

发散孔结构参数对横向波纹表面 气膜绝热冷却效率的影响

渠立红¹, 张靖周^{1,2}, 谭晓茗¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对加力燃烧室特定横向波纹结构的隔热屏发散冷却进行数值模拟, 主要研究发散孔孔节距、孔径以及开孔率等3个结构参数对发散冷却效率的影响。结果表明: 由于处于波纹波谷的相邻气膜射流更易形成相干, 从而在波谷形成更强的集聚效应, 造成波谷附近的绝热壁面温度低于波峰区域; 在相同的壁面单位面积冷气用量下, 减小孔径、增大开孔率均显著改善气膜冷却效率, 尤其是在发散气膜的前排起始段; 发散孔流向节距大于展向节距的长菱形排布相对较优, 但在小吹风比下发散孔排布节距比对展向平均绝热冷却效率的影响非常微弱。

关 键 词: 横向波纹; 隔热屏; 发散冷却; 结构参数; 气膜冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effects of structural parameters of effusion holes on adiabatic film cooling effectiveness over transverse corrugated surface

QU Lihong¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, TAN Xiaoming¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation was carried out to study the effusion cooling on a specific transverse corrugated heat-shield used in aero-engine afterburner. Three main geometric parameters, including spanwise-to-streamwise pitch ratio, hole diameter and perforated percentage, were taken into consideration. Result showed that, in the wavy valley of transverse corrugated surface, the coolant jets ejected from adjacent holes were prone to interact each other, thus forming more coolant accumulation. Due to this feature, the adiabatic wall temperature on the wavy valley of transverse corrugated surface was relatively lower than that on the wavy peak. In general, reducing the hole diameter and enlarging the perforated percentage were illustrated to be significantly helpful to enhance the film cooling effectiveness under the same coolant usage for a given protected area, especially in the front developing zone of an effusion cooling scheme. Besides, the effusion holes arranged in a super-long-diamond mode where the streamwise hole-to-hole pitch was bigger than spanwise hole-to-hole

收稿日期: 2016-07-21

基金项目: 国家自然科学基金(U1508212); 航空科学基金(2015ZB52019)

作者简介: 渠立红(1989—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究。

引用格式: 渠立红, 张靖周, 谭晓茗. 发散孔结构参数对横向波纹表面气膜绝热冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 590-596. QU Lihong, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Effects of structural parameters of effusion holes on adiabatic film cooling effectiveness over transverse corrugated surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 590-596.

pitch showed more favorable. However, the effect of spanwise-to-streamwise pitch ratio on the laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness was very weak at low blowing ratio.

Key words: transverse corrugated; heat shield; effusion cooling; structural parameter; film cooling effectiveness

发散冷却或多孔全覆盖气膜冷却在航空发动机燃烧室火焰筒冷却中已得到广泛应用^[1-2],国内外研究人员对发散冷却进行了大量的基础研究,以揭示发散冷却结构的主要结构参数(包括气膜孔倾角^[3-5]、孔型^[6-7]、孔排数^[8-9]以及气膜孔阵列排布^[10-12]等)对发散冷却特性的影响。目前针对发散冷却特性的研究大多数是针对平直壁开展的,而加力燃烧室的隔热屏结构往往具有周期性波纹褶曲的特征,同时周期性波纹壁上应用的发散孔往往具有长径比小的结构特点,气膜射流的喷射角度基本垂直于壁面。由于壁面曲率的影响,气膜射流与主流的相干性与平直壁相比存在一定的差异。Shinbo 等^[13]对纵向隔热屏的表面传热系数进行了实验研究,研究表明,褶曲的表面传热系数高于平直表面,主要归因于表面褶曲对近壁区流动的影响;Funazaki 等^[14]实验研究了纵向波纹板上的离散孔气膜冷却,指出波谷区的低动量主流流动对气膜射流的发展以及冷却效率具有较大的影响;唐婵等^[15-16]、常国强等^[17]用较为系统地研究了开孔方式、开孔率、波纹结构等结构参数及雷诺数、吹风比等流动参数对纵向波纹隔热屏冷却特性的影响规律。相对于纵向波纹隔热屏而言,横向波纹隔热屏发散冷却的研究更为缺乏。

本文针对特定横向波纹结构的隔热屏发散冷却进行数值模拟分析,主要研究发散孔孔节距、孔径以及开孔率等结构参数对发散冷却效率的影响规律,为隔热屏设计提供技术支持。

1 物理模型与计算方法

1.1 物理模型

考虑到横向波纹隔热屏周向具有周期性分布的几何特征,选取一个波纹波长(L)的周期单元作为计算域,坐标系原点定义在第 1 排气膜孔对应的波纹波谷处,如图 1(a)所示。计算模型包括主流通道和多排气膜孔,冷却气流或次流通过气膜孔直接进气,进入主流通道后与主流进行混合流出主流通道。本文所研究的横向波纹结构如图 1(b)所示,波长 $L=66\text{ mm}$,波高 $H=8\text{ mm}$ 。主流

通道高度为 80 mm ,宽度取为波纹波长(66 mm);开孔段长度为 198 mm ,其上、下游各有一段长 160 mm 的光滑段。发散孔排布呈交错方式, p 和 s 分别为横向节距和流向节距,其中横向节距取波纹弧长上间距,所有气膜孔喷注方向均垂直于波纹板壁面,气膜孔径为 d 。

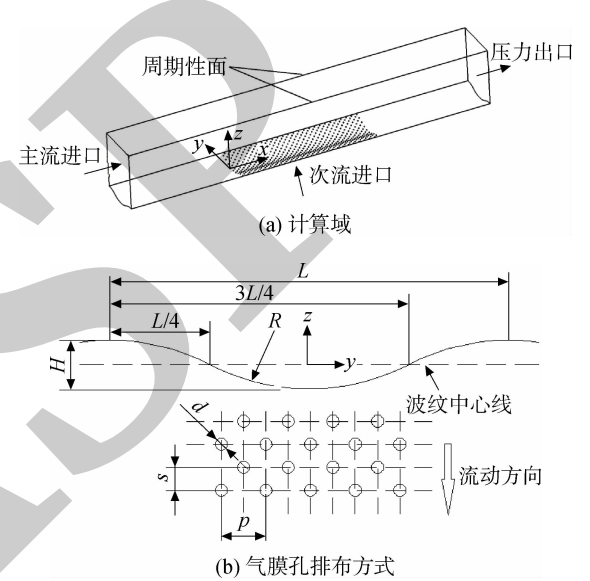


图 1 计算模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of computational model

1.2 网格划分和独立性验证

网格划分的质量在一定程度上会影响计算的收敛速度,甚至会导致计算不收敛或得到错误的计算结果。计算区域均采用结构化网格进行离散化,由于本文主要研究波纹板壁面的气膜冷却效率,因此对气膜孔内以及气膜孔周围、波纹板壁面附近等流动复杂区域进行网格加密。通过改变第 1 层网格高度、网格法向增长因子、网格的疏密来调整网格数量进行网格独立性验证,由图 2 可以看出,网格总数 N 为 7.5×10^6 左右时,计算结果与网格无关。图中 α 表示节距比, ϕ 表示开孔率, M 表示吹风比, η_{ad} 表示绝热冷却效率。

图 3 所示为主流通道截面网格划分示意,计算区域均采用结构化网格,在横截面上,近壁面第 1 层网格高度为 0.1 mm ,在波纹表面法线方向上,以 1.06 的比例因子逐渐增大网格尺寸划分

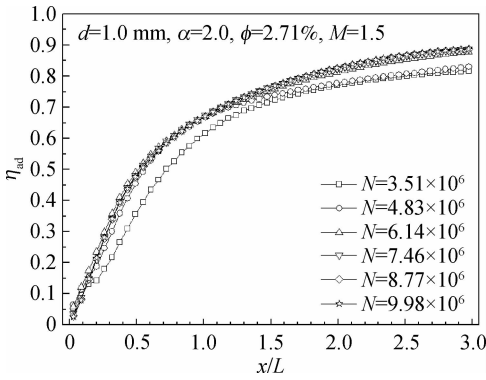


图 2 网格独立性验证

Fig. 2 Grid independence verification

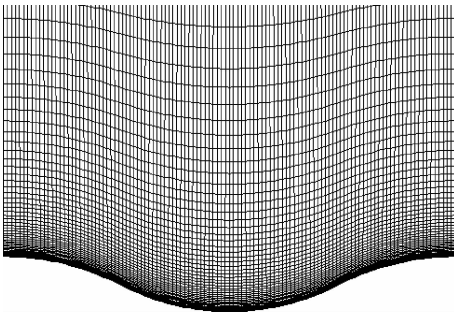


图 3 网格划分示意图

Fig. 3 Schematic diagram of grid division

网格。

1.3 计算方法和边界条件

利用 Fluent 软件,选用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和非平衡壁面函数法进行数值模拟,该湍流模型已为前人所证实,能够较好地用于气膜冷却问题的数值模拟^[18-20]。压力场的求解采用 semi-implicit method for pressure linked equations consistent (SIMPLEC) 算法进行压力-速度耦合求解,离散方程均采用 2 阶迎风差分格式进行计算,解的收敛标准为各项残差均小于 10^{-5} 。边界条件如下:

1) 主流和次流进口条件均采用质量流量进口,主流进口流量为 0.75 kg/s ,压力为 $407\,650 \text{ Pa}$,温度为 1100 K ;次流直接通过气膜孔进气,进口流量根据吹风比计算得到,进口压力为 $407\,800 \text{ Pa}$,温度为 450 K 。

2) 通道出口采用压力出口,出口静压为 $405\,300 \text{ Pa}$ 。

3) 波纹壁面采用绝热边界条件;两侧面设置为平移周期面。

1.4 算例验证

为验证计算方法,对平板发散孔气膜冷却结

构进行了计算,并与实验结果加以对比。图 4 为展向平均气膜冷却效率沿程分布的计算值和实验值对比,可见,采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型得到的计算结果与实验结果吻合的最好。

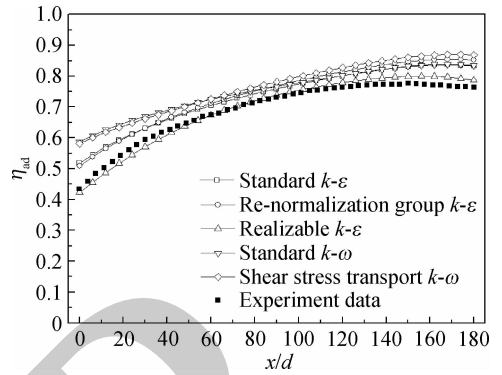


图 4 计算与实验结果对比

Fig. 4 Comparison of computation and experimental results

1.5 参数定义

针对所研究的发散孔结构,通过横向-流向节距比 α (简称节距比) 和开孔率 ϕ 表征发散孔排布的特征。

$$\alpha = p/s \quad (1)$$

$$\phi = \pi d^2 / (4ps) \quad (2)$$

式中 p 和 s 分别为展向节距和流向节距。

定义吹风比

$$M = (\rho_2 u_2) / (\rho_\infty u_\infty) = (\dot{m}_2 / A_2) / (\dot{m}_\infty / A_\infty) \quad (3)$$

式中 ρ 为密度, u 为速度, $\dot{m}$ 为质量流量, A 为横截面积。下标 ∞ 和 2 分别表示主流和次流。

同时为了保证壁面单位面积冷气用量相同的条件下进行不同开孔率的对比,定义单位面积冷气用量

$$G_2 = \dot{m}_2 / A_w \quad (4)$$

式中 A_w 为需要冷却即开孔段的面积。

展向平均绝热冷却效率定义为

$$\eta_{ad} = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_2) \quad (5)$$

式中 T_∞ 和 T_2 分别为主流和次流的入口温度, T_{aw} 表示绝热壁面展向平均温度。

2 计算结果及分析

2.1 节距比影响

本节在气膜孔径 $d = 1.0 \text{ mm}$ 和开孔率 $\phi = 2.71\%$ 的情况下研究发散孔排布节距比对横向波纹隔热屏气膜冷却特性的影响。由于开孔率保持

不变,因此相同吹风比下各种节距比的壁面单位面积冷气用量相同。

图 5 为 3 种典型节距比下的绝热壁面温度分布。注意到在沿流向的壁面温度变化中,处于横向波纹波谷处的绝热壁温相对较低,这是由于处于横向波纹波谷区域的气膜孔射流喷吹后,同排相邻气膜射流更易于形成相干,如图 6 所示,从而在波纹波谷形成更强的集聚效应,有利于强化该区域的气膜冷却效果。同时,也可以看出,当发散孔阵列由正菱形排布($\alpha=2.0$)向长菱形排布($\alpha=1.0$)、超长菱形排布($\alpha=0.5$)变化时,低温区域向上游移动,并且低温区面积增大,说明开孔方式由正菱形变为超长菱形时,其气膜绝热冷却效率较高。这是由于在孔径和开孔率不变的前提下,改变节距比实际上就是改变了展向和流向上孔的分布数量,节距比越小,展向上气膜孔排布越密集,相邻气膜出流的相互作用越强,壁面气膜展向覆盖效果较好,因而气膜冷却效率较高。

图 7 反映了发散孔排布节距比对展向平均绝热冷却效率的影响。从图中可以发散冷却在经历

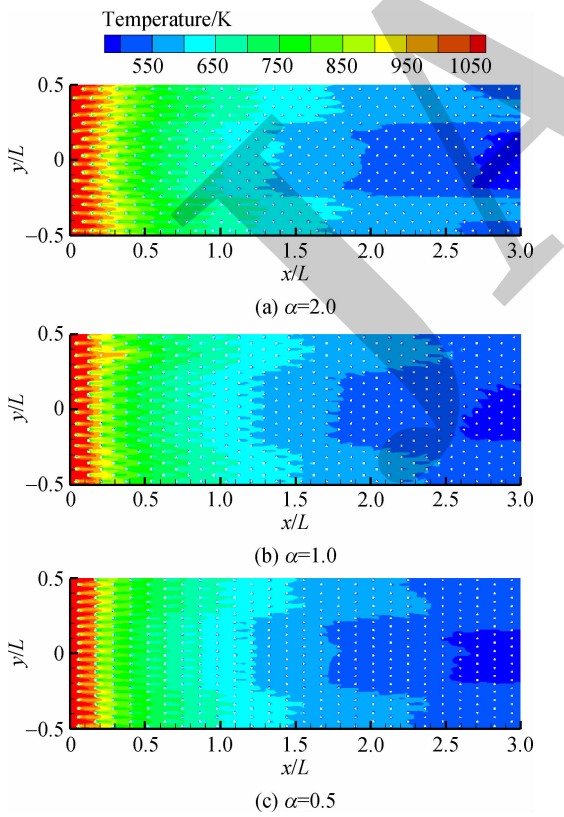


图 5 不同节距比下绝热壁面温度分布($M=1.5$)
Fig.5 Adiabatic wall temperature distribution for different spanwise-to-streamwise pitch ratios ($M=1.5$)

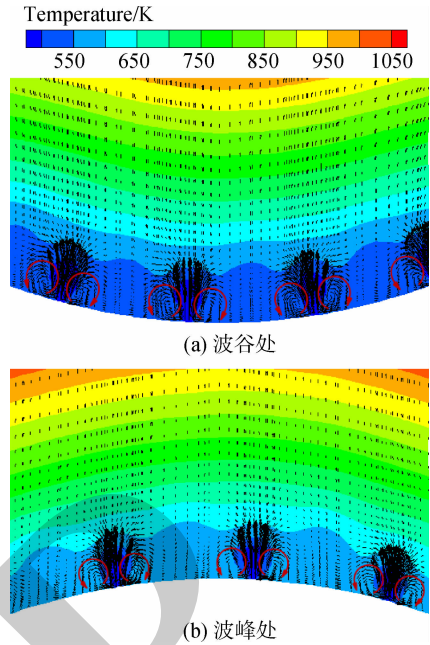


图 6 典型流向截面温度分布及速度矢量图
($\alpha=2.0, x/L=2.0, M=1.5$)

Fig.6 Typical cross sectional temperature distribution and velocity vector ($\alpha=2.0, x/L=2.0, M=1.5$)

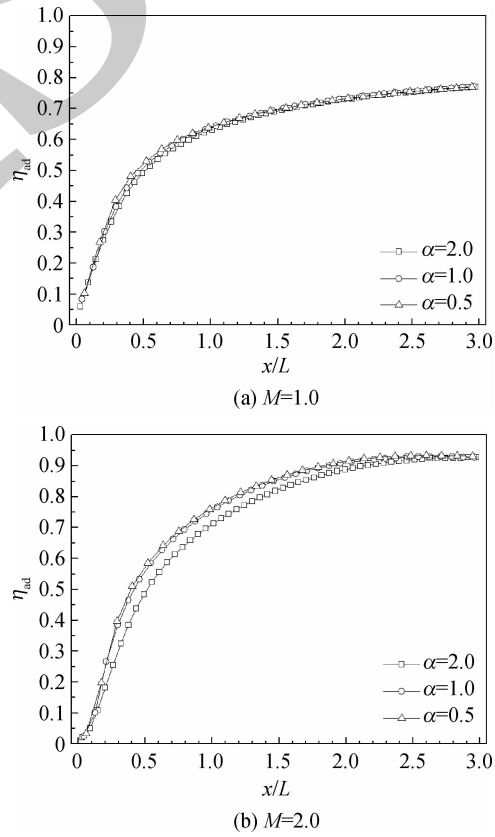


图 7 节距比对展向平均绝热冷却效率的影响
($d=1.0\text{ mm}, \phi=2.71\%$)
Fig.7 Effect of spanwise-to-streamwise pitch ratio on laterally-averaged adiabatic cooling effectiveness
($d=1.0\text{ mm}, \phi=2.71\%$)

了前排孔气膜射流的聚合发展后沿流向逐渐趋于恒定,且随着吹风比由 $M=1.0$ 增加至 2.0 而提高。在 $M=1.0$ 时,发散孔排布节距比对展向平均绝热冷却效率的影响非常微弱,而在高吹风比时其影响则较为显著,在 $x/L=0.3\sim 1.2$ 区间, $\alpha=1.0$ 和 $\alpha=0.5$ 排布方式的气膜绝热冷却效率较正菱形排布($\alpha=2.0$)相对提高幅度在 10% 以上;当 x/L 超过 2.1 以后,由于发散冷却充分发展,不同发散孔排布节距比下的气膜绝热冷却效率趋于相同。

2.2 孔径影响

本节在发散孔排布节距比 $\alpha=2.0$ 和开孔率 $\phi=2.71\%$ 的情况下研究孔径对横向波纹隔热屏气膜冷却特性的影响。

图 8 给出了不同孔径下绝热壁面温度分布。结合图 5(a)可以看出,在相同开孔方式和开孔率下,相同吹风比下孔径越小,相同位置处的绝热壁温越低。当孔径由 $d=1.2\text{ mm}$ 逐渐减小至 $d=0.8\text{ mm}$ 时,低温区域向上游移动,并且低温区面积增大。这是由于孔径越小意味着单位面积上气膜孔越密集,气膜出流在横向上更易于形成相互融合,从而能够在较少的流向气膜孔排数或较短的流向距离内形成更为完全的气膜覆盖。

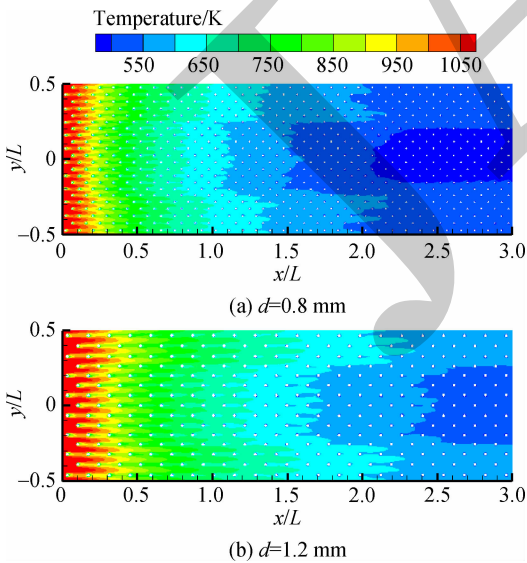


图 8 不同孔径下绝热壁面温度分布($M=1.5$)
Fig.8 Adiabatic wall temperature distribution for different hole diameters ($M=1.5$)

图 9 显示了孔径对展向平均绝热冷却效率的影响。在 $M=1.0$ 时,孔径 $d=0.8\text{ mm}$ 和 $d=1.0\text{ mm}$ 的展向平均绝热冷却效率相差甚微,两者相对于 $d=1.2\text{ mm}$ 的情形则具有较大幅度的提升,

在 $x/L=0.3\sim 1.2$ 区间的相对提高幅度在 10% 以上。在 $M=2.0$ 时,孔径对展向平均绝热冷却效率的影响更为显著,此时,孔径 $d=0.8\text{ mm}$ 的展向平均绝热冷却效率相对于 $d=1.2\text{ mm}$ 的情形,在 $x/L=0.3\sim 1.2$ 区间的相对提高幅度在 20% 以上,相对于 $d=1.0\text{ mm}$ 的增加幅度在 10% 左右。

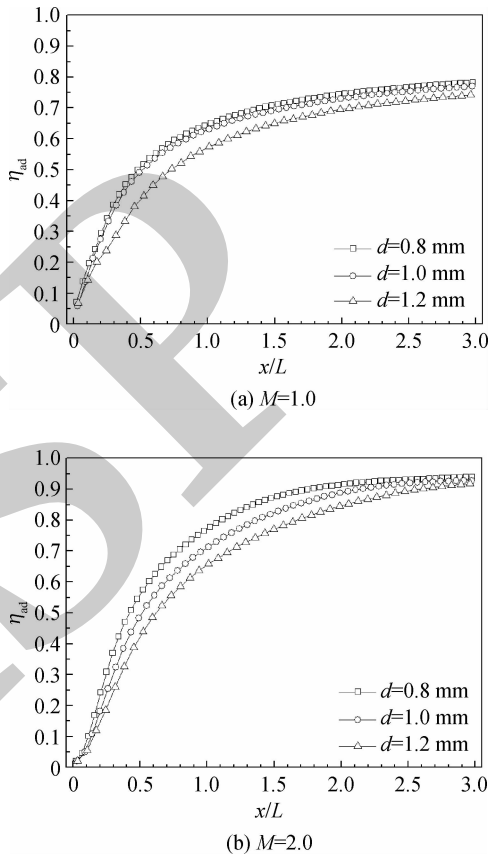


图 9 孔径对展向平均绝热冷却效率的影响
($\alpha=2.0, \phi=2.71\%$)

Fig.9 Effect of hole diameter on laterally-averaged adiabatic cooling effectiveness
($\alpha=2.0, \phi=2.71\%$)

2.3 开孔率影响

本节在发散孔排布节距比 $\alpha=2.0$ 和孔径 $d=1.0\text{ mm}$ 的情况下研究开孔率对横向波纹隔热屏气膜冷却特性的影响。由于开孔率变化,相同吹风比下的壁面单位面积冷气用量将发生改变。为了保证在壁面单位面积冷气用量相同的前提下,对比分析开孔率的影响,选取如表 1 所示的计算工况。

图 10 给出了不同开孔率下的绝热壁面温度分布。结合图 5(a)可以看出,随着发散孔开孔率的增加,气膜孔之间的间距减小;同时在相同的壁面单位面积冷气用量下的吹风比降低。前者显然

表 1 计算工况

Table 1 Computational condition

$G_2/$ ($\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)	M		
	$\phi=1.62\%$	$\phi=2.71\%$	$\phi=4.07\%$
3.825	1.67	1.0	0.66
5.738	2.51	1.5	0.99
7.650	3.34	2.0	1.32

有利于气膜冷却效率的提升,而后者则会导致不同的影响。在一定的吹风比范围内,随着吹风比的提高,发散冷却效率呈现增强的趋势;但是吹风比过大则易导致前排气膜射流向主流的穿透能力增强,从而形成气膜射流的冷却效率下降。从图 10(a)可以看出,在 $\phi=1.62\%$ 的情况下,前 5 排气膜孔几乎未能形成对壁面的气膜覆盖,即使在下游区域,阵列气膜射流在展向上也未能形成较为完全的发展。在 $\phi=2.71\%$ 的情况下,阵列气膜的发展呈现出很大的改善,如图 5(a)所示;当 $\phi=4.07\%$ 时,前排气膜射流因吹风比的减小,向主流穿透能力得到下降而有利于更好地贴近壁面,同时气膜孔间距的减小改善了气膜孔下游的冷气堆积效果,更容易形成连续均匀的气膜覆盖,如图 10(b)所示。

图 11 为开孔率对展向平均绝热冷却效率的

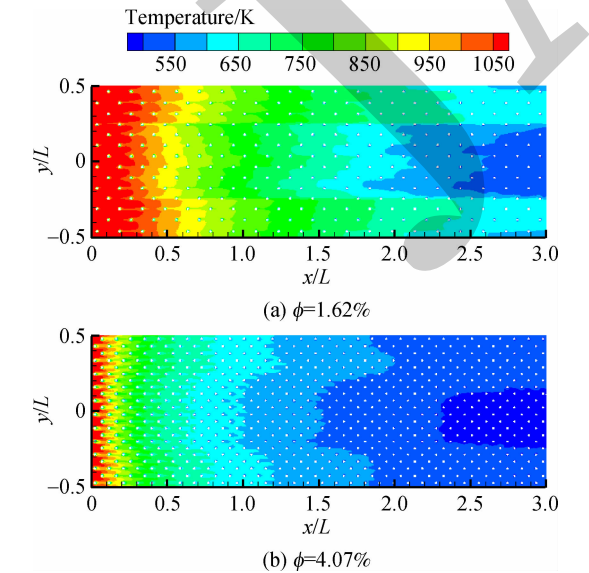


图 10 不同开孔率下绝热壁面温度分布
($G_2=5.738 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)
Fig. 10 Adiabatic wall temperature distribution for
different perforated percentages
($G_2=5.738 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)

影响。可以看出,在相同的单位面积冷气用量条件下,随着开孔率的增加,展向平均绝热冷却效率在发散冷却的前排起始段急剧增大,在较短的流向距离上趋于恒定。在较大的单位面积冷气用量下,开孔率的增加对提高展向平均绝热冷却效率的作用更为显著。

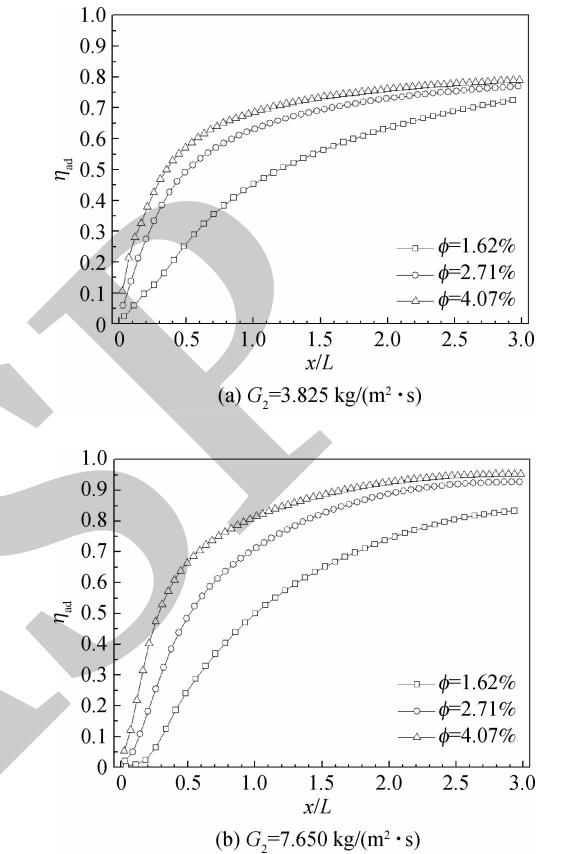


图 11 开孔率对展向平均绝热冷却效率的影响
($\alpha=2.0, d=1.0 \text{ mm}$)
Fig. 11 Effect of perforated percentage on laterally-averaged adiabatic cooling effectiveness
($\alpha=2.0, d=1.0 \text{ mm}$)

3 结 论

本文针对特定横向波纹结构的隔热屏发散冷却进行数值模拟分析,得出以下主要结论:

- 1) 处于横向波纹波谷区域的气膜孔射流喷吹后,同排相邻气膜射流更易于形成相干,从而在波纹波谷形成更强的聚合,有利于强化该区域的气膜冷却效果。
- 2) 在相同的壁面单位面积冷气用量下,减小孔径、增大开孔率均显著改善气膜冷却效率,尤其是在发散气膜的前排起始段;同时能够在较短的流向距离内形成更为完全的气膜覆盖。

3) 发散孔超长菱形排布相对较优,对于横向波纹结构,在 $M=1.0$ 时,发散孔排布节距比对照展向平均绝热冷却效率的影响非常微弱,而在高吹风比时的影响则较为显著。

参考文献:

- [1] CERRI G, GIOVANNELLI A, BATTISTI L, et al. Advances in effusive cooling techniques of gas turbines[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2007, 27(4): 692-698.
- [2] LEGER B, MIRON P, EMIDIO J M. Geometric and aerothermal influences on multi-holed plate temperature; application on combustor wall[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46(7): 1215-1222.
- [3] 林宇震, 宋波, 李彬, 等. 不同倾斜角多斜孔壁冷却方式绝热温比研究[J]. *航空学报*, 1999, 20(3): 201-204.
LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bin, et al. Investigation of adiabatic wall effectiveness of the inclined multihole wall film cooling with different angles to the wall surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(3): 201-204. (in Chinese)
- [4] HARRINGTON M K, MCWATERS M A, BOGARD D G, et al. Full-coverage film cooling with short normal injection holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(4): 798-805.
- [5] ZHANG C, SONG B, LIN Y Z, et al. Cooling effectiveness of effusion walls with deflection hole angles measured by infrared imaging[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009, 29(5/6): 966-972.
- [6] BOHN D, MORITZ N. Influence of hole shaping of staggered multi-hole configurations on cooling film development[R]. AIAA-2000-2579, 2000.
- [7] 丁阳, 常海萍, 杜治能. 具有相反横向射流角的全覆盖气膜孔冷却特性[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(3): 511-518.
DING Yang, CHANG Haiping, DU Zhineng. Cooling characteristics of full coverage film holes with opposite lateral ejection angle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(3): 511-518. (in Chinese)
- [8] PETRE B, DORIGNAC E, VULLIERME J J. Study of influence of the number of holes rows on the convective heat transfer in the case of full coverage film cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46(18): 3477-3496.
- [9] YANG C F, ZHANG J Z. Influence of multi-holes arrangement on cooling film development[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(2): 182-188.
- [10] LIN Y Z, SONG B, LI B, et al. Investigation of film cooling effectiveness of full-coverage inclined multihole walls with different hole arrangements[R]. ASME Paper GT2003-38881, 2003.
- [11] 杨成凤, 张靖周, 杨卫华. 全覆盖气膜孔阵列方式对冷却特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1524-1529.
YANG Chengfeng, ZHANG Jingzhou, YANG Weihua. Effect of the holes array arrangement on the full coverage film cooling characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1524-1529. (in Chinese)
- [12] LIGRANI P, GOODRO M, FOX M, et al. Full-coverage film cooling: film effectiveness and heat transfer coefficients for dense and sparse hole arrays at different blowing ratios [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 061039. 1-061039. 13.
- [13] SHINBO K, KOIDE Y, KASHIWAGI T, et al. Research of heat transfer of a liner for an afterburner[R]. AIAA 97-3005, 1997.
- [14] FUNAZAKI K, IGARASHI T, KOIDE Y, et al. Studies on cooling air ejected over a corrugated wall; its aerodynamic behavior and film effectiveness[R]. ASME Paper 2001-GT-143, 2001.
- [15] 唐婵, 常海萍, 毛军遂. 离散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性研究[J]. *工程热物理学报*, 2007, 28(3): 487-489.
TANG Chan, CHANG Haiping, MAO Junkui. Numerical simulation of discrete holes on the longitudinal ripple wavy liner[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2007, 28(3): 487-489. (in Chinese)
- [16] 唐婵, 常海萍. 发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性[J]. *航空动力学报*, 2009, 22(1): 37-41.
TANG Chan, CHANG Haiping. Numerical simulation of effusion holes on the longitudinal ripple heat shield[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 22(1): 37-41. (in Chinese)
- [17] 常国强, 常海萍, 常飞, 等. 多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(3): 513-518.
CHANG Guoqiang, CHANG Haiping, CHANG Fei, et al. Experimental investigation on film cooling effectiveness of multi-hole at longitudinal wavy surface[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(3): 513-518. (in Chinese)
- [18] HARRISON K, BOGARD D. Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance [R]. ASME Paper GT2008-50366, 2008.
- [19] SILIETI M, KASSAB A J, DIVO E. Film cooling effectiveness: comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models[J]. *International Journal of Thermal Science*, 2009, 48(12): 2237-2248.
- [20] YAO Y, ZHANG J Z, TAN X M. Numerical study of film cooling from converging slot-hole on a gas turbine blade suction side[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2014, 52(2): 61-72.

(编辑:王碧珺)