效率。在数值模拟中, 先建立了与试验模型一致的物理模型, 且将模型的边界条件设置的与试验一致, 在算例计算收敛后得到了冷却效率。图 3 为试验及模拟结果的冷却效率对比, 横坐标为  $x$  方向距离与喷缝高度  $d$  的比值, 纵坐标为冷却效率  $\eta$ 。如图 3 所示, 超声速气膜对于试验模型的冷却效果较好, 且模拟与试验结果非常吻合。除少数点外, 其他点的模拟与试验结果的相对误差的绝对值均小于 5%。因此, 可认为采用的 SST  $k - \omega$  模型是可靠的, 相对误差主要来自模型的理想化。例如在喷缝附近, 模拟与试验的结果差距较大。这是因为在实际的风洞试验的过程中, 冷气喷缝附近的气体流动情况复杂, 且冷却气体刚射出喷缝时, 温度较低。随着其在往下游流动的过程中不断与主流掺混, 导致温度上升。

然而,模拟计算中会忽略掉冷却气体在喷缝处的温度变化,因此在靠近喷缝附近的试验结果中的冷却效率高于模拟结果,导致误差较大。

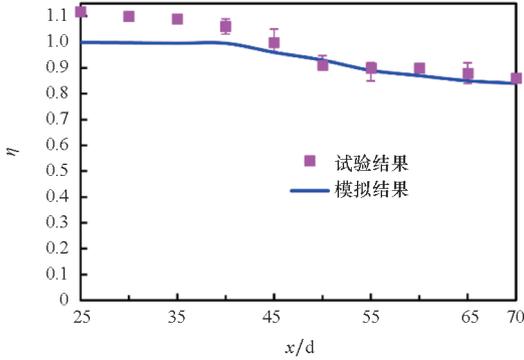


图 3 试验及模拟结果的冷却效率对比  
Fig. 3 Comparison of cooling efficiency between experimental and simulation results

表 2 所示为模型的网格无关性验证。在该模型中,主流马赫数为 6.0,冷却气体入口马赫数为 1.2,吹风比为 0.2,喷缝高度  $d$  为 4 mm。由于湍流模型采用 SST  $k-\omega$  模型,因此在所有计算条件下,冷却壁上第一层网格质心到壁面的无量纲距离  $y^+$  均在 1 以下。

表 2 网格信息  
Tab. 2 Grid information

网格数量	$y^+$	网格增长率
23 713	<1	1.2
31 313	<1	1.2
60 873	<1	1.2
105 193	<1	1.2
121 573	<1	1.2

图 4 显示了被冷却壁面的绝热壁温分布,这表明了最佳网格数量为 31 313 个,此时可以在保证计算准确性的同时有效降低计算成本。

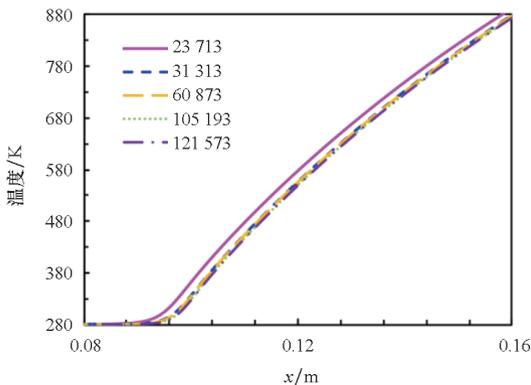


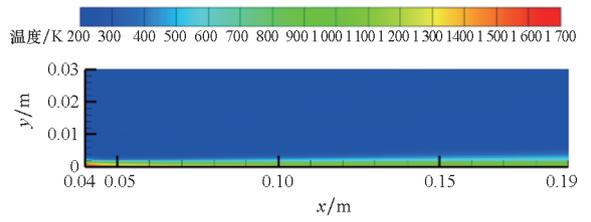
图 4 模型收敛后的温度分布

Fig. 4 Temperature distribution after model convergence

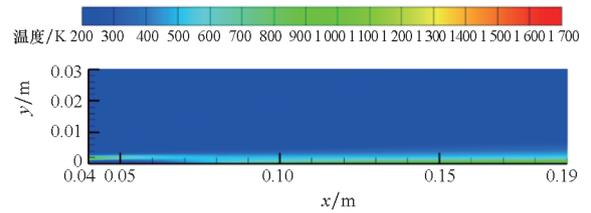
### 3 结果讨论

#### 3.1 冷却效果分析

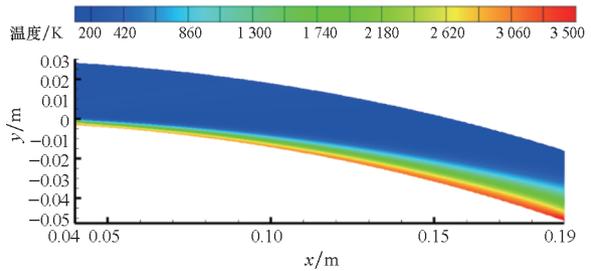
数值模拟研究主要关注冷却气体对高超声速飞行器壁面的冷却效果,而待冷却壁面的温度分布是反映冷却效果的重要参数。图 5 为有无气膜冷却下平面和曲面的温度分布对比。主流的马赫数为 6.0,喷缝高度  $d$  均为 1 mm,冷却气体入口马赫数均为 1.2,吹风比为 0.2。冷却气体的出射方向均与待冷却壁面平行,其流动方向和法线方向分别对应于  $x$  坐标轴和  $y$  坐标轴的方向。



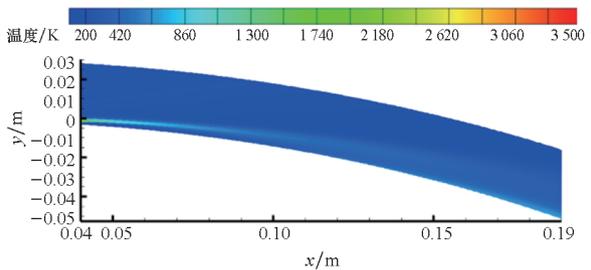
(a) 平面,无气膜冷却  
(a) Flat surface without film cooling



(b) 平面,有气膜冷却  
(b) Flat surface with film cooling



(c) 曲面,无气膜冷却  
(c) Curved surface without film cooling

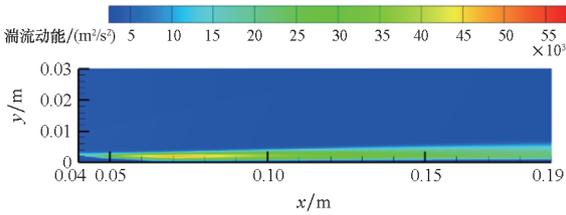


(d) 曲面,有气膜冷却  
(d) Curved surface with film cooling

图 5 有无气膜冷却下壁面的温度分布

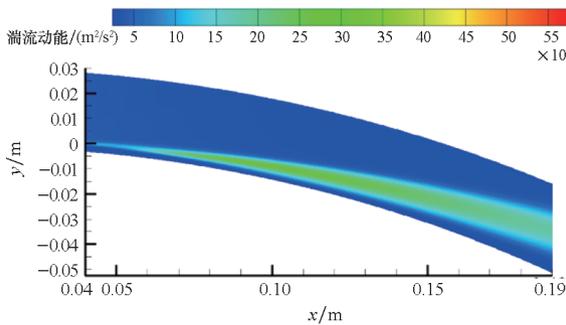
Fig. 5 Temperature distribution on the wall surface with or without film cooling

图 5(a)和图 5(c)表示,当没有气膜冷却时,封闭的喷缝会变为后台阶。在这一区域,主流的速度较小,导致其动能转化为内能,造成局部温度上升。故该区域的温度相对较高,最终导致该喷缝的下游壁面的气动热环境相对恶劣。从图 5(b)和图 5(d)中可以看出,有气膜冷却时,低温流可以覆盖喷缝后面的壁面,将高温主流与壁面隔离,从而降低喷缝下游的壁面温度。这种冷却效果在靠近喷缝处更为明显,出现这种现象的主要原因是:随着冷却气体向下游流动,其不断与主流混合,来自高温主流的热量通过对流传递到冷却气体,导致冷却气体逐渐远离冷却壁。因此,在这个过程中,冷却效果逐渐减弱。这种趋势也可以通过图 6 来解释。图 6 为图 5(b)和图 5(d)所对应的湍流动能  $k$  的分布。湍流动能  $k$  表示主流和冷却气体之间的混合程度,在更强的混合程度下  $k$  更高。从图 6 可以看出,在平面和曲面上, $k$  均沿  $x$  方向先增大后减小,但始终大于喷缝附近处的  $k$ 。因此,冷却效果沿  $x$  方向下降,但下降速度逐渐降低。



(a) 平面,有气膜冷却

(a) Flat surface with film cooling



(b) 曲面,有气膜冷却

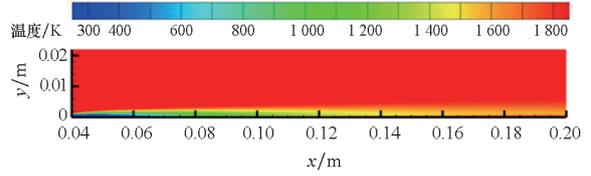
(b) Curved surface with film cooling

图 6 冷却气体作用下壁面的湍流动能分布  
 Fig. 6 Turbulent kinetic energy distribution on the wall under the action of cooling gas

### 3.2 平/曲面冷却效果的比较

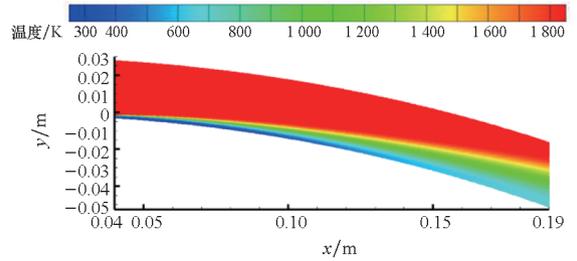
主流马赫数为 6.0、冷却气体入口马赫数为

1.2、喷缝高度  $d$  为 1~4 mm 时,平面和曲面上的温度分布如图 7 所示。可以看出,在这两种表面上,离喷缝越近,温度越低,下游壁面温度逐渐升高。在相同的喷缝高度和冷却气体入口马赫数下,超声速气膜对曲面的冷却效果优于平面。



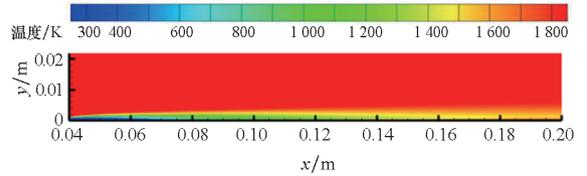
(a)  $d = 1$  mm, 平面

(a)  $d = 1$  mm, flat surface



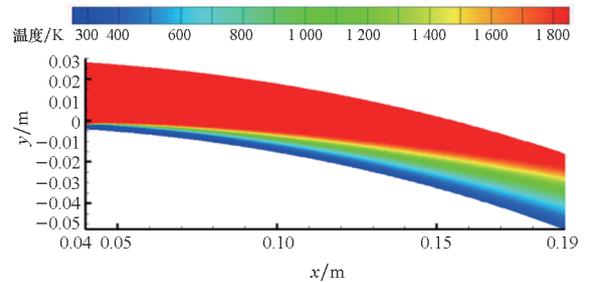
(b)  $d = 1$  mm, 曲面

(b)  $d = 1$  mm, curved surface



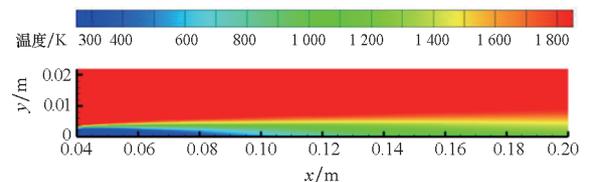
(c)  $d = 2$  mm, 平面

(c)  $d = 2$  mm, flat surface



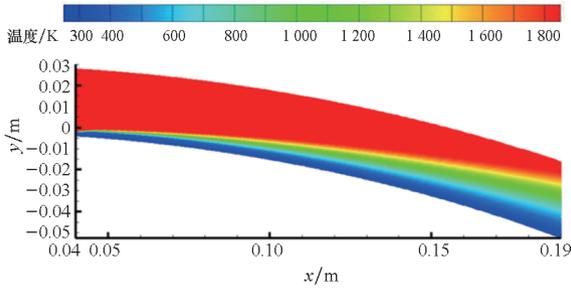
(d)  $d = 2$  mm, 曲面

(d)  $d = 2$  mm, curved surface

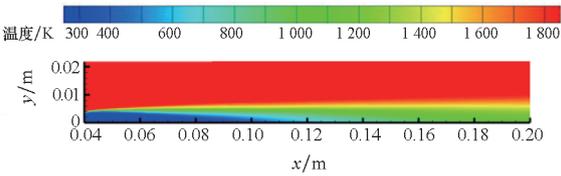


(e)  $d = 3$  mm, 平面

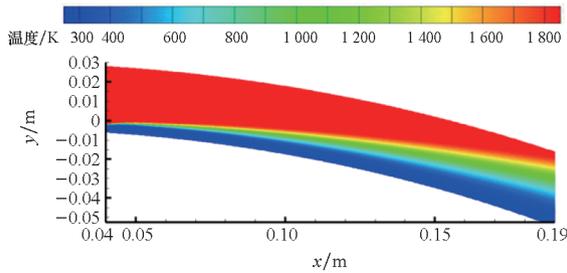
(e)  $d = 3$  mm, flat surface



(f)  $d = 3$  mm, 曲面  
(f)  $d = 3$  mm, curved surface



(g)  $d = 4$  mm, 平面  
(g)  $d = 4$  mm, flat surface

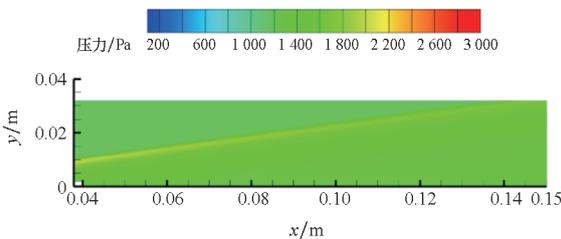


(h)  $d = 4$  mm, 曲面  
(h)  $d = 4$  mm, curved surface

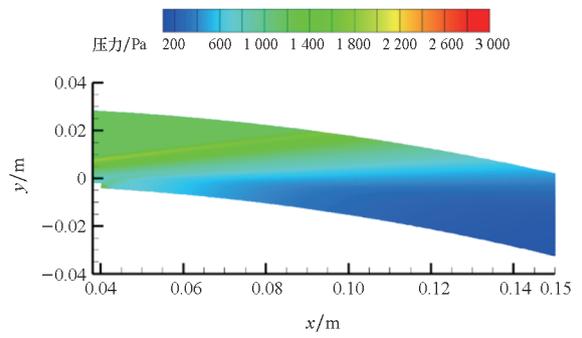
图 7 平面和曲面上的温度分布

Fig. 7 Temperature distribution on flat and curved surface

曲面模型的超声速气膜冷却效果优于平面的原因是曲面限制了流体流动的剪切力。沿冷却气体流动方向,压力梯度逐渐增大,使得边界层内冷却气体紧紧地贴在曲面上,同时向下游流动。最终表现为更长的冷却距离和更好的更冷效果。图 8(a)和图 8(b)分别展示了喷缝高度  $d = 2$  mm 时平面和曲面上的压力分布。从图 8 可以看出,在壁面的相同位置,曲面模型中的被冷却壁面的法向压力梯度大于平面。较大的压力梯度使得冷却气体更紧贴壁面,从而减少冷却气体和高温主流在曲面上的混合。



(a) 平面  
(a) Flat surface

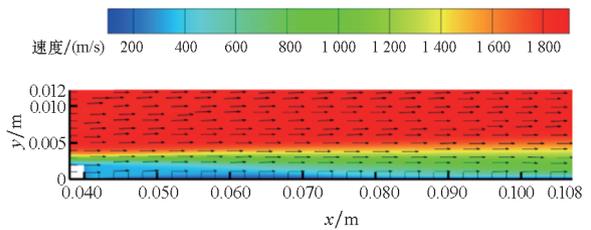


(b) 曲面  
(b) Curved surface

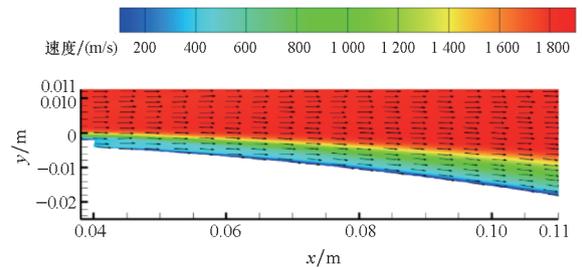
图 8 平面和曲面上的压力分布( $d = 2$  mm)

Fig. 8 Pressure distribution on flat and curved surface( $d = 2$  mm)

为了进一步说明超声速气膜作用于平面和曲面上的区别,当冷却气体入口马赫数为 1.2 时,图 9 展示了平面和曲面的近壁面流场速度矢量分布。可以看出,在近壁面处,沿着壁面  $x$  方向,曲面的低速区域大于平面,且低速冷却气体对于曲壁的覆盖长度更长。这是因为相较于平面而言,曲面限制了流体流动的剪切力,因此从喷缝射出的冷却气体与高超声速主流掺混的程度较低。最终导致超声速气膜作用于曲面上的效果优于平面。



(a) 平面  
(a) Flat surface



(b) 曲面  
(b) Curved surface

图 9 平面和曲面近壁面流场速度矢量分布

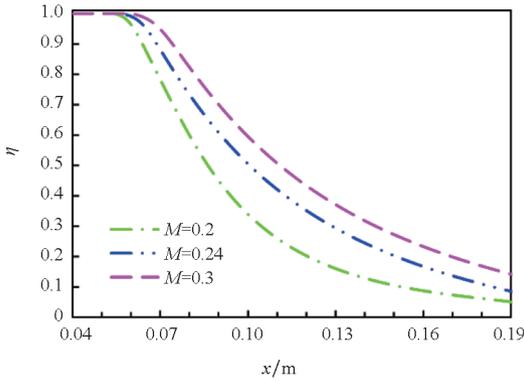
Fig. 9 Velocity vector distribution on flat and curved surface near wall flow fields

### 3.3 吹风比的影响

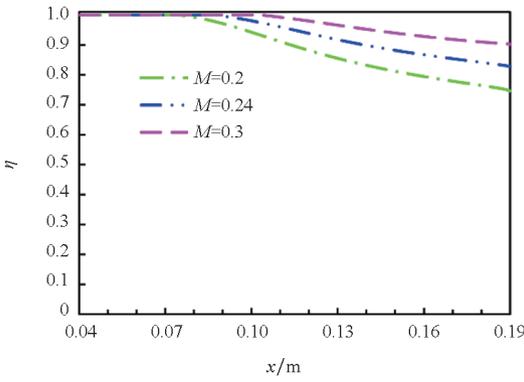
图 10 表示了当吹风比  $M$  分别为 0.2、0.24 及 0.3 时,平/曲面模型下的壁面冷却效率。在这

两种表面上,冷却效率均随着吹风比的增加而增加。这是因为吹风比较大时,意味着冷却气体的质量流量也较大。较大的冷却气体质量流量,可以使更多的冷却气体向壁面下游流动,从而产生更好的冷却效果。对比图 10(a)和图 10(b),发现在不同的吹风比下曲面的冷却效率均大于平面,这是因为沿外流方向,曲面的边界层内压力梯度变化大于平面。这会导致冷却气体沿曲面射出且向下游流动时,会紧贴着壁面,并且流动的距离更远。此外,从图中可以看出,吹风比的变化对平面的影响比曲面更大。因此,接下来将重点讨论流动参数对平面冷却效率的影响。

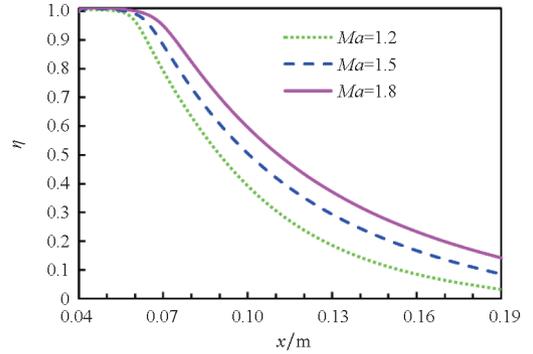
冷却气体入口马赫数会增加冷却气体流速,从而导致用于气冷却的冷却气体入口质量流量更大。最终,较大的冷却气体入口马赫数会带来更好的冷却效果。



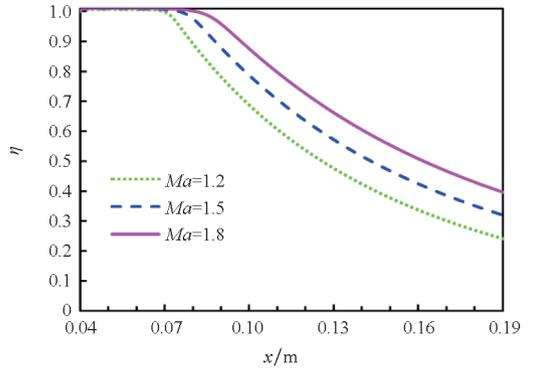
(a) 平面  
(a) Flat surface



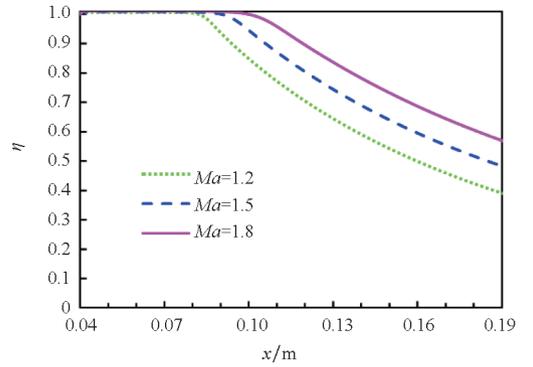
(b) 曲面  
(b) Curved surface



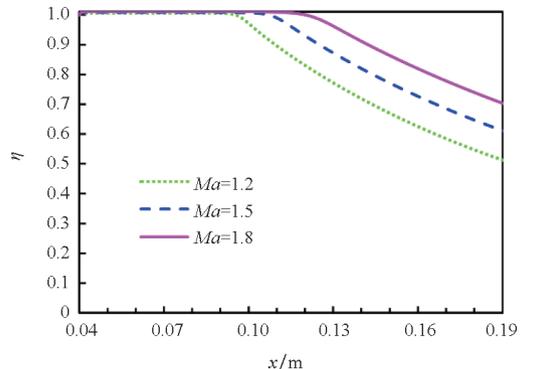
(a)  $d = 1 \text{ mm}$



(b)  $d = 2 \text{ mm}$



(c)  $d = 3 \text{ mm}$



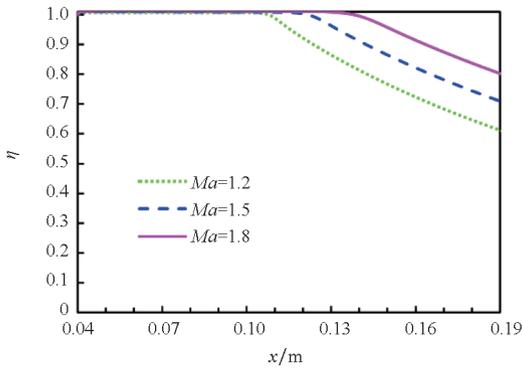
(d)  $d = 4 \text{ mm}$

图 10 吹风比对平/曲面冷却效率的影响

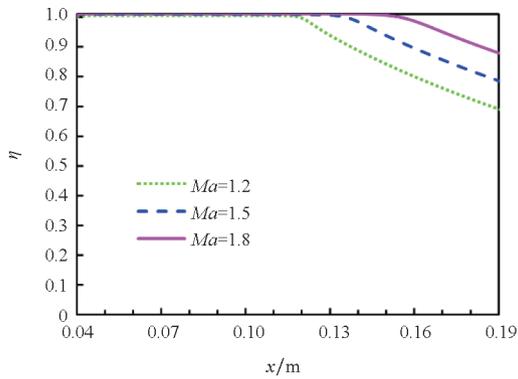
Fig. 10 Effect of blowing ratio on the cooling efficiency of flat/curved surface

### 3.4 冷却气体入口马赫数的影响

为研究冷却气体入口马赫数对  $\eta$  的影响,冷却气体入口马赫数在 1.2、1.5 和 1.8 之间变化,主流马赫数仍然保持为 6.0。冷却气体入口马赫数对冷却效率的影响如图 11 所示,在  $d$  不变的情况下, $\eta$  随着马赫数的增加而增加,但在平面下游,冷却效果的提升幅度会减小。这是因为增加



(e)  $d = 5 \text{ mm}$



(f)  $d = 6 \text{ mm}$

图 11 冷却气体入口马赫数对冷却效率的影响  
Fig. 11 Effect of the Mach number at the cooling gas's inlet on cooling efficiency

为了更好地量化飞行器下的气膜冷却效果,而不是简单地使用冷却效率进行研究,用有效冷却距离  $L_c$  进行接下来的讨论。这是因为在实际情况下,应该更多地关注有效冷却距离,其与实际飞行器的尺寸有关,不是冷却效率的确切值。

用  $\Delta L_c$  来表示同一个  $d$  下马赫数从 1.5 变为 1.2 和从 1.8 变为 1.5 的有效冷却距离差的平均值。图 12 显示了不同的喷缝高度下,  $L_c$  和冷却气体入口马赫数之间的关系。显然,  $\Delta L_c$  随着  $d$  的增加而增加,  $L_c$  曲线的斜率随着  $d$  的增加而增加。这说明当  $d$  较大时,马赫数的增加可以更显著地改善冷却效果。

故当  $d$  较小时,马赫数对有效冷却距离增加的影响相对有限,即不同马赫数之间的有效冷却距离  $L_c$  差异不大。如:当  $d = 1 \text{ mm}$ 、马赫数从 1.2 增加到 1.8 时,  $L_c$  只增加了 7 mm。因此,可以通过降低马赫数来减少注入的气体量,并可以降低冷却气体加速所需的压力,这可以在不牺牲太多有效冷却距离的前提下减小对气膜冷却装置的要求,并最终提升整体设计的经济性。相反,当  $d$  足够大时,考虑到整体经济性,选择更大的马赫数会

更好,因为增加马赫数对  $L_c$  有大幅度提升。例如:当  $d = 6 \text{ mm}$ 、马赫数从 1.2 增加到 1.8 时,有效冷却距离  $L_c$  增加 46 mm。也就是说,喷流马赫数的选择取决于实际应用中的具体的  $d$ ,在第 3.5 节中继续探索最佳喷缝高度。

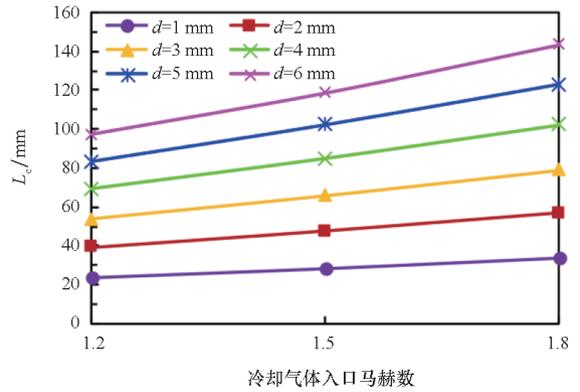


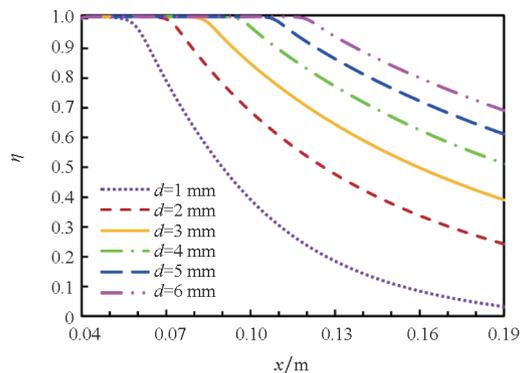
图 12 马赫数对有效冷却距离的影响  
Fig. 12 Effect of Mach number on effective cooling distance

### 3.5 喷缝高度的影响

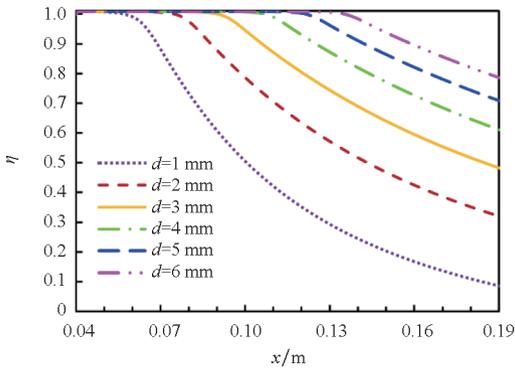
如 3.4 节所示,随着  $d$  增加,冷却气体入口马赫数对  $\eta$  的影响相应增加。然而,在实际情况下,冷却气体入口马赫数并不能随意调整,因此如何在固定马赫数下选择合适的喷缝高度也需要进行研究。在主流马赫数为 6.0,冷却气体入口马赫数为 1.2、1.5 和 1.8 时,研究  $d$  对  $\eta$  的影响。

图 13 显示在不同马赫数下,  $\eta$  随着  $d$  的增加而增加。这是由于喷缝出口处射流的动量不同,从而产生不同的冷却效果。即  $d$  越大意味着喷缝出口面积越大,那么喷缝出口处气流的动量就会减小,因此射流的壁面黏附性能越好,  $\eta$  也越高。此外,对于不同的  $d$ ,  $\eta$  总是随着马赫数的增加而增加,这验证了 3.4 节中的分析。

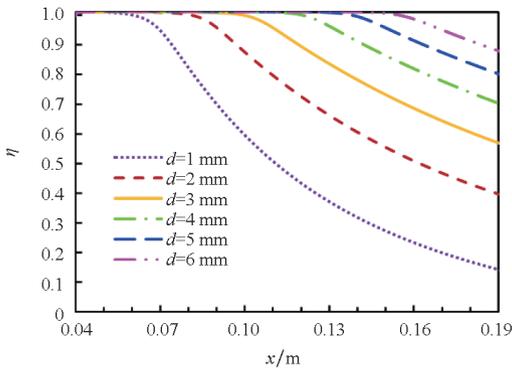
然而,从图 13 也可以看出,在同一马赫数下,冷却效率的提升效果随着  $d$  的增加而降低。这意



(a)  $Ma = 1.2$



(b)  $Ma = 1.5$



(c)  $Ma = 1.8$

图 13 喷缝高度对冷却效率的影响

Fig. 13 Effect of the height of the spray seam on cooling efficiency

意味着盲目增加喷缝高度  $d$  是不合理的,故应该综合考虑冷却气体入口马赫数和喷缝高度的影响。

为了给出  $d$  和  $\eta$  之间的定量关系,图 14 展示了各马赫数下  $x = 0.16 \text{ m}$  处  $\eta$  与  $d$  的关系。随着  $d$  增大,  $\eta$  也增大,但增加的速率并不是线性的。当  $d$  足够大时,  $\eta$  逐渐趋于定值。出现这种趋势的原因是,当  $d$  较大时冷却壁面只能与靠近它的一定距离内的冷却气体进行热交换,而对于远离表面的冷却气体,其与壁面的热交换非常有限。

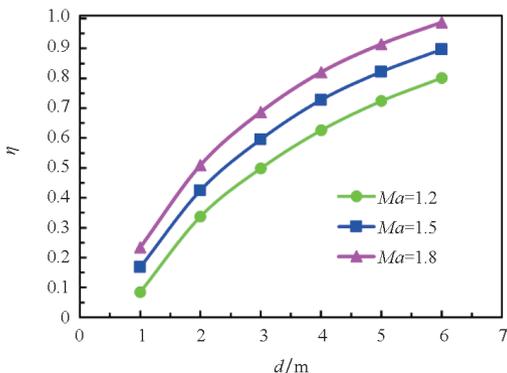


图 14 马赫数对冷却效率的影响

Fig. 14 Effect of Mach number on cooling efficiency

因此,当  $d$  足够大时,进一步增加  $d$  对冷却效果益处不大。

### 4 结论

为了明确影响高超声速飞行器气膜冷却效率的关键因素,研究了高超声速主流下超声速气膜冷却分别作用于平面和曲面时的传热特性。数值研究了喷缝高度、吹风比及冷却气体入口马赫数对冷却效率的影响,并通过试验验证了超声速气膜的冷却效果。结果表明,对于高超声速飞行器,冷却气体与壁面具有良好的黏附性,可以有效地冷却高温壁面。

在相同的喷缝高度、吹风比及冷却气体入口马赫数下,超声速气膜在曲面上的冷却效果优于平面。在同一喷缝高度下,提升冷却气体入口马赫数和吹风比可以提升冷却效率。此外,随着喷缝高度增加,不同马赫数之间有效冷却距离的差距会随之增加。因此,当喷缝高度较大时,增加冷却气体入口马赫数对于冷却效率的提升更为显著。超声速气膜冷却效率随着喷缝高度的增加而增加,但会逐渐达到一个恒定的极限。

为了解决高超声速飞行器面临的严重的空气动力加热问题,对气膜冷却技术进行了研究。然而,高超声速飞行器领域仍存在许多问题需要进一步研究。例如激波与湍流边界层的干扰会导致飞行器局部流场内出现大尺度非定常流动分离和再附现象、强压力脉动以及局部干扰峰值热流等。未来仍需要采用模拟或试验手段对其进行研究,以减少这类现象对飞行器气动性能的影响。

### 参考文献 (References)

[1] 尹亮,刘洪鹏,刘伟强.高超声速气流中头锥逆喷防热流热耦合分析[J].国防科技大学学报,2022,44(1):99-107.  
YIN L, LIU H P, LIU W Q. Investigation on thermal protection of opposing jet for nosecone in hypersonic flow using a fluid-thermal coupled method [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(1): 99-107. (in Chinese)

[2] 许浩楠,李雪英,任静.激波对超声速气膜冷却流动换热特性影响研究[J].推进技术,2023,44(2):210914.  
XU H N, LI X Y, REN J. Effects of incident shock on flow and heat transfer characteristics of supersonic film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(2): 210914. (in Chinese)

[3] 向纪鑫,李志强,刘鹏,等.耦合传热下激波对超声速气膜冷却影响[J].航空动力学报,2023,38(2):344-353.  
XIANG J X, LI Z Q, LIU P, et al. Effect of shock wave on

- supersonic film cooling under coupled heat transfer [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(2): 344 - 353. (in Chinese)
- [4] 雷婧宇, 吕震宙, 贾贝熙. 含气膜孔涡轮叶片寿命可靠性设计优化中的网格参数化方法[J]. *国防科技大学学报*, 2022, 44(2): 55 - 63.  
LEI J Y, LYU Z Z, JIA B X. Mesh parameterization in reliability-based design optimization for the life of turbine blade with film holes [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2022, 44(2): 55 - 63. (in Chinese)
- [5] 李俊, 张华良, 高阿飞, 等. 入射角对超声速平板气膜冷却的影响[J]. *汽轮机技术*, 2023, 65(1): 1 - 5, 56.  
LI J, ZHANG H L, GAO A F, et al. Influence of incidence angle on supersonic film cooling of flat plate [J]. *Turbine Technology*, 2023, 65(1): 1 - 5, 56. (in Chinese)
- [6] MARQUARDT P, KLAAS M, SCHRÖDER W. Experimental investigation of isoenergetic film-cooling flows with shock interaction [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(9): 3910 - 3923.
- [7] 宋长青. 超声速来流狭缝喷注气膜冷却研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.  
SONG C Q. Investigation of supersonic film cooling injected through slot nozzles [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [8] PENG W, SUN X K, JIANG P X, et al. Effect of continuous or discrete shock wave generators on supersonic film cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 108: 770 - 783.
- [9] JOSEPH J, SHINE S R. Coolant gas injection on a blunt-nosed re-entry vehicle [C]//Proceedings of the ASME 2013 Gas Turbine India Conference, 2013.
- [10] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, BURGGRAF F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1974, 17(5): 595 - 607.
- [11] WEI J F, ZHANG S L, XUE J J, et al. Effects of wall thermal state on the cooling and friction reduction characters for supersonic film using gaseous hydrocarbon fuel [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 209: 118291.
- [12] SHAN Y, TAN X M, ZHANG J Z, et al. Numerical study on flow and cooling characteristics for supersonic film cooling [J]. *Heat Transfer Engineering*, 2018, 39(13/14): 1318 - 1330.
- [13] 倪航, 王明军, 彭威, 等. 冷却流分段注入对超声速气膜冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2021, 42(8): 2090 - 2096.  
NI H, WANG M J, PENG W, et al. Effect of segmented cooling-stream injection on supersonic film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2021, 42(8): 2090 - 2096. (in Chinese)
- [14] GAO Z X, JIANG C W, PAN S W, et al. Combustion heat-release effects on supersonic compressible turbulent boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(7): 1949 - 1968.
- [15] HUANG W, LIU W D, LI S B, et al. Influences of the turbulence model and the slot width on the transverse slot injection flow field in supersonic flows [J]. *Acta Astronautica*, 2012, 73: 1 - 9.
- [16] 彭威, 姜培学. 变截面主流加速对超音速气膜冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(2): 313 - 316.  
PENG W, JIANG P X. Effect of free-stream acceleration on supersonic film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(2): 313 - 316. (in Chinese)
- [17] 胡泽英, 邢云绯, 仲峰泉. 高超声速喷管气膜冷却流动与传热特性研究 [J]. *推进技术*, 2023, 44(12): 2207058.  
HU Z Y, XING Y F, ZHONG F Q. Flow and heat transfer characteristics of film cooling on hypersonic nozzles [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(12): 2207058. (in Chinese)
- [18] 孙小凯, 姜培学, 彭威, 等. 激波对斜孔超声速气膜冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(11): 2476 - 2479.  
SUN X K, JIANG P X, PENG W, et al. Influence of shock wave on supersonic film cooling with discrete hole [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(11): 2476 - 2479. (in Chinese)