

高超声速喷管气膜冷却流动与传热特性研究^{*}

胡泽英^{1,2}, 邢云绯¹, 仲峰泉^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 基于雷诺时均方法并结合 SST $k-\omega$ 湍流模型, 对空气气膜作用下的马赫数 6 高超声速喷管流动与传热特性进行了数值研究, 分析了气膜流量、气膜狭缝几何参数 (狭缝高度、台阶厚度)、狭缝流向位置对喷管壁面尤其是喉道热流密度以及对喷管出口气流品质的影响特性。计算结果表明, 引入气膜可以显著降低喷管尤其是喉道的壁面热流, 而气膜对喷管出口气流速度分布的影响很小, 对出口温度分布有一定的影响。当气膜流量仅为主流的 3.53% 时, 喷管喉道热流的降幅达 30.1%; 增加这一值至 14.25% 时, 喷管喉道热流的降幅升至 87.3%。同时, 改变狭缝流向位置以及狭缝高度对气膜冷却效率有一定的影响, 而改变台阶厚度对冷却效率的影响很小。

关键词: 高超声速喷管; 气膜冷却; 壁面热流; 流场品质; 数值仿真

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 12-2207058-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2207058

Flow and Heat Transfer Characteristics of Film Cooling on Hypersonic Nozzles

HU Ze-ying^{1,2}, XING Yun-fei¹, ZHONG Feng-quan^{1,2}

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. College of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Based on the Reynolds Average methods with SST $k-\omega$ turbulence model, the flow and heat transfer properties of the Mach 6 hypersonic nozzle with gaseous film cooling are numerically investigated. The effects of mass flow rate, geometric parameters of slot (including slot height and step height) and location of the slot on the heat flux (especially at the throat) and the outflow quality are analyzed carefully. Numerical research results indicate that the introduction of gaseous film cooling can reduce the heat load on the wall effectively, especially at the throat. The velocity distribution at the nozzle exit is not influenced by the gaseous film cooling but the temperature distribution is quite different with and without the film cooling. The numerical research shows that when the mass flow rate of gaseous film cooling M is only 3.53% of the mainstream, the heat flux at the nozzle throat decreases by 30.1%, and when M reach 14.27%, the heat flux at the nozzle throat decreases by 87.3%. The change of slot height and location of the slot can change the cooling efficiency, but the change of step height has nearly no influence.

Key words: Hypersonic nozzle; Film cooling; Wall heat flux; Outflow quality; Numerical simulation

^{*} 收稿日期: 2022-07-15; 修订日期: 2023-11-30。

基金项目: 国家自然科学基金 (11872367)。

作者简介: 胡泽英, 硕士, 研究领域为高超声速空气动力学及先进热防护技术。

通讯作者: 仲峰泉, 博士, 研究员, 研究领域为发动机热防护技术。E-mail: fzhong@imech.ac.cn

引用格式: 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 Ze-ying, XING Yun-fei, ZHONG Feng-quan. Flow and Heat Transfer Characteristics of Film Cooling on Hypersonic Nozzles[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(12):2207058.)

1 引言

长时间运行的高超声速推进风洞是开展高超声速飞行器与发动机性能、结构防热、飞行器/发动机一体化等问题研究的关键地面实验设备^[1-5]。作为推进风洞的核心部件,高超声速喷管将高温、高压气体由亚声速加速至超声速,其稳定工作与否直接决定了推进风洞的可靠服役能力。

高超声速喷管由于具有极大面积比的收缩-扩张构型、极小的喉道尺寸,在持续受到高温、有气流的冲刷下,喷管结构尤其是喉道面临着严峻的防热难题。美国兰利研究中心八英尺高温风洞(8-Foot HTT)的主喷管在 $Ma7$ 工况下采用了发汗冷却^[2],日本航空宇宙研究所的高超声速自由射流试车台(RJTF)采用水冷系统对其喷管进行主动冷却^[6-8],中国空气动力研究与发展中心的 $\Phi=600\text{mm}$ 连续式燃烧加热风洞^[9-10]配套了循环水冷系统。因此可见,针对长时间运行的高超声速风洞设备,采用主动冷却是非常必要的。

针对高超声速喷管的热防护问题,Xing等^[11]对等温壁假设下三种不同结构类型的 $Ma=6.5$ 喷管进行了数值研究,获得了喷管壁面热流密度分布规律。研究发现三种喷管均在喉道处出现热流峰值,其中轴对称喷管的喉道热流密度最低。国内外专家对喷管结构防热进行了广泛的研究。例如,法国阿里亚娜系列固体火箭发动机喷管的喉衬采用高强度 C/C 复合材料制成^[12]。而针对大推力液体火箭发动机的喷管,西安交通大学的张宏伟等^[13]通过再生冷却的方式显著降低了喷管燃气侧壁温。与目前常用的冷却通道对流换热方式相比,气膜冷却通过在燃气接触侧近壁区域内形成低温气膜,起到隔热与降温的双重作用,可以显著减低壁面热流。因此,气膜冷却相较于传统的对流冷却,具有更高的冷却效率,适合应用于高热流区域。

目前,气膜冷却已广泛应用于燃气轮机与航空发动机涡轮叶片冷却。赵一霖等^[14]对小型航空发动机火焰筒的大弯管结构进行了数值研究,发现引入气膜冷却可以有效改善大弯管结构前端冷却效率低的缺点;姚春意等^[15]实验研究了高速、高湍流度来流情况下气膜冷却涡轮叶片的冷却特性,为涡轮叶片的热设计与热分析提供了参考。Du等^[16]采用狭缝与沟槽相结合的射流方式对燃气轮机的叶片气膜冷却进行了数值研究;Zhang等^[17]采用反向射流气膜的方式对平板气膜冷却进行了实验研究,为涡轮叶片气

膜效率不均的问题提供了参考。Liu等^[18]采用脉冲射流方式对 NASA C3X 涡轮叶片模型的气膜冷却进行了数值研究。

以往关于气膜冷却的研究大多处于亚声速环境中,而针对高超声速风洞喷管由亚声速加速到超声速气流下的气膜冷却研究极少,气膜冷却效率及其变化规律尚不清楚。本文基于数值仿真方法,较系统地研究了狭缝气膜在高超声速喷管内的流动与传热特性,同时评估了引入气膜对喷管出口气流品质造成的影响。

2 数值方法与物理模型

2.1 数值方法

本文通过求解雷诺时均的 Navier-Stokes 方程,并结合 SST $k-\omega$ 模型及其近壁区的低雷诺数修正^[19]对控制方程进行封闭。采用 Roe-FDS 通量分裂格式与二阶迎风格式求解 Navier-Stokes 方程的对流项,采用二阶中心格式求解黏性项。具体求解方程为

(1) 连续性方程

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

式中 ρ 为流体密度, $\mathbf{v}$ 为速度矢量。

(2) 动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\boldsymbol{\tau}}) + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (2)$$

式中 p 为流体静压, $\rho \mathbf{g}$ 为重力项, $\mathbf{F}$ 为外力项, $\bar{\boldsymbol{\tau}}$ 为应力张量。

$$\bar{\boldsymbol{\tau}} = \mu \left[(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \mathbf{v} \mathbf{I} \right] \quad (3)$$

式中 μ 为流体动黏性系数,本文中采用 Sutherland 公式进行计算, $\mathbf{I}$ 为单位张量。

(3) 能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot [\mathbf{v} (\rho E + p)] = \nabla \cdot \left[k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \bar{\mathbf{J}}_j + (\bar{\boldsymbol{\tau}}_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v}) \right] \quad (4)$$

式中 E 为比能量密度, T 为温度, k_{eff} 为热传导系数, $\bar{\mathbf{J}}_j$ 为各组分扩散通量。

(4) 组分扩散方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_j) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_j) = -\nabla \cdot \bar{\mathbf{J}}_j + R_j + S_j \quad (5)$$

式中 Y_j 为组分 i 的质量分数, R_j 与 S_j 分别表示化学反应生成项与源项,本文中均为 0。

2.2 物理模型与边界条件

本文以李东霞等^[20]设计的出口马赫数为 6 的高超声速喷管型线作为研究对象。如图 1 所示,二维喷

管横截面为矩形。喷管入口高度178mm,出口高度330mm,喉道高3.6mm。气流入口总压4.9MPa,总温1640K,来流组分 O_2 , N_2 , H_2O ,质量分数比为0.239, 0.627, 0.134,出口设置为较低背压。计算采用等温壁,上下壁面温度为800K。



Fig. 1 Structure diagram of $Ma=6$ hypersonic nozzle

气膜喷射采取二维狭缝平行喷射常温空气(300K)的方式对喷管曲面壁面进行冷却。如图2所示,狭缝高度为0.5mm,位于喷管喉道上游100mm的壁面处;气膜驻室的长度设置为5mm以保证冷却气体在驻室内稳定发展。气膜驻室靠近喷管高温气流一侧的壁面厚度(气膜台阶厚度)为0.5mm。

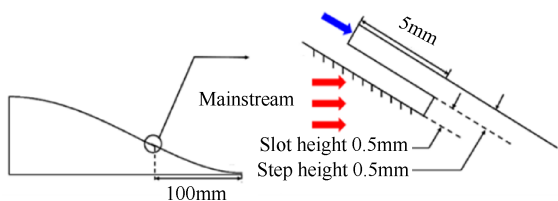


Fig. 2 Structure diagram of film slot

网格划分采用ANSYS ICEM,为了准确求解壁面热流,在近壁区采用拉伸网格,分别对喷管上下近壁面区域、以喉道为中心的流向方向的网格都进了加密处理,并确保壁面最小网格满足 $\Delta y^+ \sim 1$ 。具体网格划分方式如图3所示。

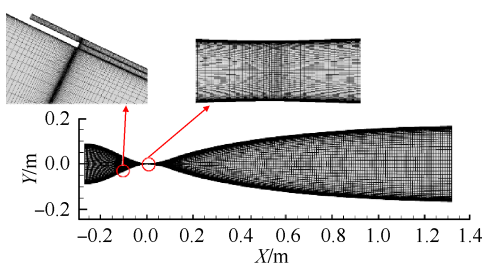


Fig. 3 Schematic diagram of grid division

由于重点关注气膜对壁面热流的降低效果,引入冷却效率这一指标进行衡量,具体定义为

$$\eta = 1 - \frac{Q_{\text{with, film}}}{Q_{\text{without, film}}} \quad (6)$$

式中 η 表示气膜冷却效率, $Q_{\text{with, film}}$ 表示有气膜覆盖时喷管喉道处热流峰值, $Q_{\text{without, film}}$ 表示无气膜覆盖时喷管喉道处热流峰值。

2.3 数值验证

本文以Goldstein等^[21]对于超声速喷管中气膜作用研究的实验结果以及John等^[22]的数值仿真结果作为数值验证依据,对气膜的二维超声速喷管流动进行数值计算。通过对比气膜出口下游壁面的绝热壁温与主流总温之比 $T_{aw}/T_{\text{primary}}$ 分布来验证本文计算方法的可靠性。

验证算例的计算域如图4所示,喷管入口总压276kPa,总温297K,通过狭缝平行喷射总温366K的空气对喷管下壁面进行加热(与冷却是相反过程),气膜出口上方来流马赫数为2.44。

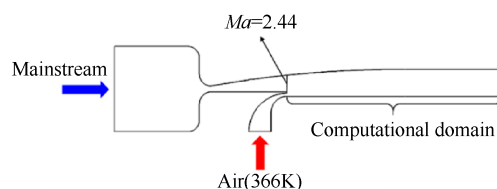


Fig. 4 Computational domain of turbulence model validation

图5(a),(b)分别给出了气膜与主流质量流量之比 M 分别为3.6%与6.4%时,气膜出口下游无量纲温度 $T_{aw}/T_{\text{primary}}$ 分布。结果表明,在不同的 M 情况下,使用SST $k-\omega$ 模型给出的数值结果与Goldstein的实验结果吻合得更好。

分别对有、无气膜冷却的 $Ma6$ 喷管划分了四套网格进行网格无关性验证。对无气膜冷却的喷管划分了网格数为3.0万、4.5万、7.2万、10.2万的四套网格;对有气膜冷却的喷管划分了网格数为3.6万、6.5万、10.1万、15.2万的四套网格。在对有气膜冷却的喷管进行验证时, M 选为3.53%。

图6为网格无关性验证结果,给出了有、无气膜的喷管在不同网格分辨率下壁面热流密度分布图。根据结果,选取了网格数为7.2万的划分方式对无气膜的喷管进行数值计算;选取了网格数为10.1万的划分方式对有气膜的喷管进行数值计算。

3 结果与分析

3.1 气膜流量的影响

气膜流量是影响气膜冷却效率的核心因素,气膜流量越高,冷却效率越好。图7为设置狭缝流向位置喉道上游100mm,狭缝高度与台阶厚度均为0.5mm, M 分别为3.53%, 7.13%, 10.72%, 14.25%时,喷管壁面热流密度分布。结果表明,随着气膜流量的增加,喷管壁面尤其是喉道处热流密度下降显著。

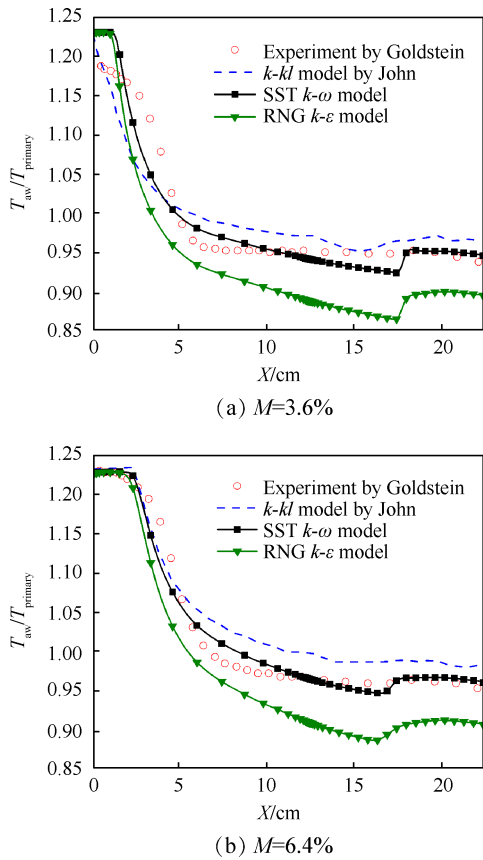


Fig. 5 Distribution of $T_{aw}/T_{primary}$ on wall between numerical and experimental results

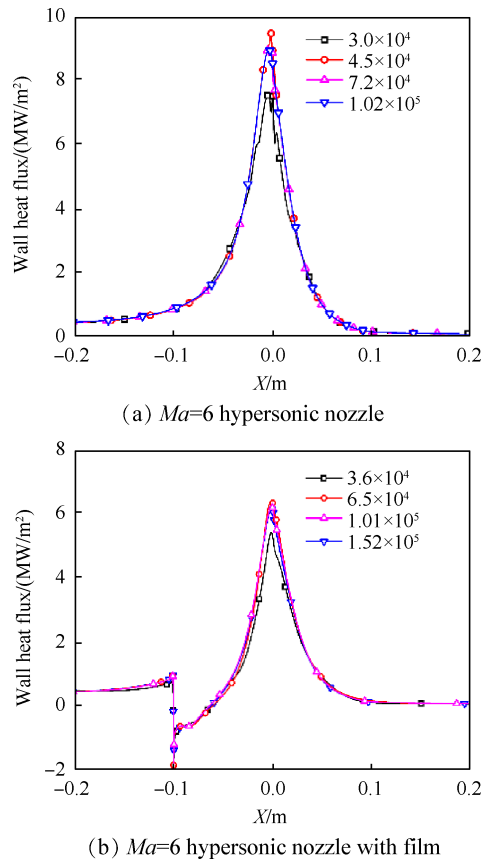


Fig. 6 Grid independence validation (heat flux distribution)

但在喉道下游 100mm 之后,有无气膜覆盖的热流分布基本一致,说明此时气膜已经完全扩散,气膜冷却作用可忽略。具体冷却效率数据如表 1 所示。

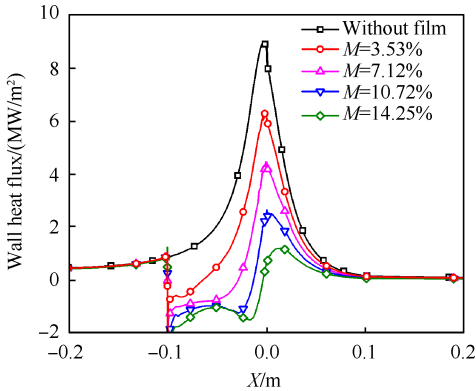


Fig. 7 Heat flux distribution on the wall for different M

Table 1 Cooling effectiveness		
$M/\%$	Highest heat flux/(MW/m ²)	Cooling effectiveness
0	8.96	0
3.53	6.26	0.30
7.12	4.44	0.50
10.72	2.59	0.71
14.25	1.18	0.87

图 8 给出了上述工况中空气质量分数分布流线图,由图可见, M 分别为 3.53%, 7.13%, 10.72%, 14.25% 时(对应气膜喷射速度为 10m/s, 20m/s, 30m/s, 40m/s),空气气膜的高质量分数集中在壁面区域。由流线分布可见,气膜经过狭缝射出后几乎紧贴、平行于壁面向喷管下游流动,未向主流扩散,并且随着气膜质量流量(狭缝出口气膜喷射速度)的增加,气膜依旧会紧贴壁面发展,不与主流发生明显掺杂,这说明采用二维狭缝喷射常温空气的方式具有良好的气膜稳定性。

选取喷管出口马赫数与总温分布来衡量引入气膜造成的影响。图 9 给出了上述工况的喷管出口马赫数分布曲线,图 10 给出了无气膜射流工况、 M 分别为 3.53% 与 14.25% 时,喷管内部马赫数分布云图。由图 9 可观测出,随着气膜质量流量的增加,喷管出口处马赫数分布曲线几乎重合。由图 10(a), (b), (c)也可观测出,尽管气膜质量流量增加,但喷管内部核心流动区域的马赫数分布几乎相同,而在喷管壁面处低速区的速度边界层厚度相近,由此可看出增加气膜流量对于喷管出口与内部流动马赫数分布影响不大。因此,引入气膜不会对喷管内部流动马赫数以及喷管出口马赫数分布造成明显影响。

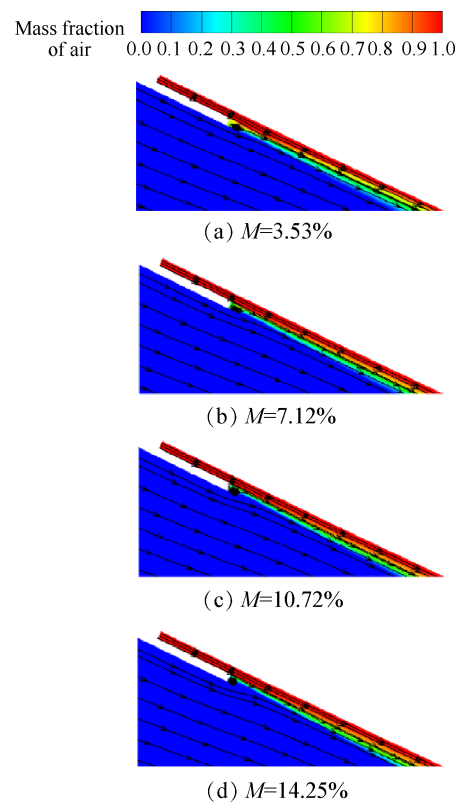


Fig. 8 Distribution of mass fraction of air for different M

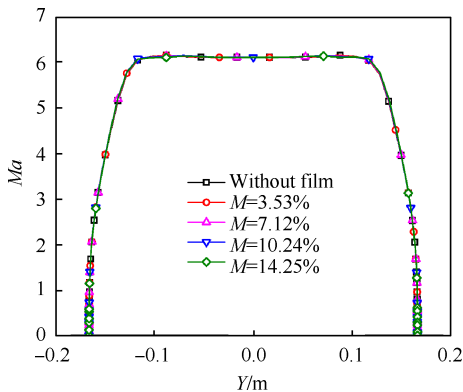


Fig. 9 Ma distribution at exit of nozzle for different M

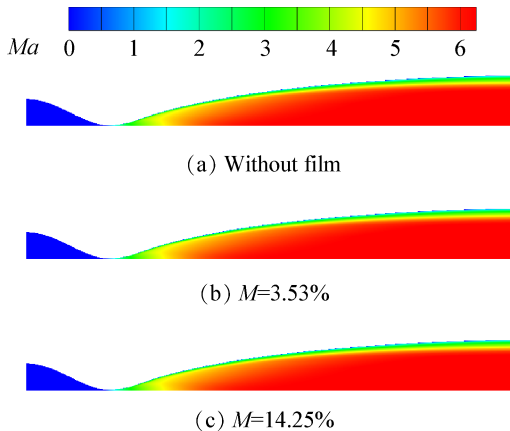


Fig. 10 Mach number distribution of nozzle for different M

图 11 给出了上述工况的喷管出口总温分布曲线,图 12 给出了无气膜射流工况、 M 分别为 3.53% 与 14.25% 时,喷管内部总温分布云图。由图 11,12 可知,随着气膜流量增加,喷管近壁区域总温随之降低。这说明引入气膜会对喷管出口总温分布造成一定影响,其具体表现为使喷管壁面总温边界层变厚。

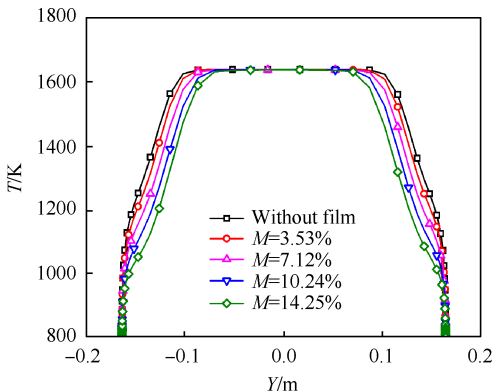


Fig. 11 Total temperature distribution at exit of nozzle for different M

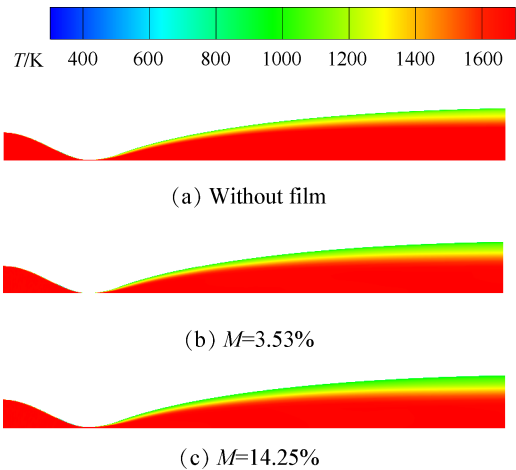


Fig. 12 Total temperature distribution of nozzle for different M

3.2 狭缝流向位置的影响

考虑到气膜隔热的长度有限,狭缝流向位置的改变会对喷管壁面的冷却效果与出口的流场参数造成影响。图 13 给出了 $M=7.12%$,狭缝高度与台阶厚度均为 0.5mm,狭缝流向位置为喷管喉道上游 50mm,100mm,150mm 时喷管壁面热流分布。由图 13 可知,狭缝射流位置的改变对喉道热流产生的影响很小,但距离喉道较远的狭缝位置射流对喷管收缩段壁面冷却的效果更佳,因此在实际应用中可以适当调整狭缝流向位置来增加气膜冷却壁面的有效长度,提高气膜冷却的利用率。

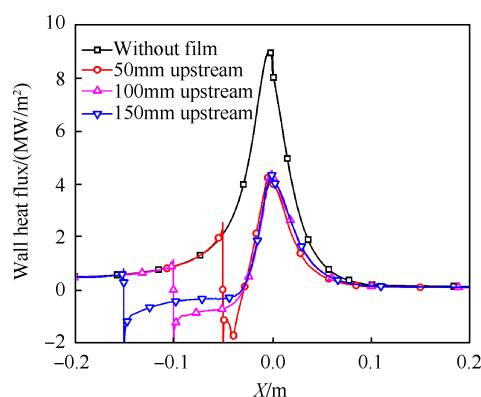


Fig. 13 Heat flux distribution on the wall for different film hole position ($M=7.12\%$)

图14为 $M=7.12\%$,气膜狭缝距离喷管喉道流向长度分别为50mm,100mm,150mm时气膜狭缝局部空气质量分布流线云图。由图可知,三种工况下空气气膜经狭缝喷射出后均紧贴壁面发展,未发生分离,形成稳定气膜。这一结果说明喷管局部区域曲率的变化未对气膜的稳定性造成影响。

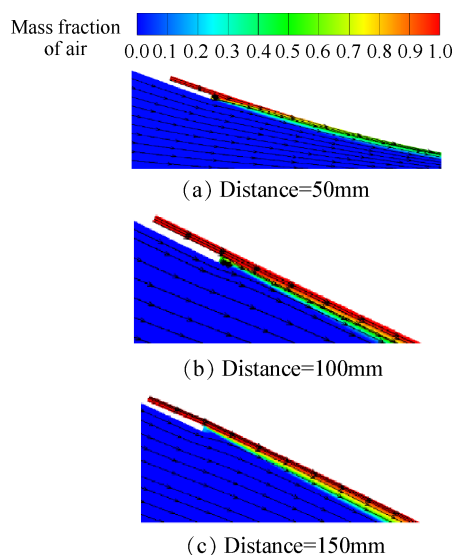


Fig. 14 Distribution of mass fraction of air for different film hole position ($M=7.12\%$)

图15(a),(b)分别为上述工况中喷管出口处马赫数与总温分布曲线。由图可知,狭缝流向位置的改变对喷管出口马赫数、总温分布的影响差异很小。

3.3 台阶厚度的影响

如图2所示,本文采用台阶连接喷管壁面与气膜驻室以保证狭缝平行于喷管壁面喷射冷却气体。由于台阶在喷管运行过程中受到高温、高压、有氧气流的冲刷,台阶需要一定的厚度以保证结构强度。图16给出了 M 为7.12%,气膜狭缝距离喷管喉道100mm,台阶

厚度分别为0.5mm,1.0mm与1.5mm时,喷管壁面热流分布。由图可见,在气膜流量相同的情况下,改变台阶厚度不会对喷管冷却效率造成明显差别。因此,在实际工程应用中可以适当增加台阶厚度以增加气膜驻室的结构强度。

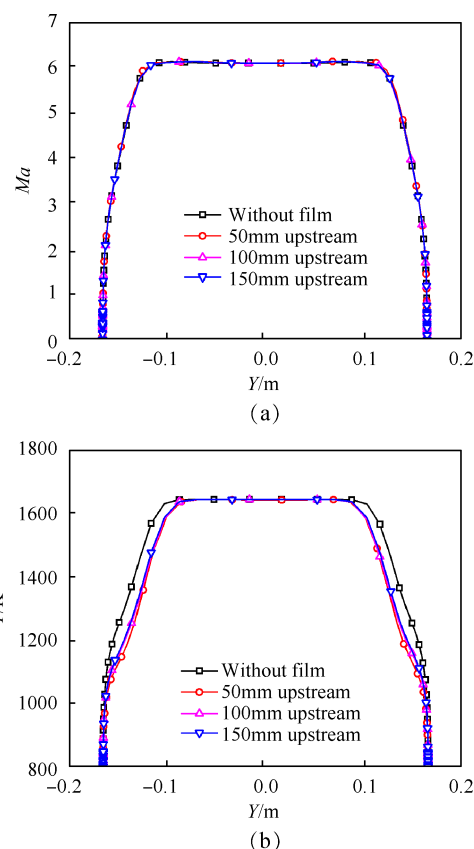


Fig. 15 Distribution of Ma and total temperature at exit of nozzle for different film hole position ($M=7.12\%$)

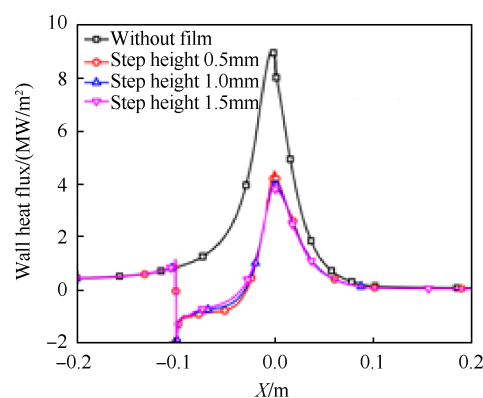


Fig. 16 Heat flux distribution for different step height ($M=7.12\%$)

图17给出了 M 为7.12%,气膜狭缝位于喷管喉道上游100mm,台阶厚度分别为0.5mm,1.0mm与1.5mm时,狭缝下游局部空气质量分布流线云图。由图可知,台阶厚度不同时冷却气体经狭缝喷射出之后紧贴壁面向下游发展,未与主流发生掺杂。

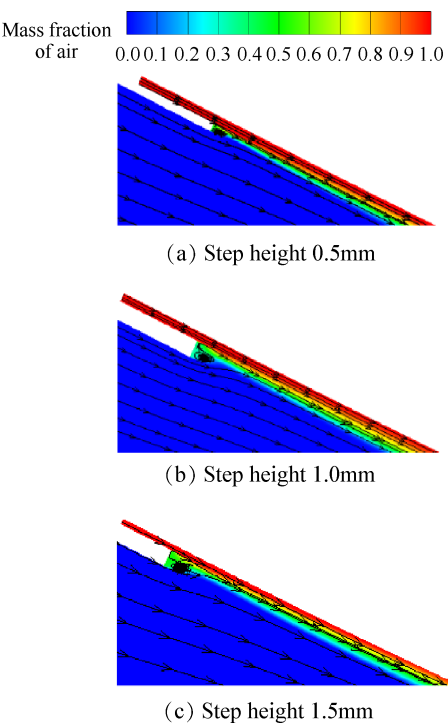


Fig. 17 Distribution of mass fraction of air for different step height ($M=7.12\%$)

图 18(a), (b)出了 M 为 7.12%, 气膜狭缝位于喷管喉道上游 100mm, 台阶厚度分别为 0.5mm, 1.0mm 与 1.5mm 时, 喷管出口马赫数分布与总温分布。由图可知, 在气膜流量相同时, 台阶厚为 0.5mm, 1.0mm 与 1.5mm 的工况喷管出口马赫数分布曲线与总温分布曲线几乎重合, 改变台阶厚度对喷管出口气流品质影响的差异很小。

3.4 狭缝高度的影响

气膜射流速度是影响气膜稳定性与冷却效率的重要因素, 一般而言, 低速射流的气膜稳定性更强, 而高速射流的气膜由于剪切效应更易扩散。图 19 给出了 M 为 7.12%, 气膜狭缝距离喷管喉道流向距离 100mm, 狭缝高度分别为 0.5mm, 1.0mm 与 1.5mm (对应气膜喷射速度为 20m/s, 10m/s 与 6.7m/s) 时喷管壁面热流分布曲线。由图可见, 在喷管收缩段, 与狭缝高度为 0.5mm 的工况相比, 狭缝高度为 1.0mm 与 1.5mm 时喷管收缩段的壁面热流密度略高一些, 但在喉道处狭缝高度为 1mm (气膜喷射速度为 10m/s) 的工况热流密度最低。这是因为增加狭缝高度可以降低气膜喷射速度, 低速气膜具有更好的稳定性, 但过低的气膜喷射速度会导致气膜有效覆盖长度降低, 无法有效覆盖喷管喉道, 故此时相较于狭缝高度为 1mm (气膜喷射速度为 10m/s) 时, 狭缝高度为 1.5mm (气膜喷射速度为 6.7m/s) 时气膜对喷管喉道的冷却

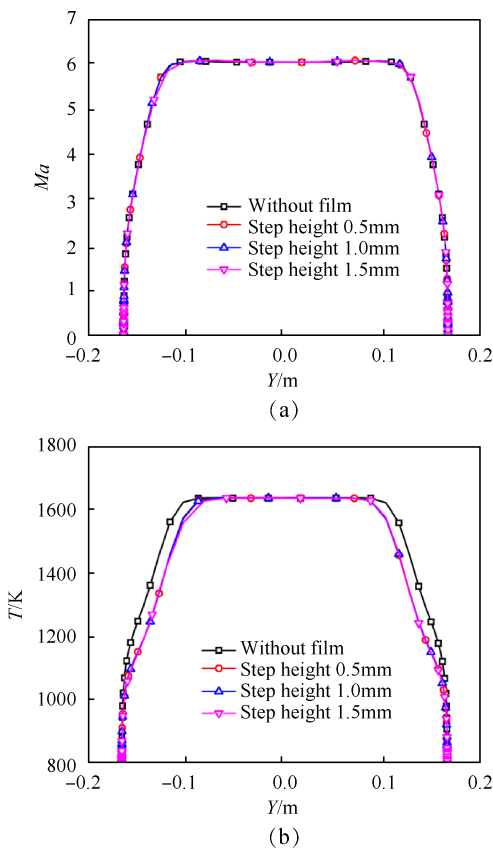


Fig. 18 Distribution of Ma and total temperature at exit of nozzle for different step height ($M=7.12\%$)

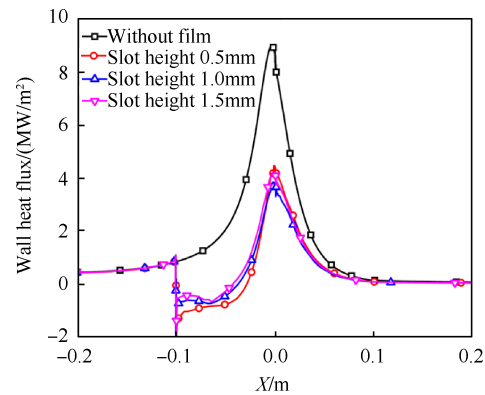


Fig. 19 Heat Flux distribution for different slot height ($M=7.12\%$)

效率略微降低。同样, 过小的狭缝高度(0.5mm)导致气膜喷射速度偏高(20m/s), 此时气膜更易与主流发生掺混, 导致在离狭缝较远的喉道处冷却降热效应不如狭缝高度 1.0mm 的工况。本文重点关注喉道处热流密度, 在实际应用中可适当增加狭缝高度, 在保证气膜有效覆盖喷管喉道的情况下, 获取更加稳定的气膜, 提高喷管喉道的气膜冷却效率。

图 20 给出了 M 为 7.12%, 气膜狭缝位于喷管喉道上游 100mm, 狭缝高度分别为 0.5mm, 1.0mm 与 1.5mm 时气膜狭缝局部空气质量分布流线云图。由

图可知,狭缝高度不同时冷却气体经狭缝喷射出之后紧贴壁面向下游发展,均未与主流发生掺杂。

图21(a),(b)分别给出了 M 为7.12%、不同狭缝高度时,喷管出口马赫数分布与总温分布。由图可

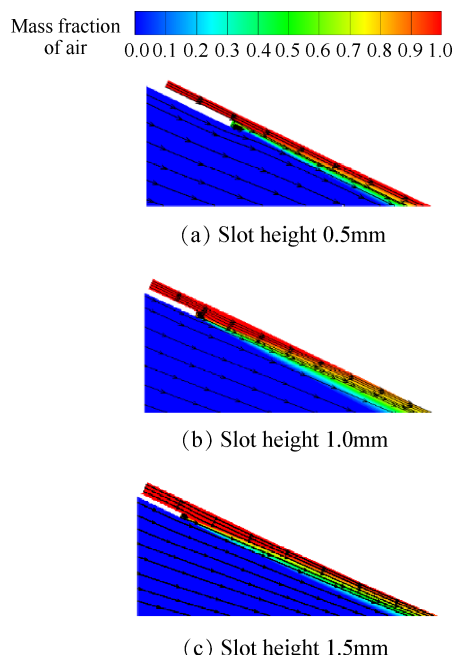


Fig. 20 Distribution of mass fraction of air for different slot height ($M=7.12\%$)

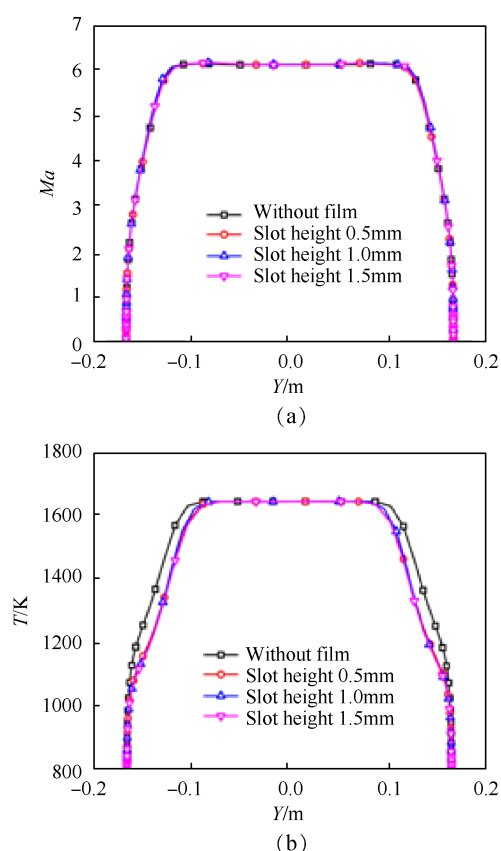


Fig. 21 Distribution of Ma and total temperature at exit of nozzle for different slot height ($M=7.12\%$)

知,在气膜流量相同时,狭缝高为0.5mm,1.0mm与1.5mm的工况喷管出口马赫数分布曲线与总温分布曲线几乎重合,由此可见狭缝高度变化对喷管出口气流品质的影响差异很小。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)增大气膜流量可以显著降低喷管壁面尤其是喉道处的最高热流,同时不会对喷管出口气流的速度场产生明显影响。当 M 仅为3.53%时,气膜对喷管喉道的冷却效率为30.1%。 M 增加至14.25%时,冷却效率提升至87.3%。

(2)不同气膜狭缝位置喷射的气膜均可以有效覆盖喷管喉部区域,起到良好的隔热、降热效果。考虑到更远的狭缝距离能够对喷管收缩段壁面进行更好的冷却,可适当前移狭缝距离,合理利用气膜的有效冷却长度。

(3)相同气膜流量条件下,台阶厚度的改变不会对喷管冷却效率与出口气流品质造成影响,因此可适当增厚台阶厚度以满足狭缝结构强度需求。

(4)在气膜流量相同时,更高狭缝高度构型气膜出口速度更低,气膜更加稳定,对喷管喉道的冷却效率更高。但过高的狭缝高度会导致气膜喷射速度过低,使得气膜无法有效覆盖喷管喉道,进而导致气膜对喷管喉道冷却效率略微降低。因此,可适中增高狭缝高度以获取喉道处更高的冷却效率。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参 考 文 献

- [1] Marren D E, Frank K L. Advanced Hypersonic Test Facilities[M]. USA: AIAA, 1971.
- [2] Lawrence D H, Kenneth E R, David W W, et al. Hyper-X Engine Testing in the NASA Langley 8-Foot High Temperature Tunnel[R]. AIAA 2000-3605.
- [3] Richard L Gaffney Jr. Design of Mach-4 and Mach-6 Nozzles for the NASA LaRC 8-Ft High Temperature Tunnel[R]. AIAA 2009-5368.
- [4] Thomas S, Trefny C, Pack W. Operating Capability and Current Status of the Reactivated NASA Lewis Research Center Hypersonic Tunnel Facility[R]. AIAA 95-6146.
- [5] Woike M, Willis B. Mach 6 Integrated Systems Testing for the Hypersonic Tunnel Facility[R]. AIAA 2000-2446.
- [6] 陈延辉. 日本的冲压发动机试车台简况和有关问题[J]. 飞航导弹, 1998(3): 36-39.
- [7] 陈延辉. 日本的冲压发动机试车台简况和有关问题(2)[J]. 飞航导弹, 1998(4): 34-37.

- [8] 陈延辉. 日本的高超声速吸气式发动机试验设备及试验技术[J]. 飞航导弹, 2006(2): 43-50.
- [9] 乐嘉陵, 刘伟雄. 吸气式高超声速地面设备研究进展及其应用[C]. 杭州: 第十五届全国激波与激波管学术会议(上册), 2012.
- [10] 蒲旭阳, 刘伟雄, 李向东, 等. 抽吸排气式高焓风洞应用试验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(2). (PU Xu-yang, LIU Wei-xiong, LI Xiang-dong, et al. Applied Experimental Study of Exhaust High Enthalpy Tunnel with Pumping [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2).)
- [11] Xing Y F, Zhong F Q, Xia L D, et al. Numerical Analysis on the Heat Transfer of Three Types of Nozzles for the Hypersonic Long-Run Wind Tunnel[J]. *Science China Technological Sciences*, 2015(3): 470-475.
- [12] Boury D, Filipuzzi L. SEPCARB Materials for Solid Rocket Booster Nozzle composites[R]. AIAA 2011-3438.
- [13] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J]. 航空动力学报. 2006, 21(5).
- [14] 赵一霖, 谭晓茗, 张靖周, 等. 带起始气膜的大弯管发散冷却特性的数值研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2739-2747. (ZHAO Yi-lin, TAN Xiao-ming, ZHANG Jing-zhou, et al. Numerical Investigation on Effusion Cooling Characteristics of Concave Wall Combined with Initial Film Cooling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2739-2747.)
- [15] 姚春意, 朱惠人, 刘存良, 等. 高湍流度时全气膜涡轮叶片表面冷却和换热特性的实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1361-1370. (YAO Chun-yi, ZHU Hui-ren, LIU Cun-liang, et al. Experimental Study on Film Cooling and Heat Transfer Characteristics of a Fully-Cooled Turbine Vane at High Turbulence Intensity Condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(6): 1361-1370.)
- [16] Du K, Li Z, Li J. Effects of Trenched Film Hole Configurations on the Endwall Film Cooling and Suction Side Phantom Cooling[J]. *Journal of Thermal Science*, 2019, 28(5): 905-914.
- [17] Zhang T, Pu J, Xu S, et al. Experimental Study of Transverse Trench Effect on Unsteady Film Cooling Effectiveness of Backward Cylindrical-Holes with Various Compound Angles[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 159: 106563.
- [18] Liu Y, Luo Y. Transient Simulation of Pulsed Purge Film Cooling on Flow and Thermal Characteristics of a Turbine Endwall [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 161(4): 114208.
- [19] Menter F R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [20] 李东霞, 仲峰泉, 肖雅彬, 等. 高超声速长时间风洞喷管设计[C]. 北京: 高温气体动力学国家重点实验室2011年度夏季学术研讨会, 2011.
- [21] Eckert E, Goldstein R J, Haji-Sheikh A, et al. Film Cooling with Air and Helium Injection through a Rearward-Facing Slot into a Supersonic Air Flow [J]. *AIAA Journal*, 1966, 4(6): 981-985.
- [22] O'Connor John P, Haji-Sheikh A. Numerical Study of Film Cooling in Supersonic Flow [J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(10): 2426-2433.

(编辑:朱立影)