

离散孔结构超声速气膜冷却数值模拟

孙冰¹, 王太平¹, 张佳²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了得到气膜入口结构对气膜冷却效率的影响规律,并为工程应用提供参考,针对不同形状气膜入口结构的离散孔超声速气膜冷却展开了三维数值模拟。结果表明:气膜入口结构对气膜冷却效率影响明显,轴对称孔入口收敛段结构的流量系数直接影响冷却效果,计算工况下流量系数降低0.13下游冷却效率约降低0.05,应该防止收敛段剧烈收缩;同时,离散孔扩张段面积变化速率越小越有利于冷却,变化过快会使得冷却剂得不到充分发展,垂直主流方向的速度分量大,使得气膜往两侧流动而中心区域冷却效果变差;在非轴对称离散孔出口增加平直段能使射流更集中,可以有效防止气膜在上游被穿透造成冷却恶化现象。

关 键 词: 超声速气膜冷却; 离散孔; 射流孔结构; 冷却效率; 不均匀性

中图分类号: V231.1; TK124

文献标志码: A

Numerical simulation of discrete holes supersonic gaseous film cooling

SUN Bing¹, WANG Taiping¹, ZHANG Jia²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to get the effect law on the efficiency of gas film entrance structure and provide a reference for engineering application, 3D discrete holes supersonic gaseous film cooling numerical simulations with different holes structure were investigated. Results showed that the film inlet structure affected the film cooling efficiency obviously. Flow coefficient affected the cooling directly so that film cooling effectiveness reduced 0.05 while flow coefficient decreased 0.13 for the axisymmetric entrance under calculation conditions. Meanwhile, lowering jet holes area change rate enhanced the cooling effectiveness, because the flow field with too fast area change rate can't develop fully, and the gaseous film flowed to both sides while the center was exposed to combustion gas. Design of a rectifying section in discrete holes exit will help to concentrate the coolant and keep off the cooling deterioration with the layer of film penetrated.

Key words: supersonic gaseous film cooling; discrete holes; jet hole structure; film cooling effectiveness; nonuniformity

收稿日期: 2016-05-12

作者简介: 孙冰(1960—),女,教授、博士生导师,博士,研究领域为火箭发动机热防护与冷却技术。E-mail: sunbing@buaa.edu.cn

引用格式: 孙冰,王太平,张佳. 离散孔结构超声速气膜冷却数值模拟[J]. 航空动力学报,2017,32(12):2927-2933. SUN Bing, WANG Taiping, ZHANG Jia. Numerical simulation of discrete holes supersonic gaseous film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2927-2933.

气膜冷却是在壁面附近沿切线方向或以一定角度射入冷却剂,从而达到对壁面进行保护的热防护方法,若主流和冷却剂均为超声速,则将这种冷却方式称为超声速气膜冷却^[1-2]。超声速气膜冷却广泛应用于液体火箭发动机喷管、导弹外壳以及超燃冲压发动机进气道的热防护。随着大推力、高性能、高热载液体火箭发动机的发展,超声速气膜冷却成为发动机喷管延伸段热防护主要辅助手段之一。美国 F-1 发动机,欧洲航天局研制的 Vulcain- II 发动机,日本 H- II 运载火箭二级发动机 LE-5A 等,均使用涡轮废气在喷管扩张段形成超声速气膜进行壁面热防护^[3-4]。对于国外典型大推力氢氧发动机,多采用将少量低温氢引入喷管延伸段的方式实现超声速气膜冷却^[5-6]。

针对超声速气膜冷却,国外早期进行了大量的试验研究。Goldstein 等^[7]使用空气和氮气作为冷却剂在主流马赫数为 3 的条件下进行了超声速气膜冷却试验研究,得到了冷却效率的试验关联式;美国国家航空航天局(NASA)^[8]使用薄壁金属试验喷管研究氢气膜的冷却效果,并将冷却效率关联到卷吸气膜模型。Aupoix 等^[9]模拟火箭发动机进行了不同槽缝高度、冷却剂温度和压力工况下的超声速气膜试验研究,得到冷却面温度及压力分布。Suslov 等^[10]使用 Vulcain- II 缩尺发动机及相似的试验工况对超声速气膜冷却的喷管延伸段详细流动传热过程进行了试验研究,以氢气代替涡轮废气作为冷却剂加速至超声速切向入射对喷管型面进行冷却,得到喷管延伸段的冷却效率分布。国内关于超声速气膜冷却试验研究较少,张佳等^[11-12]使用氢氧燃气作为主流、氮气为冷却剂进行了轴对称结构和平板结构超声速气膜冷却试验,分别将试验结果整理成统一的试验关联式。

虽然试验研究能获得直接可信的数据,但往往需要耗费大量时间及人力物力,而且很多数据无法通过试验手段测得,所以超声速气膜冷却数值计算也十分必要。大多数超声速气膜冷却数值模拟是针对槽缝式结构展开,对此国内外进行了大量二维数值模拟研究。O'Connor 等^[13]使用 CFD 方法进行了二维槽缝式超声速气膜冷却数值模拟,对比了不同唇高及吹风比下的流动传热特性,认为计算工况下超声速气膜冷却效率发展段与轴向位置、槽缝高度和吹风比有关联,唇高对冷却效率基本无影响。Morris 等^[14]对比了二维计算中不同湍流模型和压缩性修正方法,认为

SST(shear stress transport)模型与试验结果符合最好。Sellam 等^[15]针对超声速氢气膜,考虑化学反应展开了二维 CFD 计算。Kumar 等对带半扩张角和全扩张角的两种气膜入口结构进行了二维数值模拟,认为带半扩张角的结构效果更好。在国内,彭威等^[16-18]进行了大量二维数值计算,主要研究主流加速、通道结构和主流湍流度等对超声速气膜冷却效果的影响。

在超声速气膜冷却中,二维槽缝式结构在实际应用中会有加工工艺及结构强度上的限制,所以在工程应用中一般采用离散孔结构^[1]。为了充分考虑离散孔超声速气膜冷却的三维特性,进行三维数值计算十分必要。Morris 等^[14]对比了二维和三维气膜入口模型对气膜冷却效果的影响,认为三维计算得出的气膜入口参数与二维结果差别较为明显,三维模拟与试验及 CFD 方法对比计算结果更为准确。王建等^[19]参考亚声速气膜入口结构,研究了离散孔结构不同孔型对超声速气膜冷却效率的影响,认为矩形孔的冷却效果较好,增加侧向倾角能改善冷却均匀性。

为了研究离散孔超声速气膜冷却的入口结构对冷却效果的影响,本文在文献[19]计算方法的基础上,考虑了固体区域的热传导和固液耦合计算,对工程应用中常用的几种结构进行了三维数值模拟,并通过与试验结果对比进行验证。根据计算结果分析影响超声速气膜冷却效率的因素,为工程应用提供参考。

1 数值计算方法

1.1 控制方程及计算方法

三维离散孔结构超声速气膜冷却流动与传热过程满足可压缩稳态 Navier-Stokes(N-S)方程,在笛卡尔直角坐标系下表示如下:

$$\frac{\partial(\rho u \theta)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v \theta)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w \theta)}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma \frac{\partial \theta}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma \frac{\partial \theta}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\Gamma \frac{\partial \theta}{\partial z} \right) + S \quad (1)$$

式中 θ 为求解变量, Γ 为广义扩散系数, S 为广义源项,对于连续方程、动量方程、能量方程和组分方程, θ 、 Γ 和 S 具有特定的形式^[20]。固体区域热传导过程满足傅里叶导热定律。

本文采用 Fluent 基于压力的耦合隐式求解器进行计算,湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型。控制方程中对流项采用 2 阶迎风格式进行离散,扩散项采用中心差分格式进行离散。主流及射流均采

用压力入口,冷却面背壁为绝热条件,计算域两侧面为对称边界条件。

1.2 计算模型及主要参数

本文采用与文献[12]中试验相同的结构尺寸及主流参数进行计算,图 1 为计算模型纵向截面的结构示意图。文献[12]中气氢气氧燃烧后经喷管加速至马赫数为 2.0,然后进入试验段形成高温主流燃气,燃烧室总压为 0.92 MPa,混合比为 100。本文主流燃气参数由液体火箭发动机热力计算直接得到,计算总温为 1337.4 K,组分为主要燃烧产物水蒸气和少量残余氧气。冷却剂入口总温为 298 K,冷却剂种类为 N_2 ,离散孔间距为 4 mm,出口马赫数由计算结构决定。

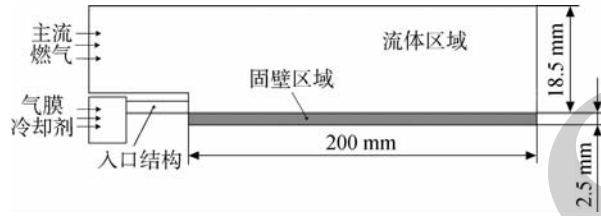


图 1 计算模型结构示意图

Fig. 1 Structure sketch of calculation model

为了研究离散孔结构对冷却效果的影响,本文针对不同结构进行了数值模拟,图 2 所示为计算采用的 10 种离散孔结构。前 3 种入口收敛段结构不同,其中 A1 为圆直孔、A2 为锥形面入口、A3 为圆弧面入口,喉部直径均为 2 mm,A2 和 A3 入口直径为 5 mm。B1、B2、B3 入口扩张段结构不同,喉部直径为 1 mm,入口直径为 3 mm,出口直径为 2 mm,其中 B1 的扩张段为 45°锥面、B2 为双圆弧面,结构 B3 在 B2 基础上出口增加了 1 mm 平直段。C1、C2、C3 和 C4 为不同非轴对称结构,射流孔横截面为矩形,面积沿流向变化,孔的高度恒定为 1 mm,同时保证喉部面积及出入口面积与 B1 系列相同。其中 C1 为曲面扩张段,出口处切线与主流平行;C2 为 60°直线扩张段,C3 为 20°直线扩张段,C4 是在 C1 的基础上增加了平直段。整体长度除 B3 为 4 mm,C3 和 C4 为 8 mm 外,其余结构均为 3 mm。

考虑到结构的对称性,为了提高计算效率,取单个离散孔模型的一半区域作为计算对象。模型采用六面体结构化网格,气膜入口区域局部网格如图 3 所示,图中离散孔结构为 C3。经网格无关性检查后,计算模型网格总数在 20 万~25 万之间, y^+ 值均小于 5。

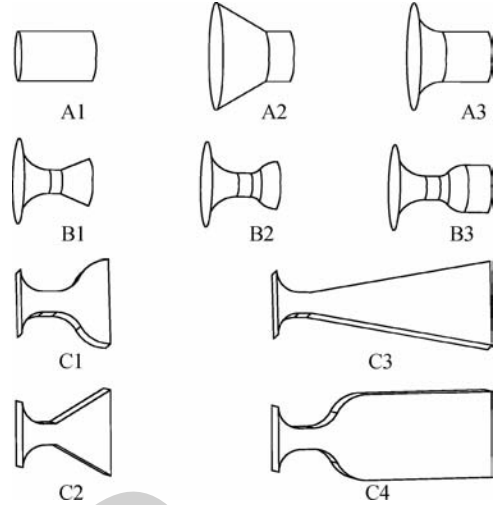


图 2 气膜入口结构模型

Fig. 2 Model of the film inlet structure

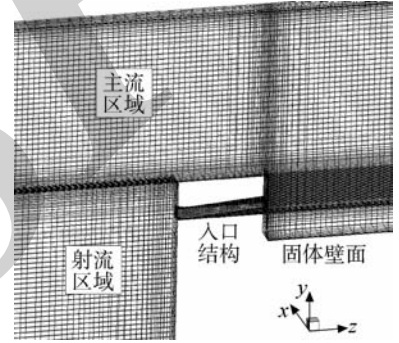


图 3 气膜入口局部网格示意图

Fig. 3 Sketch of mesh nearby the film inlet

在超声速气膜冷却研究中,一般使用冷却效率来评价冷却效果。为了方便与试验值进行对比,本文采用的气膜冷却效率计算公式如式(2)所示。

$$\eta = \frac{T_w(x) - T_{aw}(x)}{T_w(x) - T_2^*} \quad (2)$$

其中 T_2^* 为气膜入口总温; T_w 为无膜状态下的壁面温度,使用相同模型进行计算,气膜入口为壁面边界条件; T_{aw} 为存在气膜状态下的壁面温度。

吹风比是气膜冷却设计中的重要参数,计算公式如式(3)所示。

$$\lambda = \frac{\rho_2 u_2}{\rho_0 u_0} = \frac{q_{m,2} A_0}{q_{m,0} A_2} \quad (3)$$

其中 ρ 为密度, u 为流速, q_m 为流量, A 为流道横截面积,下标 2 和 0 分别代表气膜和主流。

离散孔的流量系数定义如式(4)所示。

$$C_d = \frac{q_{m,r}}{q_{m,t}} = \frac{1}{K} \cdot \frac{q_{m,r} \sqrt{T_2^*}}{p_2^* A_t} \quad (4)$$

其中 $q_{m,r}$ 为射流孔的实际流量, $q_{m,t}$ 为理论流量; K 是与流体介质种类有关的常数, A_t 为离散孔喉部面积, p_2^* 为气膜入口总压。

2 计算结果比较与分析

2.1 验证

采用与文献[12]多孔圆直孔超声速气膜冷却试验模型相同的入口结构 A1 进行了对比计算, 验证数值计算方法的准确性。分别计算了吹风比 $\lambda=2.085$ 和 $\lambda=5.42$ 两种工况。图 4 给出了冷却效率 η 的试验与计算结果。

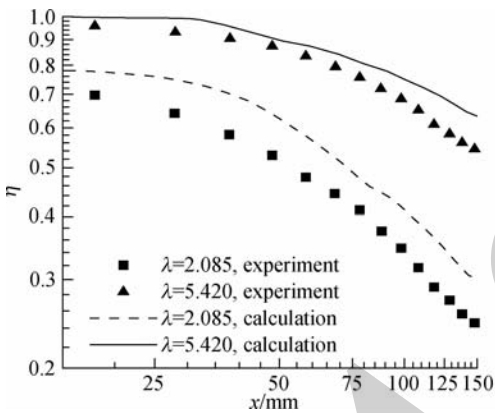


图 4 计算与试验冷却效率对比

Fig. 4 Cooling effectiveness comparison of calculation and experiment

可以看出计算结果与试验结果沿 x 方向变化趋势相同, 且吹风比越大, 冷却效率越高, 但计算结果在数值上略高于试验值。这是由于: 计算模型中主流总温为理论总温, 与试验实际情况可能有一定差异; 同时, 试验过程中存在辐射换热, 在计算中没有考虑, 会使壁面温度偏高。验证计算结果的误差均小于 15%, 可以用于不同离散孔结构的冷却效果对比研究。

2.2 轴对称射流孔

轴对称结构离散孔的加工最为方便, 而且结构强度高。为了研究气膜入口收敛段和扩张段结构对冷却效果的影响, 对几种轴对称离散孔结构超声速气膜冷却展开了数值模拟。

表 1 中给出了不同收敛段结构 A1、A2 和 A3 的计算工况, 计算结果如图 5 所示。可以看出, 在上游靠近气膜入口处 3 种结构冷却效率基本没有差别; 在下游气膜发展段, 圆直孔结构 A1 冷却效率明显低于其他两种结构。这种现象主要是由于圆直孔收敛段入口面积更小且转角为直角, 造成

流道更加剧烈突缩, 流动损失大, 流量系数会明显低于有收敛段的结构。计算得出 A1 流量系数为 0.844, 而 A2、A3 分别为 0.970、0.974。可以看出, 流量系数约减小 0.13 导致了下游的冷却效率减小了 0.05 左右。正由于这种差别, 在工程应用中尽量不直接采用圆直孔结构, 而应该加入一定倒角或倒圆的收敛段, 使流量系数尽可能大, 冷却效果更好。

表 1 不同收敛段结构计算工况

Table 1 Structure calculation condition of different convergent sections

入口结构	气膜总压/MPa	气膜总温/K	理论吹风比
A1, A2, A3	0.48	298	2.085

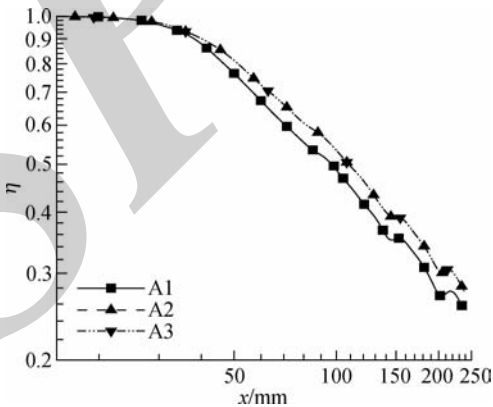


图 5 不同收敛段结构冷却效率对比

Fig. 5 Cooling effectiveness comparison of different convergent structures

离散孔扩张段决定了气膜入口马赫数、速度和温度等参数, 是超声速气膜冷却入口结构设计的重要参数之一。表 2 所示为 3 种不同的扩张段结构算例的计算工况, 图 6 给出了中心线上冷却效率的计算结果。

可以看出, 结构 B1 和 B2 冷却效率略低, 两者区别不大; 而 B3 结构的冷却效果明显优于前两种结构。这归功于该扩张段上最后 1 mm 的平直段, 不仅使射流在小孔内充分发展, 而且在出流后方向更集中, 从而中心线上的冷却效率更大。

表 2 不同扩张段结构计算工况

Table 2 Structure calculation condition of different divergent sections

入口结构	气膜总压/MPa	气膜总温/K	理论吹风比
B1, B2, B3	4.70	298	4.34

为了考察气膜冷却效果的横向不均匀性,引入横向不均匀度 E_u ,如式(5)所示。

$$E_u = \max\left(\frac{|\eta_1 - \eta_2|}{\eta_1} \times 100\%\right) \quad (5)$$

其中 η_1 、 η_2 分别为冷却面上离散孔中心线下游直线 L_1 、孔间中心线下游直线 L_2 的冷却效率, L_1 和 L_2 位置如图 7 所示。

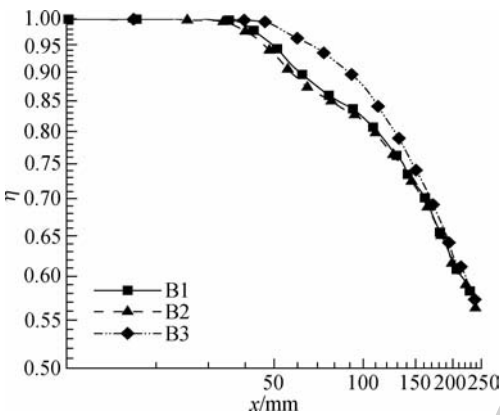


图 6 不同扩张段结构冷却效率对比
Fig. 6 Structure cooling effectiveness comparison of different divergent sections

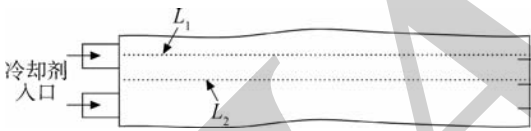


图 7 后处理位置示意图
Fig. 7 Sketch of post procession position

分别计算冷却效率横向不均匀度 E_u ,3 种结构计算结果依次为 3.9%、3.3% 和 5.4%。可见冷却效率的横向均匀系数较小,说明冷却效率横向分布比较均匀。同时也说明当前工况下加入平直段后,使得射流更集中,但冷却效率的均匀性会略微变差,所以在工程应用中需要综合考虑冷却效率及横向均匀系数,选择合适的扩张段结构。

2.3 非轴对称结构

轴对称结构虽然有容易加工的优点,但是圆形出口气膜往往不能很好地覆盖冷却面,而且相同出流面积需要更大的空间,使得切入入射冷却剂与主流之间的台阶更大,对主流的影响更显著。出口为矩形、两侧为喷管型面的非轴对称结构更接近于槽缝结构,在实际工程应用中使用更加广泛。

计算采用了 4 种不同扩张段结构型面,收敛

段结构相同,计算工况如表 3 所示。不同射流孔的面积比均为 4.02,理论出口马赫数及喉部面积与带扩张角的轴对称结构相同,离散孔间距为 4 mm。静压比为 1.07,基本满足静压匹配要求。

表 3 非轴对称入口结构计算工况
Table 3 Non-axisymmetry inlet structure calculation condition

入口结构	气膜总压/MPa	气膜总温/K	理论吹风比
C1,C2,C3,C4	4.70	298	4.34

不同结构展向平均冷却效率计算结果如图 8 所示。可以看出,C1 和 C2 上的平均冷却效率迅速衰减,带有平直段的喷管效果最佳。图 9 给出了不同入口结构下近壁面区域的 N_2 摩尔分数分布,可以看出,C1、C2 射流孔在流向位置为 5 mm 附近时,气膜孔中心线上 N_2 摩尔分数迅速衰减,显著小于两侧区域,而 C3 结构中这种不均匀性得到改善,C4 结构则 N_2 中心摩尔分数略高于两侧。图 10 给出了 C1、C2、C4 射流孔中心纵切面上流线。显而易见,C1 和 C2 的气膜在射流孔下游不远处被主流穿透,主流直接与壁面接触。C4 孔的流线在下游依然维持平直稳定的状态。这说明在扩张段较短的结构中,中心区域气膜更容易被主流穿透,形成“气膜空洞”。在这个空洞区域,高温气流直接接触冷却面,造成冷却效率迅速恶化。

综合上述数据,C1、C2 射流孔的中心区域气膜被主流穿透的主要原因为:射流孔的面积变化速率太大,在 2 mm 长度上扩张比达到了 4.02,使得冷却剂速度在垂直主流方向分量较大,气膜向

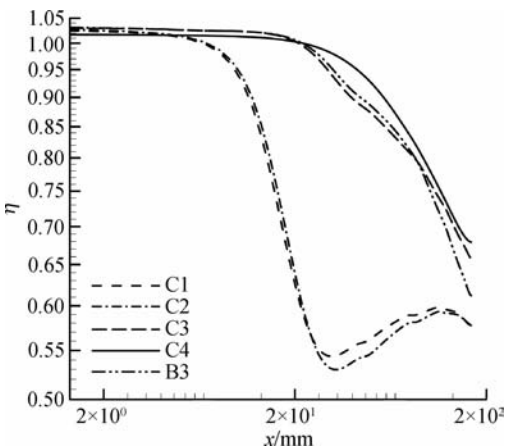


图 8 不同非轴对称结构平均冷却效率
Fig. 8 Average cooling effectiveness of different non-axisymmetry structures

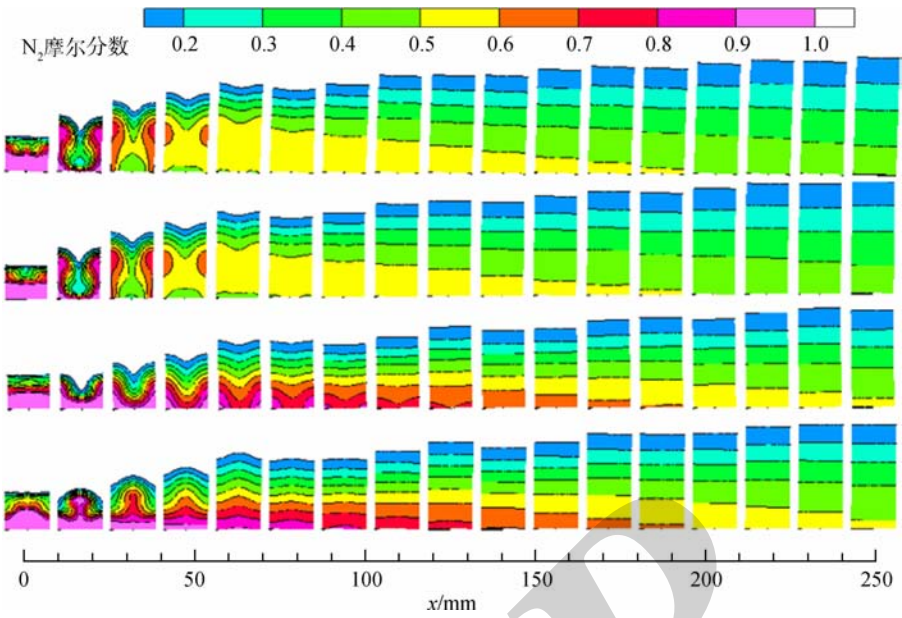


图 9 近壁面 N_2 摩尔分数分布云图

Fig. 9 Counter of N_2 molar fraction distribution near the wall

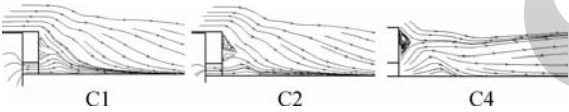


图 10 射流孔附近中心切面流线

Fig. 10 Comparison of streamline in center plane near the jet hole

两侧的流动增强,而且离散孔高度仅有 1 mm,中心区域气膜容易被主流穿透。当把射流孔面积变化速率放缓(如 C3 结构),中心区域气膜被穿透现象基本消失,但由于离散孔出口存在 20° 的扩张角,气膜向两侧扩散的趋势仍然存在。在离散孔出口加一段平直段后(如 C4 结构),冷却剂在平直段内充分发展,在孔出口处速度几乎平行于主流方向,则气膜向两侧的流动减弱,中心区域不会被主流穿透,冷却更加均匀。因此在工程应用中,应避免离散孔面积剧烈变化,且可考虑在射流孔出口处增加平直段,在孔间距合适的条件下能有效提高冷却效率。

作为对比,图 8 给出了轴对称结构 B3 结构平均冷却效率。可以看出,在理论吹风比相同的条件下,B3 结构冷却效果低于 C4 结构,在下游差别更明显。说明合理设计非轴对称离散孔结构能够一定程度上改善冷却效果。但是由于计算吹风比较大,轴对称离散孔的平均冷却效率已经较大,所以轴对称离散孔 B3 的冷却效果好于 C1 和 C2,与 C3 结构基本相同。

3 结 论

本文通过三维数值模拟的方法对离散孔超声速气膜冷却进行了研究,主要结论如下:

- 1) 三维数值模拟计算方法得到的结果与试验结果符合较好,用于对比不同入口结构冷却效果是可行的。
- 2) 轴对称离散孔结构收敛段对气膜冷却效率有一定的影响,主要与入口结构的流量系数有关,圆直孔流量系数最小,工程应用中应尽量避免使用。
- 3) 轴对称离散孔结构扩张段带有平直段时中心线上冷却效果最好,但横向不均匀性略差,应用中应考虑冷却效率大小及横向不均匀性。
- 4) 非轴对称结构中,将射流孔面积比的变化速度放缓,有利于冷却。面积变化过快会在下游中心形成“气膜空洞”,使得冷却效果恶化。

参考文献:

[1] 葛绍岩,刘登瀛,徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1985.

[2] BASS R, HARDIN L, RODGERS R. Supersonic film cooling[J]. AIAA 90-5239,1990.

[3] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京:军事科学出版社,1999.

[4] GROSDÉMANGE H, HAGGANDER J, MATTSTEDT T. Advanced nozzle extension demonstration for Vulcain Mark; II application[R]. San Diego, CA: The 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit,1995.

[5] FUKUSHIMA Y, NAKATUZI H, KISHIMOTO K, et al. Development status of LE-7A engine[R]. Seattle, WA: The 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997.

[6] 丁兆波, 孙纪国, 路晓红. 国外典型大推力氢氧发动机推力室技术方案综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(4): 27-38.

DING Zhaobo, SUN Jiguo, LU Xiaohong. Review on technical schemes of foreign large LO_x/LH_2 thrust chamber[J]. Missiles and Space Vehicles, 2012(4): 27-38. (in Chinese)

[7] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, TSOU F K, 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.

[8] ROUSAR D C, EWEN R L. Hydrogen film cooling investigation[R]. NASA-CR-121235, 1973.

[9] AUPOIX B, MIGNOSI A, VIALA S, et al. Experimental and numerical study of supersonic film cooling[J]. AIAA Journal, 1996, 36(6): 915-923.

[10] SUSLOV D, HAIDN O, ARNOLD R. Experimental investigation of cooling film efficiency in the nozzle extension of a LO_x/H_2 subscale combustion chamber[R]. St. Petersburg, Russia: The 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), 2011.

[11] 张佳, 孙冰, 郑力铭. 圆直管中离散孔超声速气膜冷却实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 813-818.

ZHANG Jia, SUN Bing, ZHENG Liming. Experiment on discrete holes supersonic gas film cooling in cylindrical pipe[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 813-818. (in Chinese)

[12] ZHANG Jia, SUN Bing. Experiments on film cooling with sonic injection into a supersonic flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1084-1091.

[13] O'CONNOR J P, HAJI-SHEIKH A. Numerical study of film cooling in supersonic flow[J]. AIAA Journal, 1991, 30(10): 2426-2433.

[14] MORRIS C I, RUF J H. Validation of supersonic film cooling modeling for liquid rocket nozzle applications[R]. Nashville, TN: The 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.

[15] SELLAM M, CHPOUN A. Numerical simulation of reactive flows in overexpanded supersonic nozzle with film cooling[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2015, 2015: 1-15.

[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 Wei, JIANG Peixue. Effect of free-stream acceleration on supersonic film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2): 313-316. (in Chinese)

[17] 彭威, 姜培学. 直通道和弯曲通道中超声速气膜冷却研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 406-409.

PENG Wei, JIANG Peixue. Investigation of supersonic film cooling in flat and convex channels[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 406-409. (in Chinese)

[18] 彭威, 姜培学. 不同主流进口湍流度下的超音速气膜冷却[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(1): 127-129.

PENG Wei, JIANG Peixue. Influence of free-stream turbulence on supersonic film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(1): 127-129. (in Chinese)

[19] 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)

[20] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

(编辑: 王碧琚)