

多排缝孔平板气膜冷却特性的数值与实验研究

李嘉欣¹, 叶飞², 陈文彬³, 罗丁³, 杜昆¹, 刘存良¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2. 陆军装备部驻株洲地区某军事代表室, 湖南 株洲 412002;
3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要:燃气轮机高温部件热防护的关键在于优化气膜冷却效率,而多排缝孔布局的冷却性能受几何参数(布局方式、排间距、孔间距)和流动参数(吹风比)的复杂耦合影响。本研究采用数值模拟与压力敏感涂料(PSP)实验相结合的方法,系统研究了平板条件下顺排、叉排和错排3种布局方式在不同排间距、孔间距及0.25~2.00吹风比范围内的冷却特性。结果表明:叉排结构具有最优的展向覆盖性和冷却均匀性,其冷却效率显著高于顺排;排间距的影响呈现布局依赖性,顺排冷却效率随排间距增大而提高,由5 mm时的0.338增至20 mm时的0.369,而叉排冷却效率随排间距减小而提高,且在5 mm排间距时达到峰值0.500;在冷气流量受限时,减小孔间距可提升冷却效果,在吹风比为2.00、排间距为5 mm时叉排面积平均冷却效率最高达0.44。

关键词:多排缝孔;气膜冷却;气膜孔布局;PSP实验

中图分类号:V231.1 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.11.006

[引用本文格式]李嘉欣,叶飞,陈文彬,等.多排缝孔平板气膜冷却特性的数值与实验研究[J].热能动力工程,2025,40(11):47-55. LI Jiaxin, YE Fei, CHEN Wenbin, et al. Numerical and experimental study on the film cooling characteristics of flat plate with multi-row trapezoidal slot holes[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(11): 47-55.

Numerical and Experimental Study on the Film Cooling Characteristics of Flat Plate with Multi-row Trapezoidal Slot Holes

LI Jiaxin¹, YE Fei², CHEN Wenbin³, LUO Ding³, DU Kun¹, LIU Cunliang¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710072;
2. Military Representative Office of the Army Equipment Department in Zhuzhou, Zhuzhou, China, Post Code: 412002;
3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou, China, Post Code: 412002)

Abstract: The key to thermal protection of high-temperature components in gas turbines lies in optimizing film cooling effectiveness, while the cooling performance of multi-row trapezoidal slot hole arrangements is affected by the complex coupling of geometric parameters (arrangement pattern, row spacing and hole spacing) and flow parameters (blowing ratio). A method combining numerical simulation and pressure sensitive paint (PSP) experiment was adopted to systematically investigate the cooling characteristics of three arrangement patterns—in-line, staggered and offset—under flat plate conditions, considering different row spacings, hole spacings, and a blowing ratio range of 0.25 to 2.0. The results show that the staggered arrangement exhibits the optimal spanwise coverage and cooling uniformity, with its cooling effectiveness significantly higher than that of the in-line arrangement; the influence of row spacing shows arrangement dependence, the cooling efficiency of the in-line arrangement increases with the increase of

收稿日期:2025-04-27; 修订日期:2025-06-16

基金项目:国家自然科学基金(52476036, U2241268);陕西省重点研发计划(2024GX-YBXM-404)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China (52476036, U2241268); Key Research and Development Program of Shaanxi Province (2024GX-YBXM-404)

作者简介:李嘉欣(2000-),女,西北工业大学硕士研究生。

通信作者:刘存良(1983-),男,西北工业大学教授。

row spacing, rising from 0.338 at 5 mm to 0.369 at 20 mm, while the cooling efficiency of the staggered arrangement increases with the decrease of row spacing and reaches a peak value of 0.500 when the row spacing is 5 mm; in addition, under limited cooling air flow, reducing the hole spacing can enhance the cooling effect, and the area-averaged cooling efficiency of the staggered arrangement reaches a maximum of 0.44 when the blowing ratio is 2.0 and the row spacing is 5 mm.

Key words: multi-row trapezoidal slot hole, film cooling, film hole arrangement, pressure sensitive paint (PSP) experiment

引 言

在航空燃气涡轮发动机工程设计中,要提高推重比和热效率必须提高涡轮前的入口温度,然而涡轮进口温度的提高速度远远高于叶片材料耐高温性能的发展速度^[1]。在继续发展耐高温材料的同时,必须采取有效的冷却技术和热防护措施来保证涡轮叶片在高温燃气环境下安全可靠地工作。为保障涡轮叶片等热端部件的正常工作和使用寿命,并进一步提高其耐温极限,多种冷却技术正被深入研究。气膜冷却的提出使叶片冷却效果得到显著改善,使涡轮叶片能够在极高的温度工况下运行。为解决圆柱孔射流动量集中、冷气易吹离壁面以及展向扩张不足的问题,气膜孔改形一直是气膜冷却的研究重点。

众多学者提出了多种孔型以改善气膜冷却效果。在各类气膜孔型中,扩张型气膜孔(出口面积大于入口面积)最早被提出,有效克服了圆柱孔在大动量比下冷气射流脱离壁面的缺陷^[2]。根据扩张方式的不同,扩张型气膜孔主要可分为扇形孔、水滴形孔、前倾扇形孔和锥形孔等^[3]。

早期研究中,Goldstein 等人^[2]通过对比圆柱孔与扇形孔(10° 展向扩张角)的冷气分布特性,发现扇形孔可显著提升展向覆盖范围和冷却面积。Thole 等人^[4]针对圆柱孔、扇形孔和前倾扇形孔的流场结构研究表明,扩张型孔能有效降低出口法向速度,抑制冷气射流穿透主流,并显著削弱肾型涡对,从而提高冷却效率。Wright 等人^[5]采用压力敏感漆(PSP)技术测量了不同孔型在不同吹风比和密度比下的冷却效率,证实扇形孔对吹风比变化的敏感性低于圆柱孔,且增大冷气与主流密度比可改善展向平均冷却效率。Schroeder 等人^[6]基于大量研究对标准“7-7-7”前倾扇形孔进行优化,将其最佳吹风比从圆柱孔的 0.5 提升至 1.5。戴萍等人^[7]

总结了气膜孔结构对气膜冷却传热特性的影响,发现气膜孔的长度、间隔和形状都是影响气膜冷却效果的因素。Bunker^[8]认为收缩缝形孔是理想的气膜孔型之一。Liu 等人^[9-10]通过实验和数值模拟证实,收缩缝形孔较圆柱孔具有更优异的展向覆盖性能,其冷却特性主要受出口面积比和入射角影响。杨鑫等人^[11]采用数值模拟的方法研究了涡轮叶片吸力面不同出口宽度的燕尾孔气膜冷却效率,吹风比为 2.0 时,出口宽度为 1.5 倍圆柱段直径的燕尾孔气膜冷却效率相比于出口宽度为 2.0 倍和 2.5 倍圆柱段直径的燕尾孔分别提高 38% 和 62%。

在平板实验研究方面,朱延鑫等人^[12]对比分析了圆形、扇形、水滴形和收敛缝形孔的流动传热特性,总结了冷却效率与换热增强比的变化规律,发现收敛缝形孔在气膜出口附近区域的平均绝热冷却效率明显高于其他 3 种孔,随着吹风比的增大,这种差距越发明显。刘聪等人^[13]对簸箕孔的研究表明,低吹风比时平板冷却效率低于叶片凸面,高吹风比时射流动量增大会导致气膜脱离;通过出口倒角和增加后倾角改进的燕尾孔可进一步提升壁面冷却效率。陈磊等人^[14]采用 PSP 技术研究发现,涡轮动叶吸力面的气膜覆盖面积和展向平均冷却效率均高于压力面,其中压力面大曲率区域的冷却效率最差。这些研究虽然为气膜孔型的优化提供了理论基础,但是缺少对多排孔布局应用的实验探索以及其对气膜冷却效率影响规律的研究。

文献[15-17]在异型孔冷却效率研究方面积累了丰富的经验,为本研究提供了重要基础。本研究采用实验与数值模拟相结合的方法,系统性地研究了多排缝孔布局,全面分析了顺排、叉排和错排 3 种不同孔布局方式的冷却特性。并且详细分析了几何参数(包括布局方式、排间距和孔间距)和流动参数(吹风比)对冷却效率的影响,特别是定量比较了不同布局下排间距平板壁面的冷却效果差异。基于研

究结果,提出了优化的气膜冷却配置方案,为涡轮叶片多排缝孔布局设计提供了理论支持。

1 实验研究

1.1 实验方法与实验系统

本文基于传热传质类比原理的压力敏感漆 (PSP) 技术,利用氧分子的猝熄效应获取光强度,计算出绝热气膜冷却效率。文献[18]对 PSP 技术测量气膜冷却效率的具体原理进行了详细描述。

测量气膜冷却效率的实验系统如图 1 所示。由图 1 可知,实验通道主要分为收缩段、过渡段和实验段。利用安装在过渡段的皮托管测量主流速度以获取流动特征参数。二次流由异性气体罐和风机供应,主流输送系统采用罗茨风机作为动力源。在主流入口前安装双层高精度过滤网,用于净化气流并消除湍流结构,确保通道内沿流动截面的速度场分布均匀。实验段采用模块化装配设计,通过可拆卸的盖板组件将可更换实验件固定在主、次流通道之间。这种特殊构造允许研究人员仅需更换不同气膜孔板即可完成多工况测试,极大地提升了实验装置的通用性和操作便捷性。

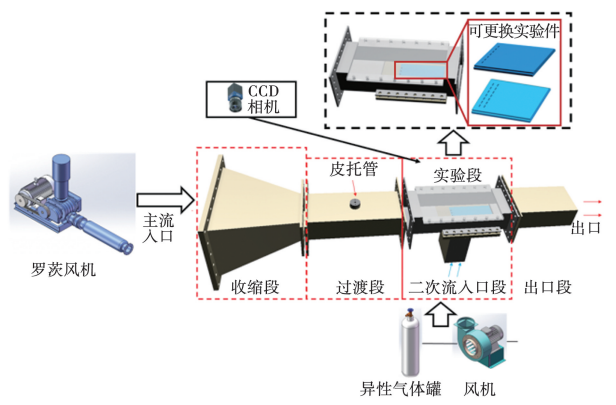


图 1 实验系统图
Fig.1 Diagram of experimental system

1.2 实验结果处理及不确定度分析

本文中采用的异性气体为氮气,其摩尔质量为 28 g/mol,空气摩尔质量约为 29 g/mol,两者密度比近似为 1,式(1)将气膜冷却效率表示为不同条件下氧分压比的函数,即:

$$\eta = 1 - \frac{p_{O_2,N_2+air}}{p_{O_2,air}} = 1 - \frac{p_{O_2,N_2+air}/p_{O_2,R}}{p_{O_2,air}/p_{O_2,R}} \quad (1)$$

式中: p_{O_2,N_2+air} —氮气二次流和空气的混合气中的氧分压; $p_{O_2,air}$ —空气中的氧分压; $p_{O_2,R}$ —参考条件下的氧分压。

而 PSP 涂料表面氧分压比与涂料发射光强比之间具有一一对应的关系,故而能够通过拍摄不同条件下的 PSP 荧光图像,结合标定曲线方程求解出气膜冷却效率。实验中, $p_{O_2,air}$ 和 p_{O_2,N_2+air} 使用相同的标定曲线,其相对不确定度的值相同^[19],记为 Δp ,根据误差传递公式可得气膜冷却效率的不确定度,即:

$$\frac{\Delta \eta}{\eta} = \sqrt{2}(1 - \eta) \cdot \eta \frac{\Delta p}{p} \quad (2)$$

式中: $\Delta \eta$ —气膜冷却效率的不确定度; η —气膜冷却效率; p —当地氧分压。

一般认为,通过保证测量方法的准确性及测量系统和测量环境的一致性可以消除系统误差。因此,被测量参数的不确定度主要由随机误差决定。在本实验中,氧分压压比的最大相对不确定度为 0.01。根据式(2)可以计算得到不同气膜冷却效率条件下测量结果的相对不确定度,具体数值如表 1 所示。从表 1 中可以看出,当使用 PSP 测量气膜冷却效率时,实验结果的不确定度与测得气膜冷却效率的成反比关系。

表 1 实验不确定度分析
Tab.1 Analysis of experimental uncertainty

η	$\Delta \eta / \eta$
0.1	0.241
0.3	0.056
0.5	0.021
0.7	0.008
0.9	0.002

2 数值方法

2.1 物理模型

图 2 给出了本研究缝形孔的相关结构图。孔排所用缝型孔孔型参数如下:出口长度 L 为 9 mm,出口宽度 W 为 2 mm,缝的长度 L_1 为 5 mm,缝的高度 H 为 3 mm 入口宽度 W_1 和长度 L_2 均为 2 mm,缝孔的入射角 α 为 45°。

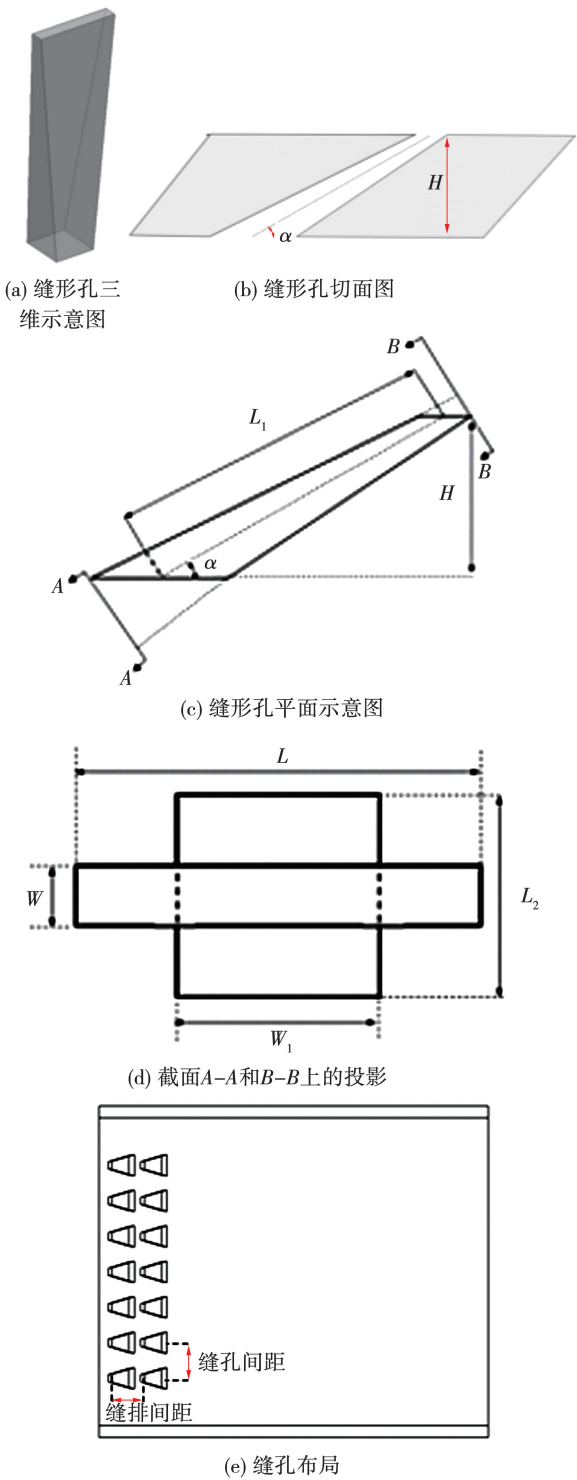


图 2 多排缝孔的结构
Fig.2 Multi-row trapezoidal slot
hole structures

多排缝孔结构的平板数值计算模型及边界条件如图 3 所示。多排缝孔模型的布局方式、排间距以及孔间距的差异化主要体现在中间气膜孔部分,主

流和二次流通道均相同。通道入口为质量流量入口,主流入口布置于距离气膜孔出口 $40L$ 处,以确保主流充分发展;压力出口布置在距离气膜孔出口 $50L$ 处,以防止回流现象。二次流腔长度为 $8L$ 、高度为 L 、宽度为 $27L$ 。主流腔高度为 $8L$,宽度与二次流腔宽度相同。多排缝孔平板数值模拟计算条件如表 2 所示。

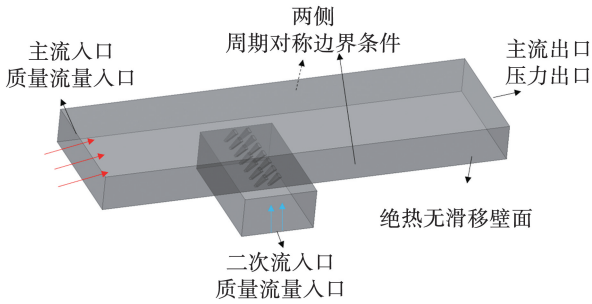


图 3 多排缝孔平板数值计算的模型及边界条件
Fig.3 Model of numerical calculation and
condition of flat plate with multi-row
trapezoidal slot hole

表 2 多排缝孔平板数值模拟计算条件
Tab.2 Conditions for numerical simulation calculation
of flat plate with multi-row trapezoidal slot hole

参 数	数 值
主流进口总温 T_g/K	323
主流质量流量/ $kg \cdot s^{-1}$	0.106 2
冷气入口总温 T_c/K	303
出口背压/Pa	101 325
进口湍流度/%	5

2.2 湍流模型及网格无关性验证

根据对湍流模型的调研以及国内外研究,在数值模拟计算中,选择了 RNG $k-\varepsilon$ 模型作为湍流模型。为了进一步验证湍流模型的合理性,对已获得的实验数据进行数值模拟,将得到的结果与实验数据进行对比。图 4 给出了不同动量比 I 下,气膜孔展向平均气膜冷却效率的数值和实验结果。由图 4 可知,数值模拟得到的不同动量比下平板表面展向平均冷却效率 $\bar{\eta}$ 的变化规律与实验基本一致。图中横坐标 x/d 表示实验中上游边界起始沿流向距离与孔径 d 的比值($d=2\text{ mm}$)。

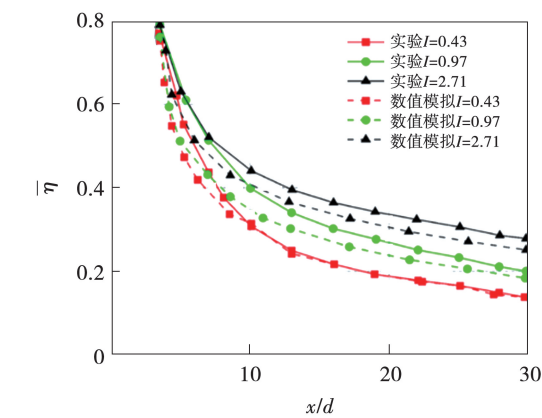


图 4 数值与实验结果对比图

Fig.4 Comparison plot of numerical and experimental results

计算域采用多面体 - 六面体网格划分方法,并在平板表面及气膜孔内部进行了网格加密处理。同时,网格划分中添加了边界层,以确保整体的 y^+ 值小于 5,从而符合湍流模型的要求,保证计算结果的准确性。具体网格设置中,最小网格尺寸为 0.3 mm,边界层加密时第一层网格的高度为 0.02 mm,具体如图 5 所示。求解过程中使用 Coupled 压力 - 速度耦合算法,动量、湍动能、湍动能耗散率、能量以及组分离散方法为二阶迎风格式。当连续方程残差收敛至 10^{-4} 以下,并且检测面的面积平均氮气质量浓度波动小于 0.1% 时,认定为计算收敛。

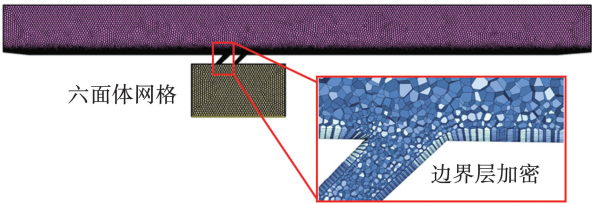


图 5 计算域网格划分

Fig.5 Grid division of computational domain

为了验证网格节点数目对计算结果的影响,同时尽量减少计算资源的需求,通过改变网格尺寸与节点密度生成了 4 套疏密程度不同的网格,并在标准工况(吹风比为 1.0)下对常规缝形孔结构进行了数值模拟。计算得到的面积平均冷却效率变化如表 3 所示。由表 3 可知,网格数由 1 220 万上升到 2 360 万带来的面积平均冷却效率的变化率已小于 0.5%,此时可认为网格 3 的网格密度已经达到计算要求。因此,后续模型的网格划分均采用本套网格所使用的网格尺寸与密度。

表 3 网格无关性验证
Tab.3 Grid independence verification

网格	网格数/万	面积平均冷却效率	变化率/%
1	400	0.287	—
2	800	0.304	5.7
3	1 220	0.311	2.4
4	2 360	0.312	0.3

注:表中“—”表示无数据。

3 结果分析

3.1 多排缝孔平板气膜冷却特性

3.1.1 布局方式对多排缝孔气膜冷却效率的影响
在不同的吹风比($M=0.5, 1.0, 2.0, 3.0$)下,气膜冷却效率的变化值得关注。吹风比 M 定义如下:

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_\infty v_\infty} \tag{3}$$

式中: ρ_c —冷气射流密度; v_c —冷气射流速度; ρ_∞ —主流密度; v_∞ —主流速度。

图 6 为 3 种布局方式对多排缝孔在不同吹风比下的气膜冷却效率的影响。

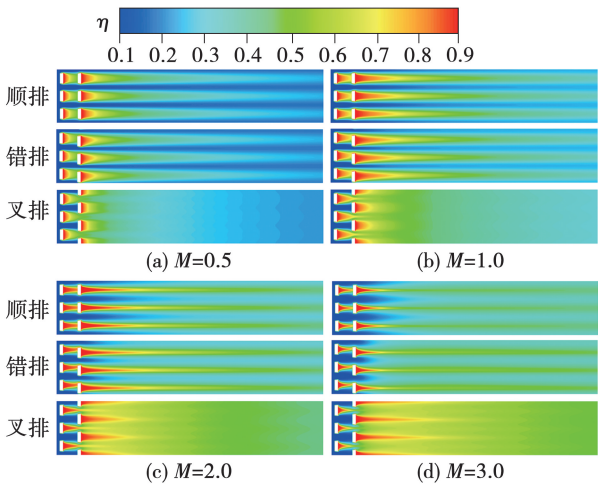


图 6 缝孔布局方式对气膜冷却效率影响

Fig.6 Influences of different trapezoidal slot hole layout methods on film cooling effectiveness

从图 6 中可以看出,顺排布局展现出良好的气膜叠加效果,流向覆盖范围广泛,能够有效地覆盖热表面,从而显著提高气膜冷却效率。叉排布局则表现出冷却效率的均匀性,展向覆盖良好,气流能够更均匀地分布在表面上,进一步增强了冷却效果。相较之下,错排布局的研究价值较低。随着吹风比的

增加,气膜的冷却效率可能会有所不同,这与气流的速度、温度以及气膜的稳定性密切相关。因此,后续研究应重点关注顺排和叉排布局在不同孔间距和排间距下的冷却性能,以期找到最佳的冷却方案。

3.1.2 排间距对多排缝孔气膜冷却效率分布影响

图 7 为不同排间距 d_p 对顺排和叉排缝孔气膜冷却效率的影响。

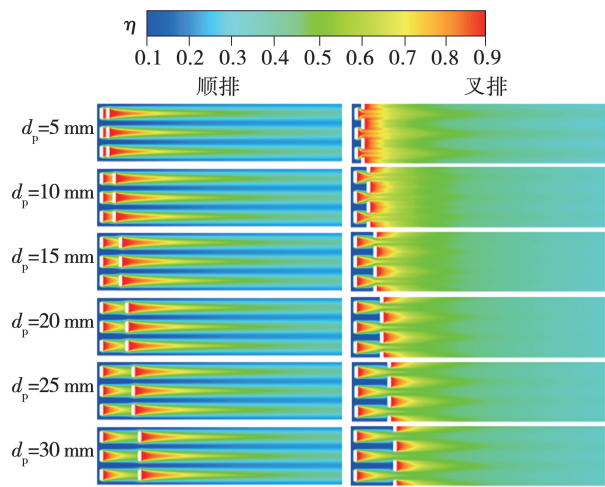


图 7 不同排间距对气膜冷却效率的影响
Fig. 7 Influence of different row spacing on film cooling effectiveness

由图 7 可知,对于顺排结构,随着排间距的增大,气膜冷却效率逐渐提升,尤其在排间距达到 20 mm 时,气膜冷却效率达到了最大值。这一现象表明,适当增加排间距能够有效改善气膜的覆盖效果,从而提高气膜冷却效率。当排间距为 20 mm 时,气膜的覆盖效果最佳,流动更均匀,能够有效地降低平板壁面的表面温度。通过对气膜冷却云图的处理,计算得到面积平均冷却效率(单位换热面积上气膜平均冷却效率)从 5 mm 时的 0.338 提高至 20 mm 时的 0.369。这表明,虽然排间距增大时气膜冷却效率有所提升,但在排间距大于 20 mm 之后,气膜冷却效率明显减小,说明排间距的进一步增加对冷却效果的改善作用逐渐减弱。对于叉排结构,随着排间距的减小,冷却效果逐渐提升。在较小的排间距下,气膜的流动更集中,能够有效地降低平板表面温度。而在较大的排间距下,气膜的流动变得更分散,导致局部热量集中,冷却效果下降。在排间距为 5 mm 时,面积平均冷却效率达到了最高值 0.500,

表明气膜冷却的最佳性能得以实现。这一现象可以归因于较小的排间距使气膜接近于理想状态下的二维狭缝冷却,气膜能够更有效地覆盖热表面,从而提高冷却效率。然而,尽管理论上小排间距能够提供更好的冷却效果,但在实际工程应用中,强度和结构稳定性通常无法满足如此小的间距要求。这意味着在设计气膜冷却系统时,必须在冷却效率和结构强度之间进行权衡。

3.1.3 孔间距对多排缝气膜冷却效率的影响

图 8 为不同孔间距 d_k 对多排缝形孔气膜冷却效率的影响。

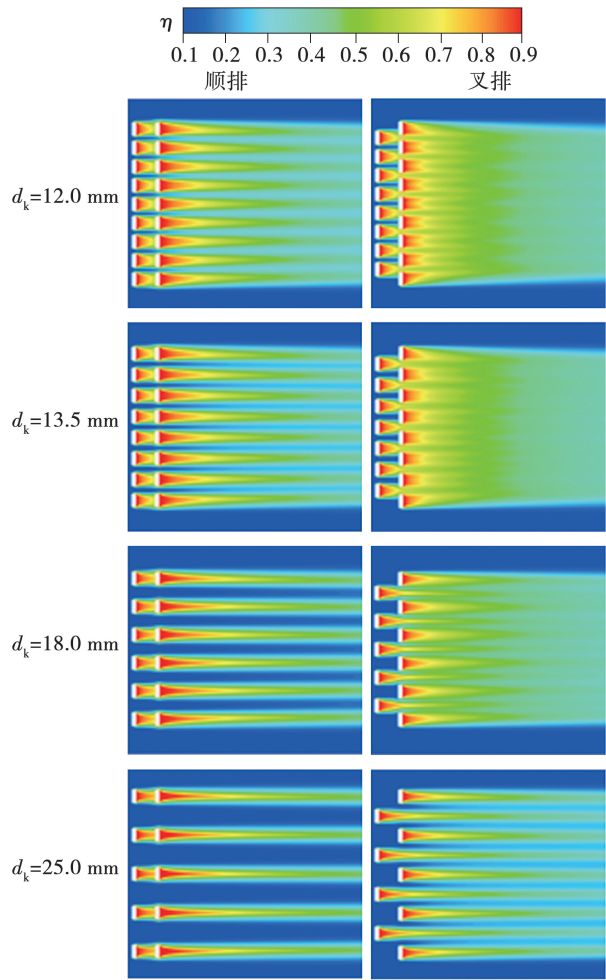


图 8 不同孔间距对气膜冷却效率的影响
Fig. 8 Influence of different hole spacings on film cooling effectiveness

由图 8 可知,顺排和叉排布局在不同孔间距下的冷却效率变化趋势相似。在小孔间距(如 12.0 和 13.5 mm)时,冷却效率明显高于大孔间距(如 18.0 和 25.0 mm)。这进一步验证了孔间距对气膜

冷却效率的影响,强调了在设计气膜冷却系统时,需考虑孔间距与气膜覆盖效果之间的关系。综上所述,孔间距较小时,由于流量合适且孔数量多,气膜覆盖面积大,整体冷却效果最佳。孔间距增大时,孔出口出现气膜吹离现象,导致整体气膜冷却效率下降。孔间距增大后,较大的间距使得高温主流气体更容易侵入相邻射流之间的区域,相邻孔之间的冷却射流独立性增强,冷却气体更容易被高速主流卷吸脱离壁面,从而导致气膜冷却效率下降。

3.2 优选结构多排缝孔实验验证研究

图 9 为不同吹风比下 4 种优选孔排结构的气膜冷却效率分布。

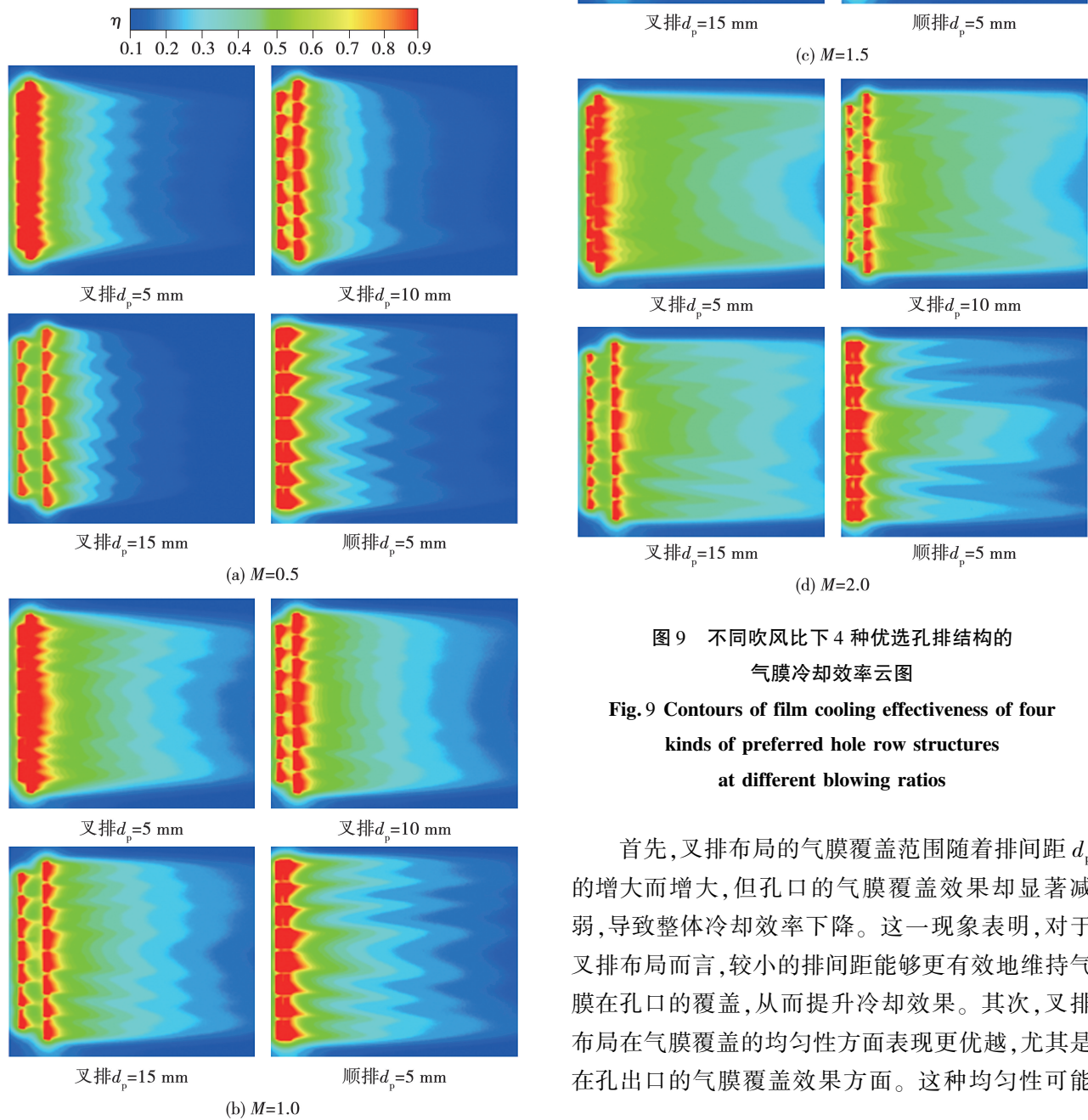


图 9 不同吹风比下 4 种优选孔排结构的
气膜冷却效率云图

Fig.9 Contours of film cooling effectiveness of four
kinds of preferred hole row structures
at different blowing ratios

首先,叉排布局的气膜覆盖范围随着排间距 d_p 的增大而增大,但孔口的气膜覆盖效果却显著减弱,导致整体冷却效率下降。这一现象表明,对于叉排布局而言,较小的排间距能够更有效地维持气膜在孔口的覆盖,从而提升冷却效果。其次,叉排布局在气膜覆盖的均匀性方面表现更优越,尤其是在孔出口的气膜覆盖效果方面。这种均匀性可能

源于叉排布局的设计使气流分布更加均匀,从而提高了整体冷却效率。相对而言,顺排布局在气膜冷却方面的表现则略显不足。此外,随着吹风比的增大,同一孔排结构的气膜覆盖范围更大,气膜冷却效果更佳。综上所述,叉排布局在小排间距下的冷却效果最佳,且在气膜覆盖均匀性方面优于顺排布局。

图 10 为不同吹风比下优选布局的面积平均气膜冷却效率。由图 10 可知,对于所有孔排布局方式,气膜冷却效率均随着吹风比的增大先增加后减少。这一现象可以归因于气膜的形成过程,气膜从出流较少逐渐到覆盖冷却表面。在叉排结构中,吹风比为 2.0、排间距为 5 mm 时,面积平均冷却效率达到了最大值 0.44。然而,随着吹风比的进一步增加,气膜因动量过大而可能脱离壁面,导致冷却效率下降。在叉排与顺排布局的比较中,发现随着排间距的增大,叉排的气膜冷却效率逐渐降低。这可能是由于排间距增大导致气流分布不均匀,影响气膜的形成和稳定性。顺排布局的整体气膜冷却效率普遍较差,图 9 中顺排的气膜冷效云图显示其冷却效果分布不均匀,进一步验证了这一点。

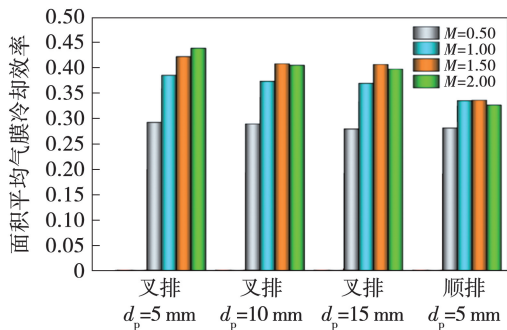


图 10 不同吹风比下优化布局的面积平均气膜冷却效率

Fig. 10 Area-averaged film cooling effectiveness of optimized arrangement at different blowing ratios

4 结 论

本研究进行了多排缝形孔气膜冷却特性的影响研究,使用数值模拟以及实验验证的方法分析了布局方式、排间距和孔间距对多排缝形孔气膜冷却特性的影响。得出如下结论:

(1) 顺排布局展现出良好的气膜叠加效果,流

向覆盖范围广泛,能够有效地覆盖热表面,从而显著提高冷却效率。叉排布局则表现出冷却效率的均匀性,展向覆盖良好,气流能够更均匀地分布在平板表面上,进一步增强了平板表面冷却效果。叉排整体的气膜冷却效率较优于顺排。

(2) 顺排缝形孔的气膜冷却效率,随着排间距的增大逐渐提升,尤其在排间距达到 20 mm 时,冷却效率达到最大值。对于叉排缝形孔的气膜冷却效率,随着排间距的减小,冷却效果逐渐提升。

(3) 对于叉排和顺排两种布局在不同吹风比的整体气膜冷却效率对比,随着孔间距减小,孔数量随之增多,整体的气膜冷却效率逐渐增大。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Film cooling: Breaking the limits of diffusion shaped holes [C] // International Symposium on Heat Transfer in Gas Turbine Systems, Antalya, Turkey, 2009.
- [2] 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.
- [3] 骆剑霞. 涡轮叶片内冷结构对外部气膜冷却特性的影响研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- [4] LUO Jianxia. Research of external film cooling performance of turbine blade with different internal cooling structures [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.
- [5] THOLE K, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Flow field measurements for film-cooling holes with expanded exits [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120 (2): 327 - 336.
- [6] WRIGHT L M, MCCLAIN S T, CLEMENSON M D. Effect of density ratio on flat plate film cooling with shaped holes using PSP [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133 (4): 041011.
- [7] SCHROEDER R P, THOLE K A. Adiabatic effectiveness measurements for a baseline shaped film cooling hole [J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144 (12): 121003.
- [8] 戴 萍, 林 枫. 气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 [J]. 热能动力工程, 2009, 24 (4): 415 - 420.
- [9] DAI Ping, LIN feng. Recent advances in the study of influence of air-film hole geometrical structures on turbine blade air-film cooling [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24 (4): 415 - 420.
- [10] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology [J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127 (4): 441 - 453.

[9] LIU C,ZHU H,BAI J,et al. Experimental research on the thermal performance of converging slot holes with different divergence angles[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2009,33(5):808-817.

[10] LIU C,ZHU H,BAI J,et al. Film cooling performance of converging-slot holes with different exit-entry area ratios[J]. Journal of Turbomachinery,2009,133(1):9-20.

[11] 杨鑫,李广超,张魏,等. 燕尾孔出口宽度对复合角射流气膜冷却特性影响[J]. 热能动力工程,2024,39(11):116-124,134.

YANG Xin, LI Guangchao, ZHANG Wei, et al. Effect of outlet width of the dovetail hole on the film cooling characteristic with compound angle jet[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(11):116-124,134.

[12] 朱延鑫,谭晓茗,郭文,等. 出流孔型对平板气膜冷却影响机理的研究[J]. 推进技术,2013,34(4):499-505.

ZHU Yanxin, TAN Xiaoming, GUO Wen, et al. Numerical simulation on effects of different film cooling holes on plate[J]. Journal of Propulsion Technology,2013,34(4):499-505.

[13] 刘聪,朱惠人,付仲议,等. 涡轮导叶吸力面簸箕型孔气膜冷却特性实验研究[J]. 推进技术,2016,37(12):1142-1150.

LIU Cong, ZHU Hui ren, FU Zhongyi, et al. Experimental study of film cooling characteristics for dust-pan shaped holes on suction side in turbine guide vane[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(12):1142-1150.

[14] 陈磊,张灵俊,王文璇,等. 涡轮工作叶片不同区域簸箕形孔的气膜冷却特性实验[J]. 航空动力学报,2024,39(5):1-10.

CHEN Lei, ZHANG Lingjun, WANG Wenxuan, et al. Experiment on film cooling characteristics of dustpan shaped holes at different positions of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2024,39(5):1-10.

[15] SONG H, DU K, ZHANG R, et al. Experimental and numerical investigations on film cooling performance of converging slot holes in plate and turbine conditions[J]. Applied Thermal Engineering,2024,252:123756.

[16] DU K, LI J, LIANG T, et al. Effects of water vapor concentration on the film cooling effectiveness of hydrogen gas turbine vane[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2025,112:109760.

[17] DU K, LI Y, CHEN Q, et al. Experimental and numerical investigations on film cooling characteristics and hole shape improvement of turbine vane at one engine inoperative condition[J]. International Journal of Thermal Sciences,2024,201:109044.

[18] DU K, PEI X, LIANG T, et al. Experimental and computational investigation of the regional endwall cooling performance considering influences of film holes layouts and purge slot shape[J]. Thermal Science and Engineering Progress,2025,59:103333.

[19] 李佳. 燃气轮机透平气膜冷却机理的实验与理论研究[D]. 北京:清华大学,2011.

LI Jia. Experimental and theoretical research on gas turbine film cooling[D]. Beijing:Tsinghua University,2011.

(刘颖编辑)