

张角凹坑气膜孔对双层壁气膜冷却特性的影响

汪翔宇¹, 许瑶¹, 徐孟娟², 刘钊¹, 丰镇平¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了进一步提高双层壁涡轮叶片的冷却效率,提出了一种新型的张角凹坑气膜孔,设计了 3 种张角(α 为 25° 、 35° 、 45°),分析了 4 种吹风比(M 为 0.5、1.0、1.5、2.0)下 α 对双层壁综合冷却效率及流场结构的影响。结果表明:相对于常规圆形气膜孔,张角凹坑气膜孔有利于气膜在流向和展向上的延伸,扩大冷气在壁面上的覆盖面积。吹风比 M 为 0.5、1.0 时, α 为 45° 的凹坑气膜孔对双层壁冷却结构综合冷却效率改善效果最优。吹风比 M 为 1.5、2.0 时, α 为 25° 、 35° 的凹坑气膜孔的综合冷却效率最好。新型张角凹坑气膜孔能够产生反向肾形涡,抑制肾形涡的发展,增强冷气的贴壁性。 α 越大,反向肾形涡在流向上削减的速度就越快。与常规圆形气膜孔相比,张角凹坑气膜孔增加了双层壁冷却结构的气动损失,吹风比 M 为 0.5~1.5 时, α 为 25° 和 35° 凹坑气膜孔所产生的气动损失较小,仅超出常规圆形气膜孔 5.07%~15.05%。该研究为气冷涡轮叶片的高冷效、低损失的气膜孔设计与选型提供了相应的数值支撑。

关键词: 气膜冷却;涡轮叶片;凹坑气膜孔;肾形涡

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202607004 **文章编号:** 0253-987X(2026)07-0035-11

Effects of Expansion Angle Crater Film Hole on the Film Cooling Characteristics of a Double-Wall Structure

WANG Xiangyu¹, XU Yao¹, XU Mengjuan², LIU Zhao¹, FENG Zhenping¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To further enhance the cooling efficiency of double-wall turbine blades, a novel expansion angle crater film hole was conceived. Three expansion angles ($\alpha=25^\circ$, 35° , 45°) were designed, and the influences of α on the overall cooling effectiveness and flow field structure of the double-wall structure were analyzed under four blowing ratios ($M=0.5$, 1.0 , 1.5 , 2.0). The results indicate that, compared to conventional cylindrical film holes, the expansion angle crater film holes facilitate the extension of the film in both the streamwise and spanwise directions, thereby expanding the coverage area of the cooled air on the wall. At $M=0.5$, 1.0 , the optimal improvement in the overall cooling effectiveness of the double-wall cooling structure was achieved with $\alpha=45^\circ$. However, at $M=1.5$, 2.0 , the crater film holes with $\alpha=25^\circ$, 35° exhibited the best overall cooling performance. It was found that the novel expansion angle crater film hole generates a counter-rotating kidney vortex pair (CRKVP), which suppresses the development of

收稿日期: 2025-10-24。 作者简介: 汪翔宇(1992—),男,助理教授;刘钊(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金

项目: 国家自然科学基金资助项目(52276037)。

网络出版时间: 2026-02-03

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20260203.1536.004>

the kidney vortex and enhances the adhesion of the cooled air to the wall surface. Furthermore, the decay rate of the CRKVP in the streamwise direction increased with larger α values. Although the expansion angle crater film holes increased the aerodynamic loss of the double-wall cooling structure compared to conventional cylindrical film holes, the aerodynamic losses generated by the crater film holes with $\alpha=25^\circ, 35^\circ$ were relatively low at $M=0.5-1.5$, exceeding those of conventional cylindrical film holes by only 5.07%—15.05%. These findings provide numerical support for the design and selection of film holes (with high cooling efficiency and low loss) for air-cooled turbine blades.

Keywords: film cooling; turbine blade; crater film hole; kidney vortex

燃气轮机在能源、航空、航天、舰船等领域发挥着重要作用。提升燃气轮机的热效率,最直接有效的途径在于增加其入口工质温度。然而,目前燃气轮机的透平入口温度已远超叶片合金的承温极限,发展先进的冷却技术成为保障机组安全运行的关键措施。在实际冷却工作中,气膜冷却的叶片上设计有较多不同形状的气膜孔,这些孔位的存在能够较好地帮助气膜内部形成气流引流,将一些气流引到透平叶片的外部,避免外界高温对其造成的不良侵蚀,在一定程度上实现良好的隔热和气流冷却。

基于对气膜孔结构的研究,Bunker等^[1]归纳出4种典型成形气膜孔:扇形孔、扇形后倾孔、后倾孔、锥形孔,这些特殊孔型设计能提高气膜覆盖面积。

近年来,学界针对气膜孔结构开展了大量的优化设计工作,其中出口扩张式设计是一个非常重要的改进方向^[2-3]。该设计可显著降低气膜孔出口冷气射流的出流动量,进而减弱射流与主流之间的掺混强度,可大幅提升气膜冷却效率。在成型孔研究方面,Pu等^[4]和Liu等^[5]分别围绕扇形孔的几何结构展开探索,重点分析了复合角和扩张角等结构参数对气膜冷却效果的影响规律。Zhang等^[6]提出了猫耳型气膜孔,并对其结构参数进行了系统的数值模拟与优化设计,为该类孔型的工程应用提供了数据支撑。Chen等^[7]研究了4种不同形状的扩张气膜孔,发现扩张设计有效地降低了冷气的出流速度,同时抑制了气膜孔下游反向旋转涡对的发展和迁移。由于传统圆形气膜孔和扇形孔受到肾型涡的影响,冷却气膜易被吹离,导致气膜冷却效果下降。针对这一问题,Li等^[8]提出了元宝孔,能优化出口涡系结构,抑制肾型涡,使冷却效果提高约33%。李广超等^[9]提出了一种新颖的双出口型气膜孔,其冷却效率与圆孔相比有了显著提高。刘晓红等^[10]提出了一种小孔辅助气膜冷却的结构,详细分析了其对冷却性能的影响机理。研究发现,该结构可通过气流干涉效

应,削弱气膜孔射流所产生的肾形涡强度,进而使得气膜冷却效率大幅提升。新型气膜孔的设计也逐渐向复杂化发展,如月牙孔^[11]、哑铃孔^[12]等,但需要注意的是,这类异型孔结构在冷却效果提升的同时,也在一定程度上增加了气膜孔的加工难度与制造成本。在调整气膜孔出口结构之外,聂文泽等^[13]提出了通过改变冷气进入气膜孔时的流动状态以抑制肾形涡的方法,如建立旋流冷气进口结构。

相较于传统圆孔,成型气膜孔虽能显著提升气膜冷却效率,但受限于复杂结构,其加工难度与成本也相应增加。凹坑气膜孔则展现出独特优势,不仅能实现较好的气膜覆盖效果,且自身的凹槽结构可依托热障涂层的加工过程同步成型,在性能与制造便捷性间取得了平衡,因此受到学者广泛关注。Fric等^[14]提出了一种创新性的冷却孔结构,即将圆孔巧妙地嵌入凹坑之中。这种独特设计的原理在于,当冷却射流通过圆孔进入凹坑时,凹坑的特殊几何形状起到了缓冲和引导的作用,冷气射流的动量得以减小,还促进了冷气在周向方向上的扩散,大大增加了冷气覆盖面积,从而为提高冷却效率提供了一种简单有效的方法。Kalgatigi等^[15]研究了V字形凹坑气膜孔。这种结构的独特之处在于其特殊的V字形设计,当冷气从孔中流出时,V字形的凹坑能够引导冷却流体分布在壁面上,同样大大增加了冷气覆盖面积。王振伟等^[16]研究了凹槽孔的气膜冷却性能显示,与传统的圆孔相比,凹槽孔能够更好地抑制气膜冷气的分离。当冷气射流从凹槽孔喷出时,凹槽的特殊形状能够引导气流更加均匀地分布在壁面上,减少了气流的集中和分离。戴萍等^[17]开展了横向凹槽对气膜冷却影响的研究,结果显示,横向凹槽能够显著改善气膜冷却效果。Schreibvogel等^[18]研究发现W型凹槽在高动量比条件下具有卓越的冷却性能,相较于横向凹槽最高提升幅度高达56%。Li等^[19]关于复合角凹槽孔的研究表明,复合

角改变了冷气的射流方向,使得冷气能够以更合理的角度与主流气流相互作用。张子寒等^[20]研究了造型凹坑气膜孔结构对壁面气膜冷却性能的影响,结果显示,凹坑气膜孔的壁面气膜冷却性能高于圆柱孔。当吹风比较低时,凹坑冷却孔能够引导冷却气体更均匀地分布在壁面上;在高吹风比下,该结构能够有效地抑制冷气的脱离和抬升,进而提升了壁面气膜冷却性能。Rao 等^[21]研究发现,传统圆柱型气膜孔、凹陷气膜孔能够显著扩大冷却气膜的展向覆盖范围,使外壁面平均绝热气膜冷却效率分别提高了 66%、82% 和 180%。Khalatov 等^[22]发现三角形凹坑气膜孔能显著降低肾形涡的规模和强度,提高冷气覆盖的均匀性,气膜冷却效率最高。

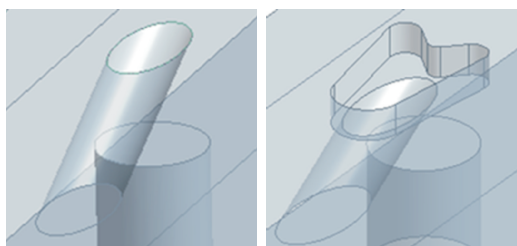
此外还有研究发现,在凹坑气膜孔的凹坑下游加入突出,能提高冷却效果。Wang 等^[23]发现带有圆弧形和三角形突出的凹坑气膜孔能够在较高的吹气比下形成区域更广的冷气覆盖,从而提高面平均气膜冷却效率,带有矩形突出的凹坑气膜孔总压损失最大。

国内外学者围绕气膜冷却技术的研究主要集中在气膜孔孔型结构优化、长径比影响机制以及冷气流动状态特征等方面,发现气膜孔孔型是影响气膜冷却效的关键因素之一。关于孔型设计的思路主要围绕在降低肾形涡强度、增大气膜覆盖面积、增强气膜贴壁性。凹坑气膜孔在这方面有较好的表现。因此设计新型凹坑气膜孔,研究其流动换热规律对于提高双层壁综合冷却效率具有重要意义。

1 数值方法

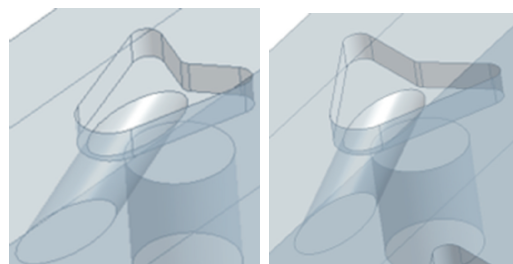
1.1 计算模型

图 1 为常规圆形气膜孔以及不同张角凹坑气膜孔结构示意图。凹坑气膜孔是在常规圆形气膜孔的基础上,在气膜孔出口位置以特定形状构造出垂直于壁面的凹坑,坑深定义为 $0.5D$ (D 为气膜孔直径)。本文设计的张角凹坑气膜孔以三角形凹坑为基础,气膜孔椭圆圆心与下游外突出圆弧圆心的连线与 X 轴的夹角定义为气膜孔的张角 α (α 取 25° 、 35° 、 45°),在气膜孔下游设计弧形内突出,具体几何参数见图 2。



(a) 常规圆形气膜孔

(b) 25°凹坑气膜孔



(c) 35°凹坑气膜孔

(d) 45°凹坑气膜孔

图 1 常规圆形气膜孔以及不同张角凹坑气膜孔结构

Fig. 1 Conventional circular film cooling holes and film cooling hole structures with different divergence-angle trenches

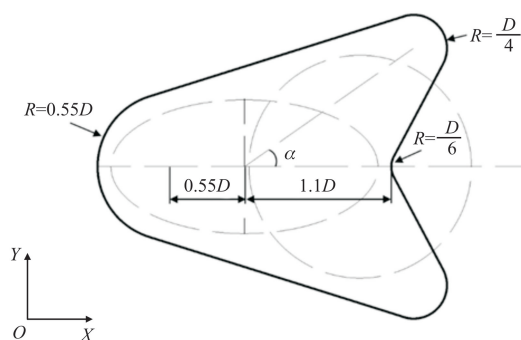
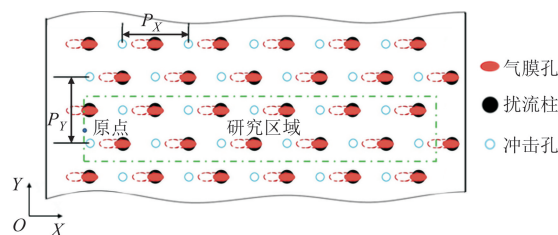


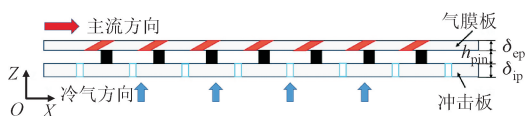
图 2 张角凹坑气膜孔几何参数

Fig. 2 Geometric parameters of the fan-shaped crater film hole

采用简化的平板双层壁冷却结构,气膜板与冲击板平行放置,气膜孔、扰流柱和冲击孔错列分布,相对位置如图 3 所示。



(a) 俯视图



(b) 剖面图

图 3 双层壁冷却结构示意图

Fig. 3 Schematic of double-wall cooling structure

从俯视图 3(a)可以看出,同一行扰流柱位于相邻两个冲击孔的中点位置,气膜孔椭圆形出口的圆心与最近的扰流柱圆心重合。为了同时满足与实验

结果对照和类比真实涡轮叶片流动换热情况的两个要求,模型中的尺寸参考了文献[24]中的取值,具体地:同一行或者同一列上,相邻的冲击孔间距相同 $P_X = P_Y = 30.0 \text{ mm}$ 。研究区域的原点与第一列气膜孔前缘位置的横坐标相同,纵坐标相差 7.5 mm 。

在剖视图 3(b)中,气膜板与冲击板厚度分别为 $\delta_{ep} = 4.5 \text{ mm}$ 、 $\delta_{ip} = 6.0 \text{ mm}$,两板间固定间距 $h_{pin} = 6.0 \text{ mm}$ 。气膜孔直径 $D = 3.0 \text{ mm}$,气膜孔中轴线与气膜板底面的夹角 $\theta = 30^\circ$ 。冲击孔与气膜孔直径相同 $d_{ip} = 3.0 \text{ mm}$,扰流柱直径 $d_{pin} = 5.0 \text{ mm}$,均垂直于两板板面。

1.2 边界条件与数值计算方法

根据双层壁冷却结构示意图,建立计算模型如图 4 所示,红色部分为流体域,绿色部分为固体域。流体域内冷气经由冲击孔射入带有扰流柱的双层壁中腔,之后经由气膜孔以特定角度喷入主流通道。流体域的顶部设置为对称边界条件,以降低网格密度。

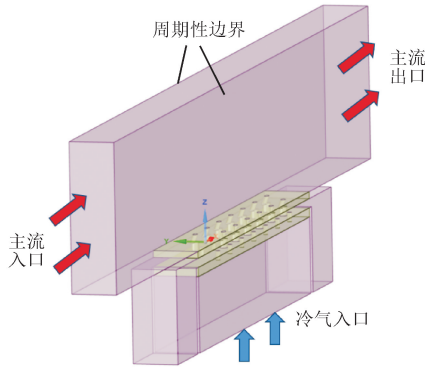


图 4 计算模型示意图

Fig. 4 Computational model schematic

冷气入口边界条件为质量流量入口(入口质量流量与入口雷诺数 Re_i 、吹风比 M 一一对应),具体工况数值如表 1 所示,冷气入口温度为 293.15 K ,主流入口速度为 24 m/s ,温度为 333.15 K ,湍流度为 0.4% 。主流出口设置为压力出口,值为 101325 Pa 。固体域由气膜板、扰流柱和冲击板组成,材料为 SiO_2 ,该材料通过数值计算后的得到的 $Bi = 0.27^{[24]}$,接近实际燃气轮机中透平叶片的典型 Bi 数^[25] ($Bi = 0.3$ 左右)。 SiO_2 材料密度为 2650 kg/m^3 、比热容为 $800 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$ 、导热率为 $1.4 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ 。整个区域的两侧设置为周期性边界条件。流体域与固体域接触的表面通过流固耦合面连接。此外剩余的所有壁面设置为绝热无滑移边界。

表 1 不同工况下冷气入口质量流量

Table 1 Mass flow rate at the cold gas inlet under different operating conditions

吹风比	冷气入口 雷诺数	冷气入口质量 流量/($\text{g} \cdot \text{s}^{-1}$)
0.5	2 400	1.33
1.0	4 800	2.66
1.5	7 200	3.99
2.0	9 600	5.32

使用商业软件 ANSYS CFX 进行数值模拟计算。对流项采用二阶迎风格式进行离散,扩散项的离散采用二阶中心差分格式。对于连续性方程,当残差值小于 10^{-5} 时判定收敛;对于能量守恒方程,由于其涉及热力学参数的耦合计算,需要采用更为严格的 10^{-6} 收敛标准。

为了研究固定主流流量下不同冷气流量对双层壁冷却的影响,定义参数吹风比 M 为

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_g v_g} \quad (1)$$

式中: ρ_c 和 v_c 分别为冷却气流进口的密度和速度; ρ_g 和 v_g 分别为燃气主流进口的密度和速度;下标 c 代表 coolant(冷却气流)、 g 代表 gas(主流燃气)。

综合冷却效率 ϕ 定义为

$$\phi = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (2)$$

式中: T_c 是冷气进口温度; T_g 是主流进口温度; T_w 为是气膜板表面接触主流处的壁温。

展向平均综合冷却效率 ϕ_{ave} 定义为

$$\phi_{ave} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \phi_i \quad (3)$$

式中: ϕ_i 为展向第 i 个节点的综合冷却效率; n 为节点总数。

面平均综合冷却效率 $\phi_{area-ave}$ 定义为

$$\phi_{area-ave} = \frac{1}{A} \int \phi_{XY} dA \quad (4)$$

式中: ϕ_{XY} 为坐标 X 、 Y 处的综合冷却效率。

归一化温度定义为

$$T^* = \frac{T - T_c}{T_g - T_c} \quad (5)$$

式中: T 为所测位置处的温度。

无量纲涡量强度 ω_X^* 定义为

$$\omega_X^* = \frac{\omega_X d_{ep}}{u_g} \quad (6)$$

式中: ω_X 为 X 方向的涡量。

在气动损失分析中,将压力损失和流动损失统

一用摩擦损失系数 f 表征,定义为

$$f = 2 \left(\frac{m_c}{m_c + m_g} p_{c,in} + \frac{m_g}{m_c + m_g} p_{g,in} - p_{out} \right) / \rho L u_{out}^2 \quad (7)$$

式中: m_c 为冷气质量流量; m_g 为主流质量流量; $p_{c,in}$ 为冷气进口总压; $p_{g,in}$ 为主流进口总压; p_{out} 为主流出口总压; L 为双层壁长度; u_{out} 为双层壁主流出口平均速度。

1.3 网格无关性验证

采用专业的前处理软件 ICEM CFD 对算域进行非结构化网格划分,生成的网格模型如图 5 所示。在网格生成过程中,特别关注了流固耦合交界面的网格质量,对这些区域进行了局部加密处理,以确保传热和流动特征的准确捕捉。流体域第一层边界层网格设置为 0.005 mm,增长率为 1.1,共 20 层,保证壁面无量纲距离 y^+ 小于 1,满足湍流模型对近壁区网格质量的要求。

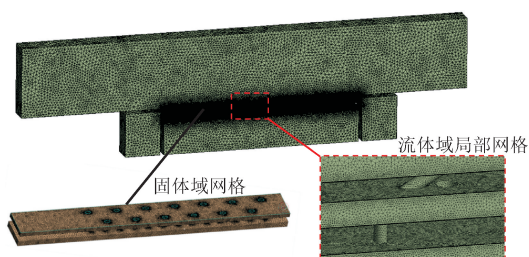


图 5 网格示意图

Fig. 5 Schematic diagram of grid

选取网格数分别为 300 万、528 万、1 079 万和 1 793 万的 4 套网格,在 $M=1.5$ 的条件下进行计算,以冲击靶面展向平均努塞尔数 Nu_{ave} 作为无关性验证的评价指标。网格无关性计算结果如图 6 所示,当网格数达到 1 079 万后,计算结果趋于稳定,与 1 793 万网格结果相差非常小,综合考虑计算精度和时间成本,最终选择 1 079 万作为本研究的网格数,既保证了结果的准确性,又避免了过大的计算资源消耗。

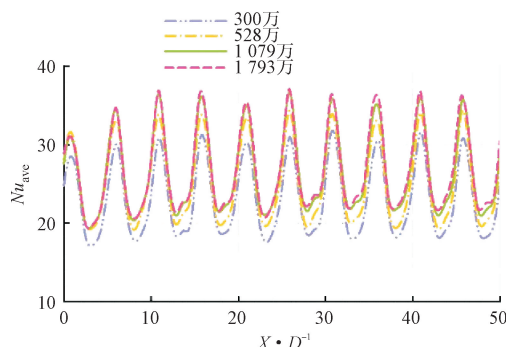


图 6 网格无关性验证结果

Fig. 6 Grid independence verification

1.4 数值计算验证

为保障数值模拟精度,对湍流模型进行了验证:将 RNG $k-\epsilon$ 、标准 $k-\epsilon$ 、标准 $k-\omega$ 和 SST $k-\omega$ 等 4 种湍流模型的计算结果与文献[24]中的实验数据进行对比,筛选出了适用于本文的湍流模型。

针对气膜板外壁面展向平均综合冷却效率,图 7 分别展示了 4 种湍流模型计算得到的 ϕ_{ave} 分布曲线,同时将这些曲线与实验数据进行了直观对比,以反映各模型计算结果与实际测量值的差异。从中可以看出,4 种湍流模型中,SST $k-\omega$ 湍流模型对双层壁综合冷却效率的计算结果与实验数据吻合程度最高,其他 3 种湍流模型在冷却效率峰值和下游衰减规律预测方面均表现出不同程度的偏差。因此,本文最终选择 SST $k-\omega$ 模型进行后续计算。

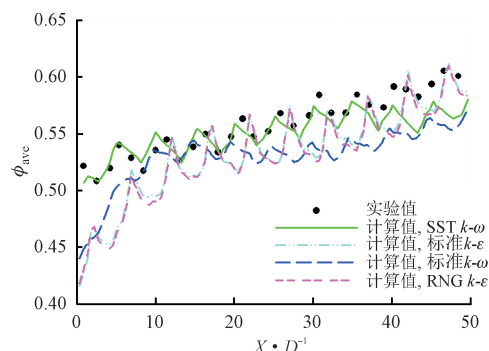


图 7 双层壁湍流模型验证

Fig. 7 Validation of a double-wall turbulent flow model

2 结果与讨论

2.1 凹坑气膜孔对综合冷却效率的影响

带有不同气膜孔的双层壁冷却结构在 4 种吹风比下的外壁面综合冷却效率分布如图 8 所示。在 4 种吹风比 (M 为 0.5、1.0、1.5、2.0) 条件下,带有常规圆形气膜孔、25°凹坑气膜孔、35°凹坑气膜孔双层壁冷却结构气膜板外壁面综合冷却高效区域面积随吹风比增加而增加。然而,带有 45°凹坑气膜孔的双层壁冷却结构,其外壁面综合冷却高效区域面积的变化规律表现出明显的阶段性特征:当吹风比 M 小于 1.5 的情况下,高效区域面积随吹风比增加而显著增大;当吹风比继续增加至 2.0 时,气膜板外壁面综合冷却效率分布与 $M=1.5$ 时基本一致。这说明,增加吹风比并不能无限度提高凹坑气膜孔的综合冷却效率。对于 45°凹坑气膜孔,当吹风比超过某个临界值 ($M=1.5$) 后,继续增大吹风比可能由于气膜脱离、湍流混合增强等因素导致冷却效率的提升趋于饱和。

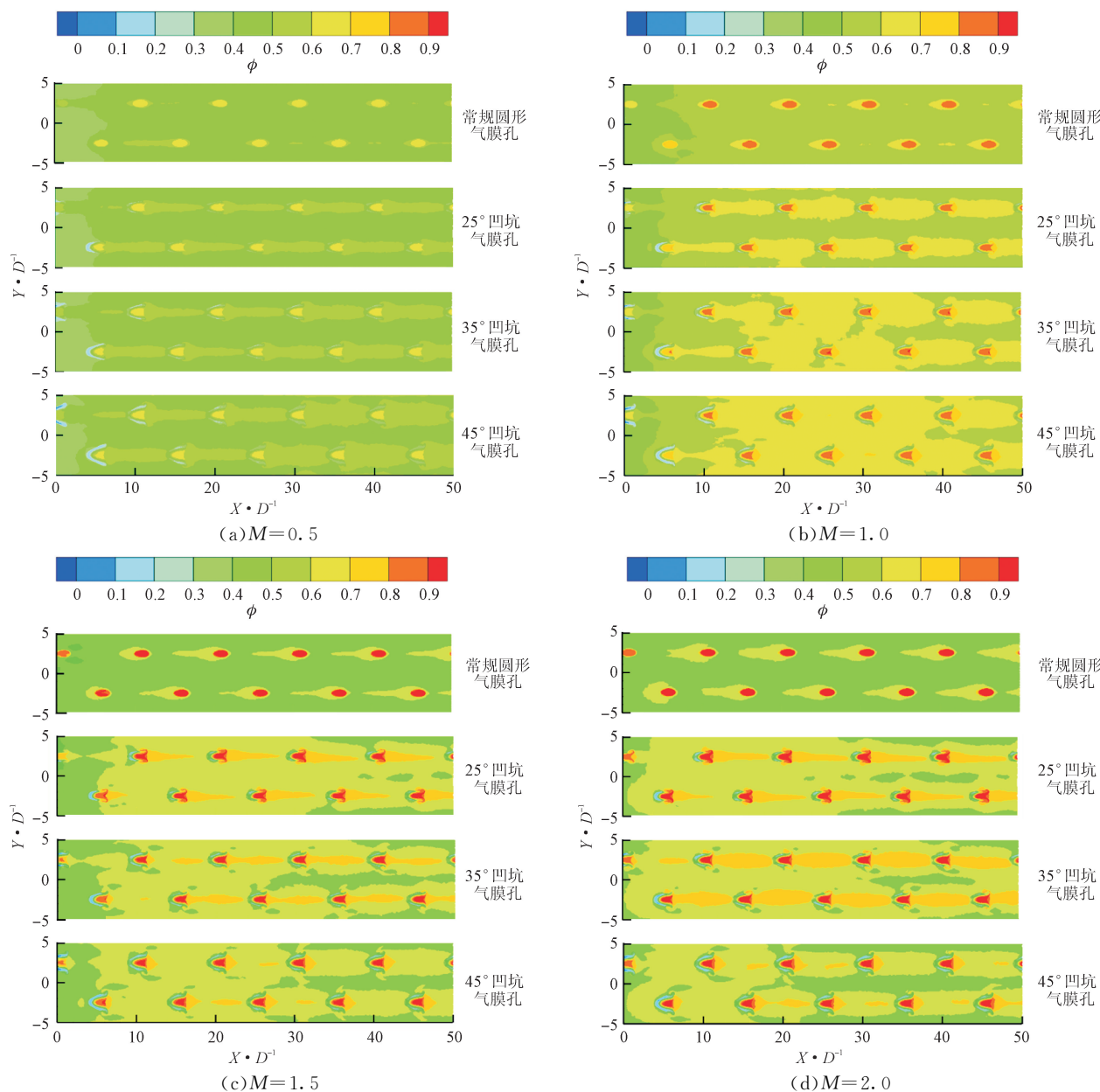


图 8 气膜板外壁面的综合冷却效率分布云图

Fig. 8 Contour of overall cooling effectiveness distribution on the outer wall surface of the film plate

当吹风比相同时,带有凹坑气膜孔结构的外壁面综合冷却效率明显高于常规圆形气膜孔,这是因为凹坑尾部独特的张角结构设计,该结构能够显著改善冷却气流的流动特性。冷却气流通过凹坑尾部张角结构后,会在下游形成更为扩散的流动形态,在下游形成覆盖面积更大的气膜冷却区。可以看出当吹风比小于 1.5 时,随着尾部张角的增加,冷却气膜覆盖的面积也增加,而吹风比为 2.0 时,45°凹坑气膜孔所形成的气膜覆盖面积反而小于 25°和 35°凹坑气膜孔。虽然 45°的大张角结构增强了气膜在展向上的覆盖能力,但同时也带来了负面影响——在流向上气膜的维

持能力减弱,导致冷却气膜的衰减速度明显加快。

图 9 展示了在吹风比为 0.5~2.0 时,带有不同气膜孔的双层壁外壁面指定区域 ($-5 < Y/D < 5$) 内的展向平均综合冷却效率分布曲线。在 4 种不同结构的双层壁中,带常规圆形气膜孔的双层壁展向平均综合冷却效率最差,同时综合冷却效率曲线的波峰下降到波谷的流向距离最短,说明张角结构有利于冷却气流沿展向和流向的延伸性。在吹风比较低 ($M=0.5, 1.0$) 的情况下,45°大张角凹坑气膜孔凭借其更强的展向扩散能力,表现出最优的综合冷却效率;而在吹风比较高 ($M=1.5, 2.0$) 时,25°较小张

角的凹坑气膜孔反而展现出最佳的冷却性能,这一现象可能与高吹风比条件下气流分离效应的加剧有关,较小的张角结构更有利于维持气流对外壁面的附着性,从而保证更好的冷却效果。

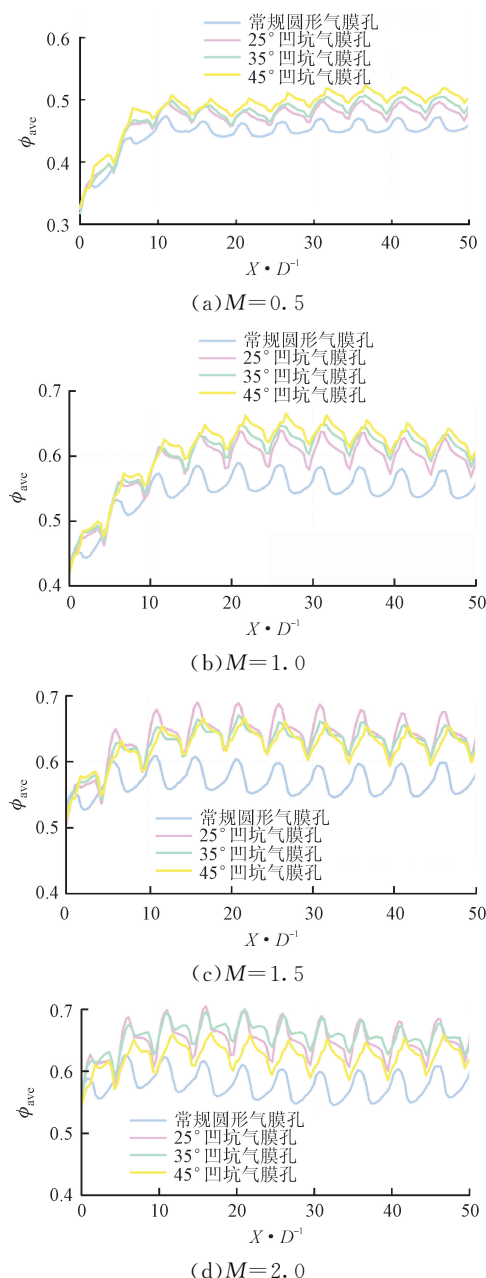


图 9 气膜板外壁面的展向平均综合冷却效率

Fig. 9 Spanwise-averaged overall cooling effectiveness of the outer surface of the film plate

在 4 种吹风比条件下,带有不同气膜孔双层壁冷却结构气膜板外表面在指定区域($0 < X/D < 50$, $-5 < Y/D < 5$)的面平均综合冷却效率见图 10。对于常规圆形气膜孔、25°和 35°凹坑气膜孔而言,吹风比的增大能显著提高面综合冷却效率。这是因为,冷气流量的增加能够带走气膜板更多的热量,同时

形成更好的隔热屏障,阻挡高温主流对壁面的直接冲刷。但是,对于 45°凹坑气膜孔,特别是在吹风比为 1.0、1.5、2.0 条件下,冷气流量的增加仅能使面综合冷却效率产生微弱的提升。这是因为,冷气流出气膜孔时形成展向宽度较大但厚度较薄的扇形气膜。这种气膜存在两个主要缺陷:首先,较大的展向扩散导致气膜厚度显著减薄,单位面积内的冷气量反而降低;其次,薄层气膜与高温主流的接触面积增大,更容易受到主流气体的卷吸和扰动作用。在这种情况下,即使增加冷气流量,额外的冷气主要沿展向扩散,而非增加气膜厚度,导致冷却效率提升有限且易被主流吹散。在这种情况下增加冷气量来提升面综合冷却效率是不划算的。

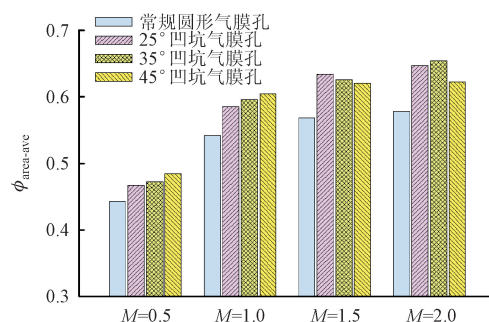


图 10 气膜板外壁面的面平均综合冷却效率

Fig. 10 Area-averaged overall cooling effectiveness of the outer wall surface of the film plate

表 2 为相同吹风比下凹坑气膜孔的面平均综合冷却效率相对提高程度。当吹风比为 0.5、1.0 条件下,带有 45°凹坑气膜孔的双层壁冷却结构相对于原型的面平均综合冷却效率分别提高了 9.32%、11.60%。当吹风比为 1.5、2.0 时,25°、35°凹坑气膜孔的面平均综合冷却效率相对提高程度在 10.07%~13.14%。因此,单就提高气膜板外表面综合冷却效率而言,需要根据冷气流量合理安排凹坑气膜孔的张角。

表 2 相同吹风比下凹坑气膜孔的面平均综合冷却效率相对提高程度

Table 2 Relative improvement of area-averaged overall cooling effectiveness for crater film holes at the same blowing ratio

M	面平均综合冷却效率提高比/%		
	25°凹坑气膜孔	35°凹坑气膜孔	45°凹坑气膜孔
0.5	5.22	6.60	9.32
1.0	7.99	10.03	11.60
1.5	11.61	10.07	9.28
2.0	11.93	13.14	7.61

图 11 展示了吹风比为 1.5 时不同造型双层壁冷却结构 $Y/D = -2.5$ 截面的无量纲温度 T^* 云图。

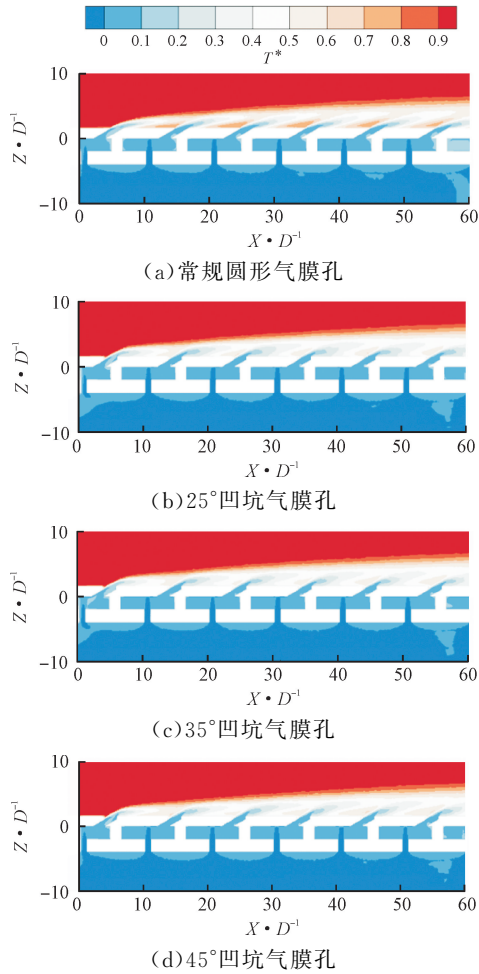


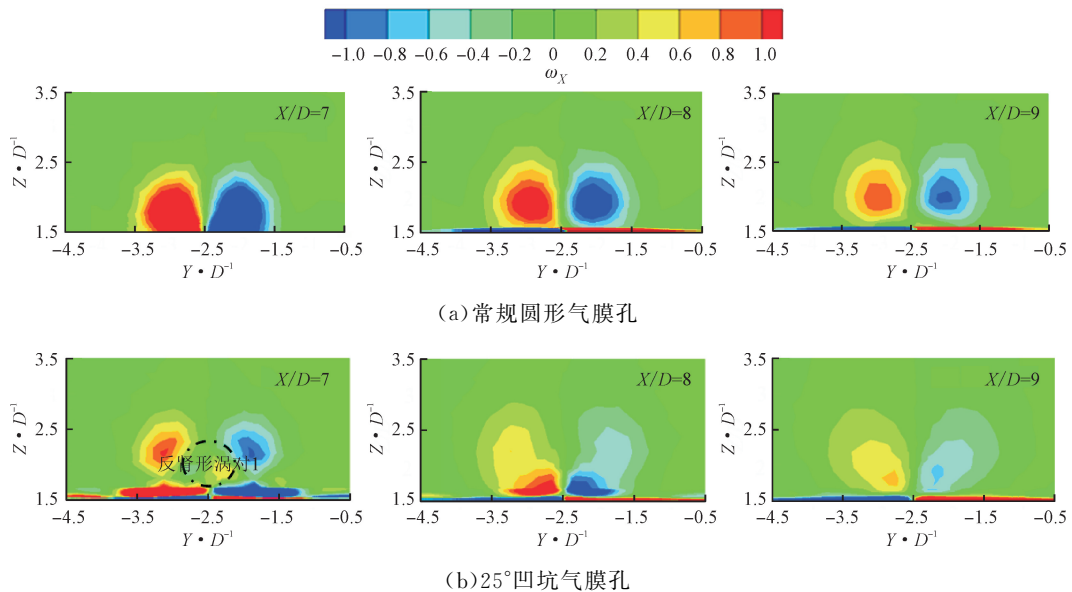
图 11 $M=1.5$ 时 $Y/D=-2.5$ 流体截面的无量纲温度云图

Fig. 11 Dimensionless temperature contour of the fluid cross-section at $Y/D=-2.5$ when $M=1.5$

从图 11 可观察到:常规圆形气膜孔易导致冷气在气膜板表面出现明显抬升现象;与之不同,张角凹坑气膜孔能使冷气更贴近壁面,且 25°与 35°凹坑气膜孔的冷气沿下游方向覆盖范围更大抬升,增加了冷气与气膜板表面的接触面积,从而提高综合冷却效率。在此冷气流量下,45°凹坑气膜孔虽然提高了冷气的贴壁性,但是会使冷气沿流向衰减较快,不足以在两个相邻气膜孔之间形成较为完整的冷气覆盖,所以综合冷却效率提升较少。

2.2 凹坑气膜孔对流场与涡结构的影响

图 12 为 $M=1.5$ 时 X 方向上不同截面的无量纲涡量分布。所选择的气膜孔出口下游边缘位置为 $X/D=6$ 。从图 12(a)可以看出,常规圆孔结构主要涡系结构为肾形涡对,肾形涡会造成冷气的抬升,致使冷却气流无法充分覆盖目标壁面。如图中黑色虚线圈所示,凹坑气膜孔会诱发一对旋涡,其方向与肾形涡相反,称为反向肾形涡对 1。反向肾形涡对 1 可促使冷气核心向壁面移动,进而抑制冷气抬升现象,最终实现冷气与壁面的紧密贴合。此外,随着凹坑张角的增大,肾形涡主体部分的中心高度持续降低,且近壁面涡量沿周向的延伸范围也呈现出显著提升。抬升此外红色线圈中的也是一对与肾形涡方向相反的涡对,命名为反向肾形涡对 2。凹坑气膜孔张角增加会增强反向肾形涡对 2 的强度。对比 $X/D=6$ 位置处的涡强度可以看出, $\alpha=45^\circ$ 凹坑气膜孔所形成的两个反向肾形涡对的强度虽然较高,但是沿流向方向衰减较快。



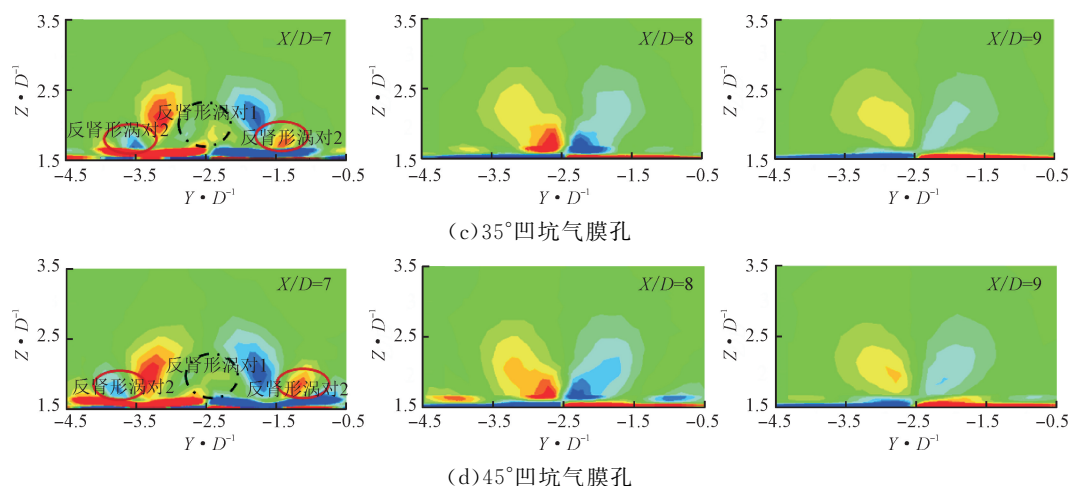
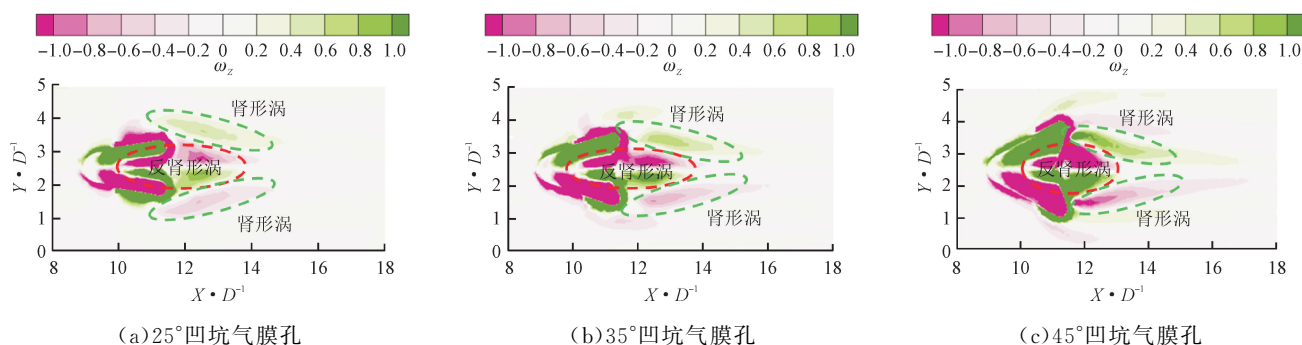
图 12 $M=1.5$ 时流向不同截面处无量纲涡量分布Fig. 12 Dimensionless vorticity distribution at different sections in the flow direction at $M=1.5$

图 13 为 3 个凹坑气膜孔板在 Z 方向上 $M=2.0$ 时距离气膜板外壁面 $0.01D$ 处的无量纲涡量分布。红色圈内是由于凹坑结构所生成的反肾形涡,在研究范围内张角越大该涡的展向宽度随凹坑张角角度的增加而增加,但 25° 和 35° 凹坑气膜孔反肾形涡的流向

长度明显大于 45° ,并且 35° 凹坑气膜孔反肾形涡的强度强于 25° 。绿色圈内为肾形涡的尾迹,随着凹坑气膜孔张角的增大,流过凹坑尾部的气流流量愈加分散,不能很好的遏制壁面的肾形涡,尾迹涡强也逐渐增大, 45° 凹坑气膜孔尾迹涡强明显强于其他两种结构的。

图 13 $M=1.5$ 时 Z 方向上不同截面处无量纲涡量分布Fig. 13 Dimensionless vorticity distribution at different sections in the Z -direction at $M=1.5$

在同一吹风比下,将带有凹坑气膜孔的双层壁冷却结构的摩擦损失系数 f 与带有常规圆形气膜孔的摩擦损失系数 f_0 的比值 f/f_0 定义为相对摩擦损失系数。该数值直接反映了改型结构相对于基准结构的气动性能差异:当 $f/f_0 > 1$ 时,表明凹坑气膜孔引入了额外的流动损失; f/f_0 数值越大,则意味着改型结构对气流造成的扰动越显著,相对气动损失也越严重。

从图 14 中可以看出, f/f_0 的值均高于 1.0,说明研究范围内的张角凹坑气膜孔均增加了冷却结构的气动损失。特别是在吹风比为 2.0 的情况下,改型结构带来的气动损失超过原结构的 40% 以上,这会大大增加压气机负荷,降低燃气轮机热效率。在

$M=0.5, 1.0, 1.5$ 情况下, 25° 和 35° 凹坑气膜孔所产生的气动损失仅超出原结构 5.07%~15.05%。

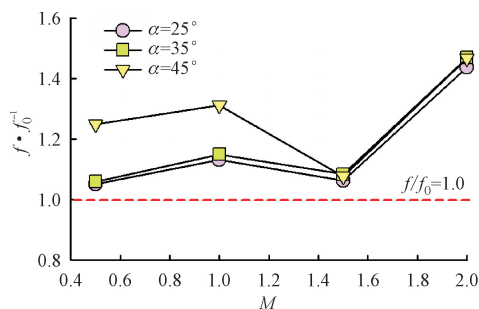


图 14 带有凹坑气膜孔的双层壁冷却结构的相对摩擦损失系数

Fig. 14 Relative friction loss coefficient of a double-wall cooling structure with crater film holes

3 结 论

本文提出了一种新型的张角凹坑气膜孔,分析了3种张角(α 为 25° 、 35° 、 45°)和4种吹风比(M 为0.5、1.0、1.5、2.0)对双层壁冷却的综合冷却效率及流场结构的影响,得到的主要结论如下。

(1)相对于常规圆形气膜孔,张角凹坑气膜孔有利于气膜在流向和展向上的延伸,扩大冷气在壁面上的覆盖面积。吹风比 M 为0.5、1.0时, 45° 凹坑气膜孔对双层壁冷却结构综合冷却效率改善效果最优。吹风比 M 为1.5、2.0时, 25° 和 35° 的凹坑气膜孔的综合冷却效率最好。

(2)本文所设计的新型张角凹坑气膜孔能够产生反向肾形涡,抑制肾形涡的发展,增强冷气的贴壁性。 α 越大,反向肾形涡在流向上削减的速度就越快。

(3)与常规圆形气膜孔相比,张角凹坑气膜孔增加了双层壁冷却结构的气动损失,吹风比 M 为0.5~1.5时, 25° 和 35° 凹坑气膜孔所产生的气动损失较小,仅超出常规圆形气膜孔5.07%~15.05%。

参考文献:

- [1] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(4): 441-453.
- [2] Fric T F, Roshko A. Vortical structure in the wake of a transverse jet [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 279: 1-47.
- [3] 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.
- [4] Pu Jian, Zhang Tiao, Wang Jianhua. Experimental study of combined influences of wall curvature and compound angle on film cooling effectiveness of a fan-shaped film-hole [J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2022, 130: 105834.
- [5] Liu Cunliang, Li Bingran, Song Hui, et al. Study on effects of spanwise-expansion parameters on film cooling effectiveness of diffusion shaped hole configurations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(1): 011003.
- [6] Zhang Lihao, Qian Bo, Zhang Chaorui, et al. Numerical study on the cooling characteristics of cat-ear-shaped film-cooling holes on turbine blades [J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2022, 36: 102050.
- [7] Chen Xinnan, Bai Bo, Xia Yongbo, et al. Effect of expanded hole on the aerodynamic and film cooling characteristics of turbine vane leading edge [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2025, 264: 125486.
- [8] Li Weihong, Lu Xunfeng, Li Xueying, et al. On improving full-coverage effusion cooling efficiency by varying cooling arrangements and wall thickness in double wall cooling application [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2019, 141(4): 042201.
- [9] 李广超, 柏树生, 吴冬, 等. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 [J]. *热能动力工程*, 2010, 25(6): 581-585.
Li Guangchao, Bai Shusheng, Wu Dong, et al. Recent advances in the study of influence of air-film hole shapes on turbine blade air-film cooling [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2010, 25(6): 581-585.
- [10] 刘晓红, 罗翔, 陶智. 小孔辅助射流提高气膜冷却效率的机理分析 [J]. *航空动力学报*, 2010, 25(10): 2267-2272.
Liu Xiaohong, Luo Xiang, Tao Zhi. Analysis on improvement of film cooling effectiveness with small coolant jets [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(10): 2267-2272.
- [11] Lu Yiping. Effect of hole configurations on film cooling from cylindrical inclined holes for the application to gas turbine blades [D]. Baton Rouge, LA, USA: Louisiana State University, 2007.
- [12] Holloway D S, Leylek J H, Buck F A. Pressure-side bleed film cooling: part II unsteady framework for experimental and computational results [C]//ASME Turbo Expo2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2002: 845-853.
- [13] 聂文泽, 高阿飞, 张华良. 冷气旋流和气膜孔复合角对平板气膜冷却特性影响的数值研究 [J]. *热能动力工程*, 2024, 39(11): 74-83.
Nie Wenzhe, Gao Afei, Zhang Hualiang. Numerical study on the effects of coolant swirling flow and compound angle of air film hole on the cooling characteristics of flat plate air film [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2024, 39(11): 74-83.
- [14] General Electric Company. Method for improving the cooling effectiveness of a gaseous coolant stream which flows through a substrate, and related articles of manufacture: US 6383602 B1 [P]. 2002-05-07.
- [15] Kalghatgi P, Acharya S. Improved film cooling effectiveness with a round film cooling hole embedded in a contoured crater [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(10): 101006.

- [16] 王振伟,朱惠人,张宗卫,等. 凹槽孔槽深和动量比对气膜冷却特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2455-2461.
Wang Zhenwei, Zhu Huiren, Zhang Zongwei, et al. Effect of trench hole depth film cooling and momentum flux ratio on characteristics [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2455-2461.
- [17] 戴萍,林枫. 横向槽结构对气膜冷却效果影响的数值研究 [J]. 推进技术, 2011, 32(2): 253-260.
Dai Ping, Lin Feng. Numerical investigation on the influence of transverse slot configurations on film cooling effect [J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 253-260.
- [18] Schreivogel P, Kröss B, Pfitzner M. Study of an optimized trench film cooling configuration using scale adaptive simulation and infrared thermography [C]// ASME Turbo Expo2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V05BT13A003.
- [19] Li J. Film cooling performance of the embedded holes in trenches with compound angles [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(2): 1415-1424.
- [20] 张子寒,何坤,晏鑫. 带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(7): 84-93.
Zhang Zihan, He Kun, Yan Xin. Investigation on the film cooling efficiency on a plain surface with hole embedded in contoured crater [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(7): 84-93.
- [21] Rao Yu, Li Yuan, Liu Yuyang, et al. Experimental and numerical studies on enhanced effusion cooling with shallowly dimpled film holes on double-wall structure surface [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2023, 101: 109135.
- [22] Khalatov A A, Panchenko N A, Severin S D. Application of cylindrical, triangular and hemispherical dimples in the film cooling technology [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2017, 891(1): 012145.
- [23] Wang Wenzhuang, Zhang Chao, Tong Zhiting. Effect of protrusion shape on film cooling performance for the cylindrical hole embedded in a contoured crater [J]. Thermal Science, 2023, 27(1A): 245-260.
- [24] Liu Xuebin, Zhang Chao, Song Liming, et al. Influence of biot number and geometric parameters on the overall cooling effectiveness of double wall structure with pins [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 198: 117439.
- [25] Mensch A, Thole K A. Overall effectiveness and flow-field measurements for an endwall with nonaxisymmetric contouring [J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(3): 031007.
- (编辑 杜秀杰)