

# 燃气轮机透平动叶横流带肋通道中气膜冷却研究进展

张超<sup>1,2</sup>, 张海川<sup>1,2</sup>, 付经伦<sup>3,4</sup>, 童志庭<sup>1,2</sup>, 朱俊强<sup>3,4</sup>

(1. 天津市先进机电系统设计与智能控制重点实验室(天津理工大学机械工程学院), 天津市西青区 300384; 2. 机电工程国家级实验教学示范中心(天津理工大学), 天津市西青区 300384; 3. 中国科学院大学, 北京市海淀区 100049; 4. 先进燃气轮机实验室(中国科学院工程热物理研究所), 北京市海淀区 100190)

## Research Progress on Film Cooling Fed by Crossflow Ribbed Passage of Gas Turbine Blades

ZHANG Chao<sup>1,2</sup>, ZHANG Haichuan<sup>1,2</sup>, FU Jinglun<sup>3,4</sup>, TONG Zhiting<sup>1,2</sup>, ZHU Junqiang<sup>3,4</sup>

(1. Tianjin Key Laboratory for Advanced Mechatronic System Design and Intelligent Control (School of Mechanical Engineering, Tianjin University of Technology), Xiqing District, Tianjin 300384, China; 2. National Demonstration Center for Experimental Mechanical and Electrical Engineering Education (Tianjin University of Technology), Xiqing District, Tianjin 300384, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Haidian District, Beijing 100049, China; 4. Advanced Gas Turbine Laboratory (Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences), Haidian District, Beijing 100190, China)

**摘要:** 【目的】燃气轮机透平进口温度已经远超叶片材料的许用温度, 发展更加高效的透平冷却技术, 尤其是气膜冷却技术至关重要。在透平动叶中部区域的气膜冷却通常由横流带肋通道供应, 因此对近年来横流带肋通道中气膜冷却研究进展进行了综述。【方法】介绍了不同冷气供应方式下气膜冷却性能的差异, 归纳了肋片角度、肋片形式、气膜孔与肋片的相对位置、横流通道进口雷诺数对流动和气膜冷却性能的影响, 总结了针对横流带肋冷气条件下气膜孔型设计的研究进展。【结果】横流带肋通道内部冷却结构和横流通道进口雷诺数对气膜冷却性能影响显著, 横流进气改变了孔出口下游的冷却效率分布, 同时孔进口处流动受气膜孔与肋片的相对位置及雷诺数变化的影响。展向非对称气膜孔型和对横流进气不敏感的气膜孔型可有效提升气膜冷却性能。【结论】为进一步推动横流带肋通道气膜冷却技术的发展, 建议深入研究各影响因素与气膜冷却性能之间的关系, 并对适用于横流带肋进气的专用气膜孔型进行优化设计。

**关键词:** 燃气轮机; 气膜冷却; 透平冷却; 带肋通道; 透平叶片; 肋片; 叶片冷却; 冷却效率

**基金项目:** 国家自然科学基金项目(51976139); 江苏省碳达峰碳中和科技创新专项资金(BE2022614)。

Project Supported by National Natural Science Foundation of China (51976139); Special Funds for Science and Technology Innovation of Carbon Peaking and Carbon Neutrality of Jiangsu Province (BE2022614).

**ABSTRACT:** [Objectives] The inlet temperature of gas turbine has far exceeded the allowable temperature of the blade material, so it is very important to develop more efficient turbine cooling technology, especially the film cooling technology. The film cooling in the central region of the turbine blade is usually supplied by the crossflow ribbed passage. Therefore, the research progress of the film cooling in the crossflow ribbed passage in recent years was reviewed. [Methods] The variations in film cooling performance under different coolant supply modes were introduced. The impacts of rib angle, rib shape, relative position of film holes and ribs, and Reynolds number at the inlet of the crossflow channel on flow and film cooling performance were summarized. The research progress of film cooling hole shape design under the condition of crossflow ribbed cooling air was concluded. [Results] The internal cooling structures within the crossflow ribbed passage and the Reynolds number at the entrance of the crossflow channel exert significant influences on film cooling performance, while the distribution of cooling effectiveness at the hole outlet downstream is altered during crossflow intake. Moreover, the flow at the hole entrance is influenced by both the relative position of the hole and rib as well as changes in Reynolds number. The asymmetrical spanwise cooling hole and the hole insensitive to the crossflow can enhance the film cooling performance. [Conclusions] In order to further promote the development of film cooling technology in the crossflow ribbed passage, it is recommended to thoroughly study the relationship between

film cooling performance and all influencing factors, and to optimize the design of special film cooling hole suitable for crossflow ribbed inlet.

**KEY WORDS:** gas turbine; film cooling; turbine cooling; ribbed passage; turbine blade; rib; blade cooling; cooling efficiency

## 0 引言

燃气轮机作为一种利用燃气燃烧产生的高温高压燃气驱动透平叶片转动做功的动力机械设备,已被广泛应用于发电、动力驱动等领域<sup>[1]</sup>。提升燃气轮机单级比功率和效率的关键之一在于提高透平进口温度。然而,随着透平进口温度的不断提高,透平叶片的温度、热负荷、热应力也随之增加,将会损坏叶片材料、缩短叶片使用寿命<sup>[2]</sup>。目前,先进燃气轮机的透平进口温度已达到1700℃以上,已远远超出了透平叶片金属材料的许用温度。为了实现透平叶片在高温环境下长时间可靠工作,除了继续发展高耐热叶片基体材料和低导热系数涂层技术之外,研发更为高效的叶片冷却技术也至关重要。

通常在动叶前缘区域采用冲击冷却和气膜冷却的复合结构,在叶片中部区域采用蛇形带肋3通道设计,并在第1通道压力面、吸力面侧和第3通道压力面侧布置气膜冷却孔排,在叶片尾缘布置柱肋扰流结构和压力面侧的气膜冷却。与气膜冷却研究中简化的腔进气结构相比,动叶中部的气膜冷却具有以下特点:一是带肋通道中的冷气流动方向横向垂直于主流流动方向,而腔进气结构的冷气流动方向竖向垂直于主流流动方向;二是带肋通道中的冷气流速明显高于腔进气结构的冷气流速;三是带肋通道中的冷气在流入气膜孔之前额外受到肋片的扰流作用。上述特点必然导致动叶中部的横流带肋通道中气膜冷却特性与简化腔进气条件下的气膜冷却特性有所区别,需在该区域的气膜冷却设计中着重考虑。

基于此,本文对近年来横流带肋通道中气膜冷却的研究进展进行归纳,分析冷气供应方式对气膜冷却性能的影响,总结肋片结构(角度、形式)、气膜孔与肋片的相对位置、横流通道进口雷

诺数对流动和气膜冷却性能的影响,以及横流带肋进气条件下气膜孔型设计途径。

## 1 冷气供应方式对气膜冷却性能的影响

燃气轮机第1、2级动叶仍承受较大的热负荷,典型透平第1级动叶的冷却结构<sup>[3]</sup>如图1所示,包含第1、2、3通道,圆柱型气膜孔和扇形气膜孔。在气膜冷却实验研究中,其冷气供应方式通常简化为冷气腔供应<sup>[4]</sup>;而在透平动叶中部气膜冷却的冷气是从横流带肋冷却通道抽取得到。相比于腔进气结构,横流带肋通道进气使冷气在进入气膜孔进口前受到肋片的扰动,导致气膜孔进口处的冷气速度沿气膜孔展向不均匀,进而影响气膜孔的流阻特性、流量系数和冷却性能。

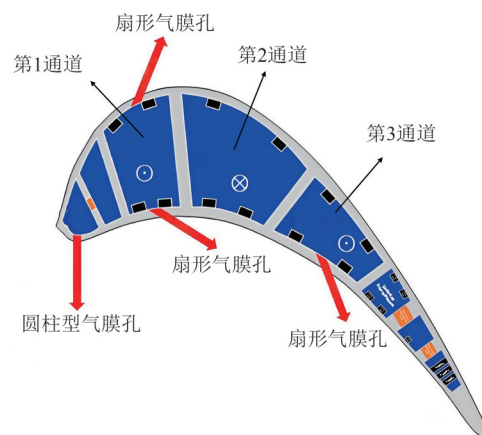


图1 典型透平动叶冷却结构

Fig. 1 Typical cooling structure of turbine blades

气膜孔的流量系数越大,表明孔内冷气的流动损失越小。冷气在横流进气时的横向动量相较于腔进气更大,导致冷气经折转流入孔内所产生的流动分离现象更显著。骆剑霞<sup>[5]</sup>对比分析了圆柱型气膜孔在腔进气和横流带肋通道中的流阻特性,结果发现,横向进气条件下冷气在气膜孔内螺旋式运动,孔内的流动分离加剧、流动损失增大。刘存良等<sup>[6]</sup>研究了圆柱型气膜孔在横流带肋通道条件下的流量系数,分析认为,冷气横向流动引起的孔内旋流是流量系数减小的主要原因,而由肋片引发的气膜孔进口堵塞使得气膜孔的流量系数进一步减小。Zhang等<sup>[7]</sup>研究了3种冷气流向(顺流、逆流、横流)下圆柱型和凹坑型气膜孔

的流量系数，结果表明：顺流条件下(冷气方向与主流方向一致)各孔型的流量系数均最大；而由于在气膜孔进口处具有最大的流动分离，因此逆流条件下(冷气方向与主流方向相反)的流量系数最小；横流条件下的流量系数居中。

冷气横向流动使得气膜孔进口处的速度分布呈现展向非对称性，在几何展向对称的气膜孔内发展，必然导致气膜孔出口的流动仍然呈现展向非对称性，孔出口下游的冷却效率分布发生偏转。Gritsch等<sup>[8]</sup>对比分析了圆柱型气膜孔和扇形气膜孔在腔进气和横流进气2种条件下的冷却性能，结果发现，在横流进气条件下，孔出口0~8D(D为气膜孔直径)范围内展向冷却效率明显低于腔进气条件下。Fraas等<sup>[9]</sup>通过实验测量得到了腔进气和横流进气2种条件下扇形孔的冷却性能，结果表明，与腔进气相比，横流进气导致扇形气膜孔内部产生了非展向对称的流动分离，进而使得孔中心线上的冷却效率分布发生偏转，面积平均冷却效率在吹风比 $M=0.5, 3.0$ 时分别降低了约6%和30%。Qenawy等<sup>[10]</sup>的实验结果同样表明横流进气条件下扇形孔的冷却效率降低，研究认为，冷气横向流动引发的孔内螺旋漩涡结构导致孔下游的肾形涡对沿展向不对称，进而导致孔出口下游壁面的冷却效率分布发生偏转，且冷却效率下降。

Zamiri等<sup>[11]</sup>采用大涡模拟方法分析了不同冷气流向(腔进气、顺流、逆流和横流)条件下扇形气膜孔的冷却效率，并与实验值进行对比，如图2所示。可以看出，相比于腔进气，扇形孔在顺流通道的冷气条件下面积平均冷却效率 $\eta_s$ 有所提升，而在横流通道的冷气条件下冷却性能最差，在 $M=1.5, 3.0$ 时分别降低了约10%和17%。

横流进气时冷却效率呈现展向非对称性，但其展向非对称程度与气膜孔型、吹风比相关。Zhang等<sup>[12]</sup>对比分析了不同冷气流动方向下凹坑型气膜孔的冷气覆盖特性，结果表明：在腔进气、顺流和逆流条件下，凹坑型孔出口下游的冷却效率呈展向对称分布；受横向气流的影响，横流流动条件下的冷气覆盖呈现展向非对称特性，且其非对称程度随吹风比的增大而减弱，如图3所示，其中 $X/D$ 表示横向距离 $X$ 与气膜孔直径 $D$ 之比。

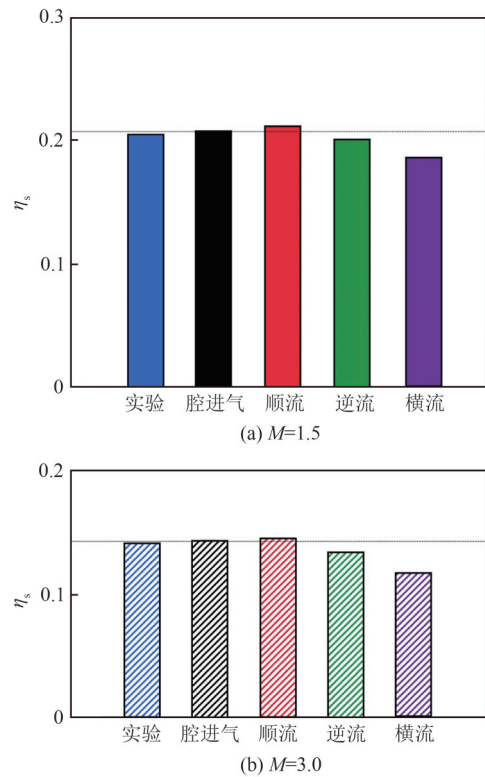


图2 不同冷气方向时面积平均冷却效率对比  
Fig. 2 Comparison of area averaged cooling effectiveness in different coolant flow directions

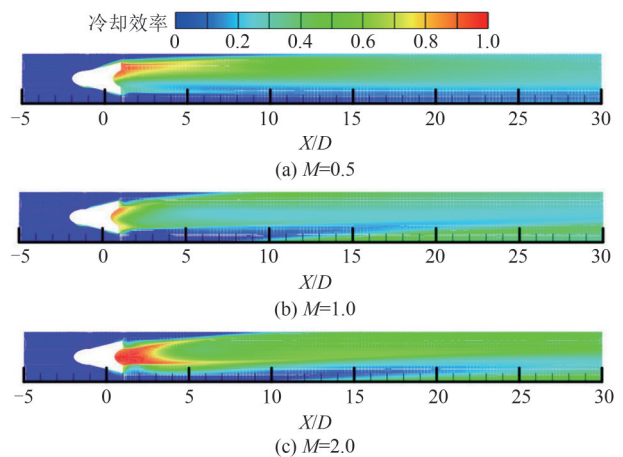


图3 横流进气时凹坑型气膜孔的冷却效率分布云图  
Fig. 3 Contours of cooling effectiveness distribution of cratered film cooling holes with crossflow

此外，横流条件下凹坑孔的冷却效率较腔进气条件下有所提升，在高吹风比( $M=2.0$ )时的提升幅度最大。

Zhu等<sup>[13]</sup>分析了圆柱型气膜孔、姊妹气膜孔在腔进气和横流带肋进气条件下的冷却特性，研究表明，横流进气使得腔进气条件下的展向

对称涡结构发生改变,从而使圆柱型气膜孔和姊妹气膜孔的冷却效率得以提升。Zhang等<sup>[14]</sup>研究了横流进气条件下带月牙形挡块圆柱型气膜孔的冷却特性,结果表明:冷气横向流动导致在月牙形挡块出口下游产生的一对反肾形涡呈现非展向对称特性;吹风比的大小影响挡块下游壁面的冷气偏置方向,当吹风比较小时,冷气偏置方向与横向流动方向一致,反之,二者方向相反;气膜孔出口处的月牙形挡块减小了冷气的射流高度,减轻了冷气与主流的掺混程度,同时改变了流场涡结构的分布。

复合角在腔进气条件下可以有效改善冷气在气膜孔下游的展向覆盖情况,从而提升冷却效率;但复合角在横流进气条件下对气膜冷却效率的影响与吹风比、孔型相关。刘昊阳等<sup>[15]</sup>针对具有复合角的扇形气膜孔开展了腔进气、逆流和横流3种冷气流向下的冷却特性研究,结果表明:在低吹风比时,不同冷气流向下气膜孔的冷却性能基本相当;但在高吹风比时,平行横流逆流和垂直横流顺流的冷却效率均下降,与腔进气条件下相比,其面积平均冷却效率最大降幅为23%。张巢等<sup>[16]</sup>通过实验测量发现,具有复合角的槽孔在腔进气条件下使冷气发生偏转,而横流通道供应冷气可以有效抑制冷气的偏转,有助于提升冷却效率。

Peng等<sup>[17]</sup>分析了腔进气、横流光滑通道和横流带肋通道下圆柱型气膜孔的冷却特性,研究结果表明:在低吹风比( $M=0.5$ )时,冷气通道对气膜冷却的影响不大;在高吹风比( $M=1.0$ )时,肋片的扰动作用有助于冷却效率的提升,横流带肋通道条件下冷却效率高于腔进气和横流光滑条件下。

由上述分析可知,冷气流向方向的差异会对气膜孔内的流阻和孔下游的冷却特性造成一定的影响。与腔进气条件下相比,在横流进气条件下,孔内呈螺旋状运动的冷气使得孔出口处的速度场产生展向非对称特性,从而使得流动阻力增大、流量系数减小。气膜孔进口处所施加的横向速度最终导致气膜孔出口下游壁面的冷气覆盖呈现展向非对称特性,相比于腔进气条件下,在横流进气条件下,气膜孔的冷却效率是否降低与气膜孔

基本孔型有关。上述研究表明,若孔型为圆柱孔、姊妹孔或凹坑孔,横流流动可以不同程度地提升气膜冷却效率;若孔型为扇形孔,则使得气膜冷却效率降低。横流通道的肋结构同样对气膜孔进口冷气的流动产生了较大扰动,有助于提升冷却效率。

## 2 肋结构对气膜冷却性能的影响

### 2.1 肋角度对气膜冷却性能的影响

在燃气轮机动叶中部内部扰流冷却通道中,考虑到肋片的易加工性,通常布置与冷气流动方向呈一定夹角的斜置直肋片,肋片的迎风侧和背风侧会产生不同涡系结构。显然,斜置直肋片与冷气流动方向的夹角不同,对气膜孔进口流动及其冷却效率的影响也不尽相同。表1列出了斜置直肋片的角度和冷却性能较优的肋角度<sup>[18-23]</sup>。

**表1 斜置直肋片的角度和冷却性能较优的肋角度**  
**Tab. 1 Angles of inclined straight ribs and the angles of ribs with better cooling performance**

来源	肋角度	冷却性能较优的肋角度
文献[18]	60°, 120°	120°
文献[19-20]	45°, 135°	135°
文献[21-22]	45°, 135°	135°
文献[23]	45°, 60°, 90°, 120°, 135°	45°, 135°

Agata等<sup>[18]</sup>比较了斜置肋角度分别为60°和120°圆柱型气膜孔的冷却特性,并分析了其影响机理,结果表明,斜置肋角度的不同使得气膜孔下游的涡系结构发生改变。当斜置肋角度为60°时,气膜孔出口主流与射流冷气相互作用,形成一个肾形涡对,随着吹风比的增大,射流冷气被该肾形涡对抬升,从而使冷气吹离壁面,冷却效率下降;当斜置肋角度为120°时,在孔出口处的射流冷气被分为两部分,一部分冷气仍受到肾形涡对的影响而吹离壁面,而另一部分冷气保持贴壁流动,由于主流与该部分冷气的相互作用产生反肾形涡对,因而具有更好的冷却效果。

文献[19-20]研究了肋角度 $\beta$ 为45°和135°斜置肋片对圆柱型气膜孔冷却性能的影响,45°和135°横流带肋通道如图4所示。相比于45°斜置肋片,135°斜置肋片条件下圆柱型气膜孔在横流方向产

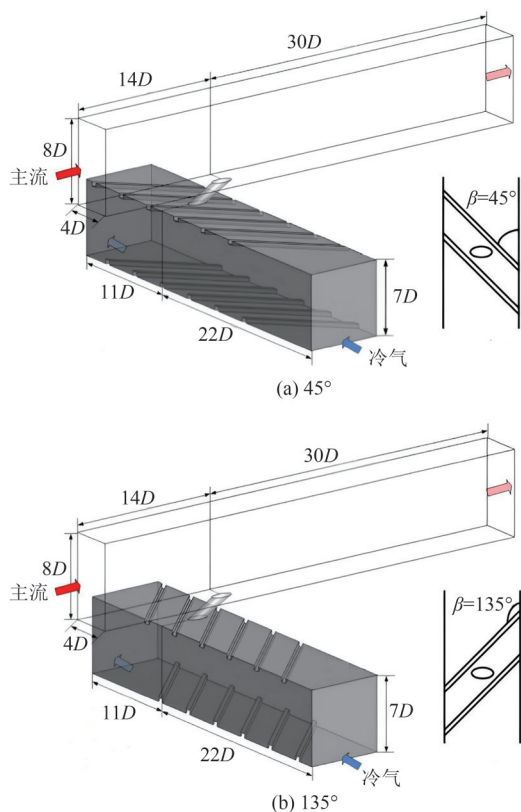


图 4 45°和 135°横流带肋通道示意图

Fig. 4 Diagram of 45° and 135° crossflow ribbed passages

生的漩涡方向与气膜孔倾斜方向一致，冷气更易流入气膜孔内，从而使得流量系数增大、冷却效率提升。

Klavetter 等<sup>[21]</sup>研究结果同样表明，135°斜置肋片横流通道下带复合角的圆柱型气膜孔的冷却性能优于 45°肋通道。邓贺方<sup>[22]</sup>对 45°和 135°斜置肋片横流通道下槽型气膜孔的冷却特性进行了比较，结果发现，135°斜置肋片在吹风比  $M=0.5\sim 2.0$  时的冷却效率较高，而 45°斜置肋片只有在高吹风比 ( $M=2.0$ ) 时具有较高的冷却效率。白伟<sup>[23]</sup>研究了斜置肋角度分别为 45°、60°、90°、120°和 135°时，由横流通道供应冷气的凹坑型气膜孔的冷却性能，结果表明，在吹风比  $M=0.5\sim 2.5$ ，斜置肋角度为 45°和 135°时，该孔型的冷却效率明显高于其他斜置肋角度。

### 2.2 肋片结构形式对气膜冷却性能的影响

在内部冷却肋化通道强化换热研究中，在斜置肋片的基础上，其他结构形式更复杂、换热能力更强的肋片获得越来越多的关注和应用。表 2

表 2 不同形式的肋片结构对比

Tab. 2 Comparison of different rib configurations

来源	肋片形式	连续或间断形式
文献[24]	45°斜置肋	连续
文献[25]	60°斜置肋	连续
文献[26]	直肋	连续、中间间断、侧向间断
文献[17]	直肋、V形肋	连续
文献[27]	正负V形肋	连续
文献[28]	90°直肋、正负月牙形肋	连续
文献[29]	方形肋、圆形肋	连续

总结了横流带肋通道的气膜冷却研究中涉及的肋片结构并进行了对比。

文献[24-25]分别对 45°和 60°斜置肋横流通道下圆柱型气膜孔的冷却特性进行了研究，结果发现，斜置肋的存在增加了横流通道内的扰流作用，降低了孔出口平面的平均温度，带肋通道的气膜孔出口下游的换热系数高于光滑通道。

学者们在斜置肋的基础上研究了更多结构复杂的肋片，如直肋、正负V形肋、正负月牙形肋、截面形状不同的方形和圆形肋，这些肋片进一步可细分为连续或间断肋。横流冷却通道中肋的存在相较于光滑通道显著提高了气膜孔的冷却效率，V形和月牙形肋对冷却效率的影响取决于肋片所产生的涡结构是否更有利于冷气流入气膜孔内。

Xie 等<sup>[26]</sup>分析了斜置连续直肋和中间间断、侧向间断直肋下圆柱型气膜孔的冷却性能，结果表明：当吹风比较低 ( $M=0.5$ ) 时，3种肋片结构条件下的气膜冷却性能较为接近，但均明显高于光滑通道条件下的冷却性能；当吹风比较大 ( $M=1.0$ ) 时，连续直肋通道下气膜孔的面积平均冷却效率比间断直肋条件下高 12%~45%。通过对气膜孔内的流场进行分析，他们认为冷却效率与冷气在孔内螺旋流动的强度相关，孔内螺旋流动的强度增加导致气膜孔的冷却性能下降。

Peng 等<sup>[17]</sup>研究发现，横流通道内布置V形肋片时，圆柱型气膜孔的冷却效率高于布置斜置直肋时。Wang 等<sup>[27]</sup>进一步研究了横流通道中V形肋片朝向对气膜冷却性能的影响，结果表明：在低横流雷诺数下，正V形肋片(即V形肋片朝向与横流通道内冷气流动方向一致)的气膜冷却效率更高，与光滑通道条件下相比，面积平均冷却效率

提升了9%~20%；而负V形肋片(即V形肋片朝向与横流通道内冷气流动方向相反)在高横流雷诺数时，气膜孔的冷却性能提升幅度达到29%~120%。Liu等<sup>[28]</sup>提出将月牙形肋片应用于横流带肋通道气膜冷却，并与光滑通道、90°直肋通道进行对比，如图5(a)所示，其中： $L$ 为肋片长度； $b$ 为月牙形肋的深度；A、B、C、D分别表示横流光滑通道、90°直肋通道、负月牙形肋通道、正月牙形肋通道。对比分析结果表明，正月牙形肋通道气膜孔具有最高的气膜冷却效率。进一步，对气膜孔附近冷气的流线进行分析，如图5(b)所示，其中： $u$ 为气膜孔附近速度； $u_g$ 为主流入口速度。流线分析结果表明，正月牙形肋产生的纵向涡更有利于冷气流入气膜孔内。

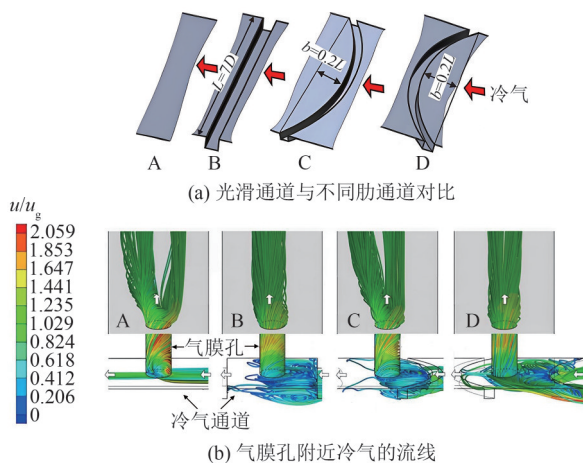


图5 光滑、带肋通道及气膜孔附近冷气流线对比  
Fig. 5 Comparison of streamlines near the smooth, ribbed passage walls and film cooling holes

Wang等<sup>[29]</sup>从截面形状角度分析了方形和半圆形截面直肋片对气膜冷却性能的影响，结果发现，气膜孔进口下游第一排肋对气膜冷却效率影响较大，方形肋的冷却效率高于圆形肋，这是由于方形肋通道内冷气动量更小，对冷气的扰流作用更显著。

### 3 气膜孔与肋的相对位置对气膜冷却性能的影响

相对于带肋冷却通道的冷气流动而言，气膜孔具有抽吸作用。一方面，抽吸作用使得冷气通过气膜孔流出，实现冷却叶片壁面的目的；另一

方面，通过扰动横流通道壁面的冷气流动，使得内部通道壁面上的局部换热增强。在带肋通道冷气扰动和抽吸的共同作用下，冷气在气膜孔进口处的流动受到影响，进而改变气膜冷却效率。因此，气膜孔与肋片的相对位置会对气膜冷却性能产生影响。按照相邻肋片之间的气膜孔个数，可分为单个气膜孔和多个气膜孔两大类。

#### 3.1 单个气膜孔位置对气膜冷却性能的影响

当相邻肋片内仅包含1个气膜孔时，根据肋片和气膜孔在横向方向上的周期布置，相邻气膜孔之间的展向间距和相邻肋片之间的横向间距相等。气膜孔与肋的相对位置可分为相对横向、流向2种位置。Bunker等<sup>[30]</sup>针对90°直肋横流通道的圆柱型气膜孔，通过测量得到了孔与肋的相对横向位置不同时气膜孔的流量系数，研究结果表明，当气膜孔前置时，即气膜孔与上游肋片更为靠近时，气膜孔的流量系数大于气膜孔后置的情况。

Zhang等<sup>[31]</sup>研究了月牙形肋通道中气膜孔的流向位置对冷却性能的影响，分析了气膜孔位置为 $w/2$ 、 $w/3$ 、 $w/4$ 三种情况，气膜孔与肋的相对位置如图6所示，其中： $w$ 为冷气通道的宽度； $l$ 为孔与侧壁面之间的距离； $p$ 为相邻肋之间的距离。研究结果表明，通过减小气膜孔与冷却通道壁面之间的距离，可提高气膜孔冷却效率。这是由于孔与冷气通道侧壁面距离的减小导致肋下游的涡结构尺度减小，从而使冷气进入孔内的阻力变小，同时冷气在孔内的螺旋运动强度降低。

Liu等<sup>[32]</sup>以45°和135°斜置直肋通道为研究对象，分析了气膜孔前置、中置、后置3种孔与肋的相对展向位置对圆柱型气膜孔冷却性能的影响，

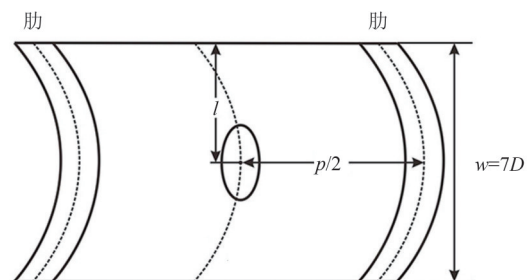


图6 月牙形肋通道中气膜孔与肋的相对位置  
Fig. 6 Relative position of film cooling hole and crescent rib in coolant supply passage

结果表明：在 $135^\circ$ 斜置直肋通道，孔与肋的相对展向位置对气膜冷却效率的影响较小；在 $45^\circ$ 斜置直肋通道，前置和后置对气膜冷却效率影响不大；与气膜孔中置情况相比，气膜孔后置时，流量系数在低吹风比下稍有增大，而在高吹风比下略有减小。

Jeon 等<sup>[33]</sup>研究了9种气膜孔位置(DP00—DP08)对气膜冷却性能的影响，如图7所示，结果表明，3种左置气膜孔(DP03、DP04、DP05)气膜冷却效率最高，相对于其他位置，近冷气通道壁面的气膜孔入口旋流强度较小，孔出口射流冷气的贴壁性更好。

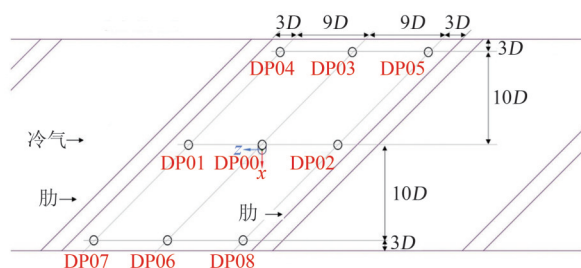


图7 气膜孔与肋的相对位置示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the positions of film cooling hole relative to the rib

### 3.2 多个气膜孔位置对气膜冷却性能的影响

当相邻肋片内布置多个气膜孔时，肋片之间的横向间距较大，在横流通道内由于上游肋片扰流产生的冷气再附着和继续发展较为充分，因此，孔处于不同相对横向、流向位置时对气膜孔的影响更为复杂。对于相邻肋片内布置2个气膜孔的情况，冷气与上游肋片靠近的气膜孔称为肋前孔，与下游肋片靠近的气膜孔称为肋后孔，肋前孔与肋后孔的冷却性能表现也不一致。徐光耀<sup>[34]</sup>研究了槽型气膜孔在 $45^\circ$ 和 $135^\circ$ 斜置肋片相对流向位置对冷却性能的影响，如图8所示，结果表明：对于 $45^\circ$ 斜置直肋横流通道，孔排左置和右置时的气膜冷却效率均优于孔排中置情况；而在 $135^\circ$ 斜置直肋横流通道，3种相对流向位置下的冷却效率基本相当。就单个气膜孔而言，肋后孔的气膜冷却效率均高于肋前孔。当肋段内存在多个气膜孔时，不局限于单独调整横向、流向相对位置，可将2种相对位置混合，形成孔排错位布局，进而改变孔入口处的流动，以提高气膜冷却效率。此

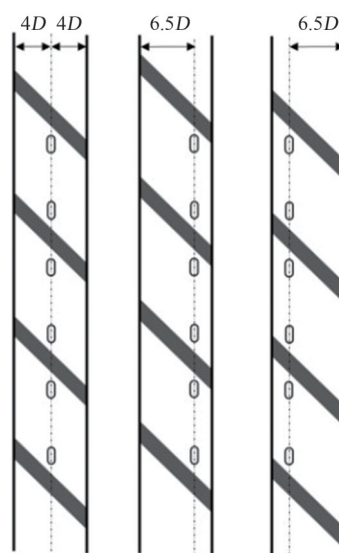


图8 槽型孔排相对流向位置

Fig. 8 Relative streamwise positions between the slot diffusion hole and the rib

外，不同位置气膜孔的冷却效率是否变化还取决于肋角度的变化。

## 4 横流通道进口雷诺数对气膜冷却性能的影响

当横流通道进口热物性参数一定时，横流通道进口雷诺数直接决定了气膜孔进口处的横向速度及对气膜冷却性能的影响程度。Ye 等<sup>[35]</sup>研究了不同横流通道进口雷诺数 $Re$ 下圆柱型气膜孔的冷却性能和流量系数，光滑通道和 $135^\circ$ 带肋通道冷却效率分布云图如图9所示，其中 $Y$ 为展向距离。研究表明：在光滑通道，随着 $Re$ 的增加，孔内的冷气螺旋现象加剧，气膜冷却效率发生偏置现象；而在 $135^\circ$ 带肋通道，气膜冷却效率基本呈展向对称；流量系数随着 $Re$ 的增大而减小，在高 $Re$ 时气膜孔进口处冷气堵塞加剧，导致流动损失增加。

横流通道进口雷诺数对气膜冷却效率的影响还与吹风比、气膜孔型(如圆柱型气膜孔、槽型气膜孔、Y型气膜孔、扇形气膜孔和凹坑型气膜孔)紧密相关。Liu 等<sup>[36]</sup>研究了横流通道进口雷诺数变化对圆柱型气膜孔和槽型气膜孔冷却效率的影响，结果表明：当 $Re=50\ 000\sim 100\ 000$ 时，随着横流通道进口雷诺数的增大，圆柱型气膜孔在低吹风比( $M=0.5$ )时冷却效率降低，而在高吹风比( $M=1.0\sim$

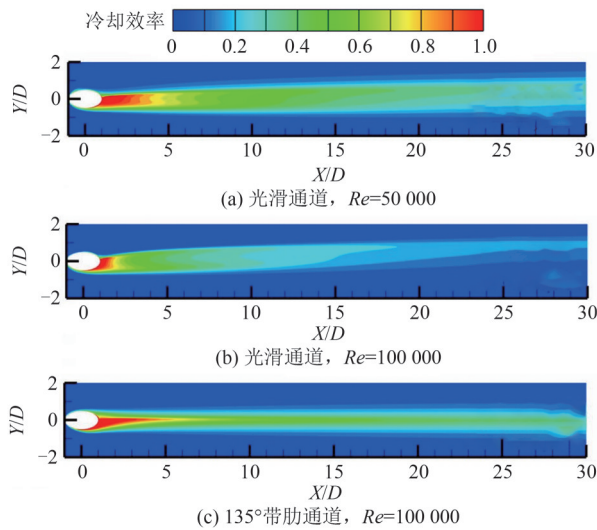


图9 光滑通道和 $135^\circ$ 带肋通道冷却效率分布云图

Fig. 9 Contours of cooling effectiveness distribution of the smooth and  $135^\circ$  ribbed passages

2.0)时冷却效率提高;对于槽型气膜孔,随着横流通道进口雷诺数的增大,在吹风比 $M=0.5\sim 2.0$ 时其冷却效率提高。

Li等<sup>[37]</sup>通过实验测量得到了不同横流通道进口雷诺数( $Re=50\,000\sim 100\,000$ )对Y型气膜孔冷却性能的影响,结果表明,该孔型的流量系数随着横流通道进口雷诺数的增大而减小,在吹风比 $M=2.0$ 时,冷却效率随着雷诺数的增大而提高。

Kissel等<sup>[38]</sup>研究发现,随着横流通道进口雷诺数的增大, $45^\circ$ 斜置直肋横流通道的气膜孔出口下游 $0\sim 30D$ 区域的冷却效率增大。刘存良等<sup>[39]</sup>通过实验测量发现,圆柱型气膜孔的冷却效率随着横流通道进口雷诺数的增大而提高。Kunze等<sup>[40]</sup>研究表明,圆柱型气膜孔的冷却效率随着横流通道进口雷诺数的增大而降低,这是由于雷诺数的增大导致肾形涡对的强度略有增加。

Mcclintic等<sup>[41]</sup>研究表明,横流通道进口雷诺数变化对扇形气膜孔冷却性能的影响规律与吹风比的大小有关:在低吹风比( $M=0.72$ )时,横流通道进口雷诺数的变化对气膜冷却效率的影响不大;而在高吹风比( $M=1.98$ )时,气膜冷却效率随着横流通道进口雷诺数的增大而降低。张陆新等<sup>[42]</sup>研究发现,横流通道进口雷诺数变化对气膜冷却性能的影响还与具体肋结构相关:在横流冷却通道光滑状态下,低吹风比时,横流通道进口

雷诺数越大,气膜冷却性能越差,而在高吹风比下则反之;当横流冷却通道内布置斜置肋片时,低吹风比时气膜冷却效率随横流通道进口雷诺数的增大而提高,在高吹风比下则反之。白伟<sup>[23]</sup>研究了凹坑型气膜孔在横流带肋通道中的冷却性能,结果表明,随着横流通道进口雷诺数增大,肋后孔的冷却效率不变,肋前孔的冷却效率下降。其原因在于,随着横流通道进口雷诺数的增大,肋前孔入口处冷气的横向动量增大,肋的扰流作用减弱,导致冷气在孔内的速度增大并发生堵塞现象。由此可见,凹坑型气膜孔在低雷诺数时的冷却性能表现更好。

综上可知,随着横流通道进口雷诺数的增大,孔内流线螺旋状运动现象加剧,一定螺旋强度的流线有助于提高气膜冷却效率,而强度过高的螺旋运动会导致孔内冷气产生流动分离现象,降低气膜冷却性能。

## 5 横流带肋进气条件下气膜孔型设计

随着对气膜冷却性能要求的不断提高,需要对横流带肋进气条件下的现有气膜孔型进行改型设计,以进一步提升其冷却效率。通过适当的气膜孔型改进,对流经气膜孔的冷气进行合理调控,以充分发挥冷气在横流带肋进气条件下的冷却能力。而现有的气膜孔型与腔进气条件下的气膜孔型并无不同,这就导致所取得的研究结果仅为已有孔型在横流带肋进气状态下的冷却性能,对气膜孔型改型设计的指导存在一定的局限性。

通过分析已有孔型结构可知,现有气膜孔型沿孔中心线呈现展向对称结构,且气膜孔进口速度场易受到冷气横向流动和肋片扰流的影响,孔进口处的冷气喷射效应明显,进而导致气膜冷却效率呈现非展向对称分布。为改善这一现象,需要发展适用于横流带肋进气的专用气膜孔型。目前,针对该专用气膜孔型有以下设计途径。

一种设计途径是在现有气膜孔设计框架下引入非展向对称设计理念,即利用非展向对称的气膜孔几何形状减弱甚至消除横流带肋进气引起的冷气偏转。张超等<sup>[43]</sup>率先提出了气膜孔非展向对称理念,并针对凹坑气膜孔的出口部分进行了非

展向对称设计,通过增大凹坑出口边沿横流下游侧扩张宽度或将出口凸台向横流下游侧偏置,对流经凸台处的冷气流动进行精细组织,使其面积平均冷却效率较展向对称凹坑孔型提升了3.7%~32.3%。

安柏涛等<sup>[44]</sup>设计了一种中心不对称槽型扩张孔,如图10所示,其中: $W$ 为进口截面展向宽度; $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$ 为展向扩张角; $D_1$ 、 $D_2$ 为进口截面两侧半圆直径。该孔型特征为:从气膜孔进口到气膜孔扩张段出口均为展向非对称截面,且扩张段沿展向两侧的扩张角不同。该研究认为,孔进口处沿中心不对称的冷气分布导致扩张段的流动分离区沿中心线不对称,形成气膜孔出口处冷气分布的中心不对称,同时强度和尺度不对称的反肾形涡对可将冷气输运至更远的下游,从而提升气膜冷却效率。平板和动叶吸力面的气膜冷却测试结果表明,与展向对称的扇形气膜孔相比,中心不对称槽型扩张孔下游的冷气展向覆盖面积增加,面积平均冷却效率分别提升了约12%和18.3%。

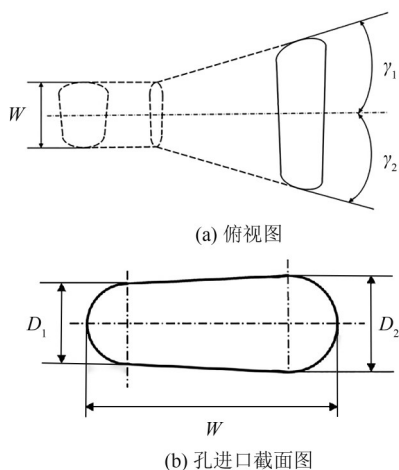


图10 中心不对称槽型扩张孔

Fig. 10 Asymmetrical slot cross-section diffusion hole

另一种设计途径是发展对气膜孔进气速度场变化相对不敏感的气膜孔型。安柏涛等<sup>[45]</sup>设计了一种垂直槽型扩张气膜冷却孔结构,如图11所示,其中 $W_1$ 为出口截面流向长度。该气膜孔进口为展向宽度较小、流向长度较长的跑道型截面。垂直放置、高宽高比的气膜孔进口可有效减弱进口冷气喷射效应和孔出口下游的反肾形涡对强度,

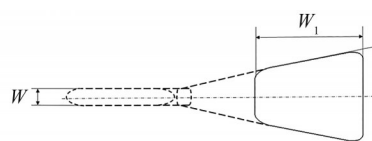


图11 垂直槽型扩张孔

Fig. 11 Vertically oriented slot cross-section diffusion hole

有效抑制高吹风比下冷气分布偏移,配合可高达30°的展向扩张角,使得孔出口下游可以获得较大展向宽度且分布均匀的气膜覆盖。Hu等<sup>[46-47]</sup>进一步对该孔型进行了平面叶栅动叶单排孔和多排孔实验测试,结果发现,垂直槽型扩张孔的气膜冷却效率基本不受横流的影响,且在叶片吸力面侧的冷却效率优于扇形孔和水平槽型扩张孔。

## 6 结论

对冷气供应方式、肋结构、孔与肋的相对位置、横流通道进口雷诺数等因素对气膜冷却性能的影响,以及横流带肋进气条件下气膜孔型设计的研究进展进行了综述,得到如下结论:

1) 冷气流方向影响气膜孔进口速度场、孔内流阻特性和孔下游冷却效率。与腔进气状态相比,横流带肋进气可提升气膜孔的冷却特性,其提升效果与具体孔型有关。因此,在透平动叶冷却设计中,必须考虑横流带肋通道对外部气膜冷却的影响。

2) 肋片结构、肋片与孔的相对位置和横流通道进口雷诺数均对气膜孔的冷却性能产生影响,且这些因素相互关联,共同决定了气膜冷却性能。合理布置肋片角度、形式及其与气膜孔相对位置,有助于提升气膜冷却效率。

3) 适用于横流带肋冷却通道的专用气膜孔型已经初步显示了优越的冷却性能,后续可深入研究冷却效率提升的流动机理,并通过优化孔型几何参数进一步挖掘气膜冷却潜能。

## 参考文献

- [1] 孔祥玲,付经伦.基于计算机视觉的三维重建技术在燃气轮机行业的应用及展望[J].发电技术,2021,42(4):454-463.

KONG X L, FU J L. Computer-vision based on three-

- dimensional reconstruction technology and its applications in gas turbine industry[J]. *Power Generation Technology*, 2021, 42(4): 454-463.
- [2] 白明亮, 张冬雪, 刘金福, 等. 基于深度自编码器和支向量数据描述的燃气轮机高温部件异常检测[J]. *发电技术*, 2021, 42(4): 422-430.
- BAI M L, ZHANG D X, LIU J F, et al. Anomaly detection of gas turbine hot components based on deep autoencoder and support vector data description[J]. *Power Generation Technology*, 2021, 42(4): 422-430.
- [3] TOWN J, STRAUB D, BLACK J, et al. State-of-the-art cooling technology for a turbine rotor blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(7): 71007.
- [4] WILFERT G, WOLFF S. Influence of internal flow on film cooling effectiveness[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(2): 327-333.
- [5] 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, 2015.
- LUO J X. Study on the influence of internal cooling Structure of turbine blades on the cooling characteristics of external gas film[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.
- [6] 刘存良, 宋辉, 郭涛, 等. 带肋横流进气方式下气膜孔的流阻特性与机理研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(7): 1320-1327.
- LIU C L, SONG H, GUO T, et al. Flow resistance characteristics and mechanism of film cooling holes with ribbed crossflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(7): 1320-1327.
- [7] ZHANG C, BAI L, FU J, et al. Discharge coefficients and aerodynamic losses for cylindrical and cratered film-cooling holes with various coolant crossflow orientations[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2021, 43: 161.
- [8] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(3): 547-554.
- [9] FRAAS M, GLASENAPP T, SCHULZ A, et al. Film cooling measurements for a laidback fan-shaped hole: effect of coolant crossflow on cooling effectiveness and heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(4): 41006.
- [10] QENAWY M, ZHOU W, LIU Y. Effects of crossflow-fed-shaped holes on the adiabatic film cooling effectiveness[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 177: 107578.
- [11] ZAMIRI A, CHUNG J T. Large eddy simulation of internal coolant crossflow orientation effects on film-cooling effectiveness of fan-shaped holes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, 190: 122778.
- [12] ZHANG C, ZHANG P F, JU P F. Film cooling for a cylindrical hole with downstream crescent-shaped block with perpendicular crossflow[J]. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2022, 95(3): 599-607.
- [13] ZHU H, XIE G, ZHU R, et al. Comparisons on flow characteristics and film cooling performance of cylindrical and sister holes with/without internal coolant crossflow[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 182: 107791.
- [14] ZHANG C, BAI L, TONG Z, et al. Film cooling performance for the cratered film-cooling holes with various coolant crossflow orientations[J]. *Numerical Heat Transfer*, 2021, 81(1/2): 15-30.
- [15] 刘昊阳, 杜强, 徐庆宗, 等. 冷气横流下复合角扩张孔的气膜冷却特性研究[J]. *工程热物理学报*, 2023, 44(10): 2685-2695.
- LIU H Y, DU Q, XU Q Z, et al. Investigation of the film cooling of the fan-shaped hole with compound angle under coolant crossflow condition[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2023, 44(10): 2685-2695.
- [16] 张祟, 浦健, 徐帅, 等. 横流下前向与反向复合角沟槽孔气膜冷却效率[J]. *工程热物理学报*, 2021, 42(5): 1161-1167.
- ZHANG T, PU J, XU S, et al. Film cooling effectiveness of forward and backward compound-angled trench-holes under coolant cross-flow effects[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2021, 42(5): 1161-1167.
- [17] PENG W, SUN X, JIANG P, et al. Effect of ribbed and smooth coolant cross-flow channel on film cooling [J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2017, 316: 186-197.
- [18] AGATA Y, TAKAHASHI T, SAKAI E, et al. Numerical evaluation of influence of internal ribs on heat transfer in flat plate film cooling[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. USA: American Society of Mechanical Engineers, 2013, 55157: V03BT13A053.
- [19] 骆剑霞, 朱惠人, 刘存良, 等. 肋角度对气膜冷却特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(7): 1615-1622.

- LUO J X, ZHU H R, LIU C L, et al. Effect of rib orientation on film cooling performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29 (7): 1615-1622.
- [20] LIU C, YE L, ZHU H, et al. Investigation on the effects of rib orientation angle on the film cooling with ribbed cross-flow coolant channel[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 115: 379-394.
- [21] KLAVETTER S R, MCCLINTIC J W, BOGARD D G, et al. The effect of rib turbulators on film cooling effectiveness of round compound angle holes fed by an internal cross-flow[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(12): 121006.
- [22] 邓贺方. 横流进气对气膜冷却特性的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2021.
- DENG H F. Investigation on effect of crossflow feeding on film cooling characteristics[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2021.
- [23] 白伟. 垂直带肋通道中凹坑气膜孔的流动及冷却特性研究[D]. 天津: 天津理工大学, 2023.
- BAI W. Investigation on flow and cooling characteristics of the cratered film-cooling hole combined with ribbed cross-flow channel[D]. Tianjin: Tianjin University of Technology, 2023.
- [24] 陆犇, 姜培学. 带肋气膜冷却平板的数值模拟研究[J]. *工程热物理论*, 2005, 26(5): 844-846.
- LU B, JIANG P X. Numerical investigation of the heat transfer for a film cooled flat plate[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2005, 26(5): 844-846.
- [25] 李广超, 朱惠人, 郭涛. 带60度肋和气膜孔矩形通道换热研究[J]. *航空动力学报*, 2006(6): 45-50.
- LI G C, ZHU H R, GUO T. Heat transfer in the rectangular passage with 60-degree ribs and film holes [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006(6): 45-50.
- [26] XIE G, LIU X, YAN H. Film cooling performance and flow characteristics of internal cooling channels with continuous/truncated ribs[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017: 105: 67-75.
- [27] WANG J, GU C, SUNDEN B A. Conjugated heat transfer analysis of a film cooling passage with different rib configurations[J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2015, 25(4): 841-860.
- [28] LIU X, ZHANG G, SUNDEN B, et al. Numerical predictions of flow and heat transfer of film cooling with an internal channel roughened by crescent ribs[J]. *Numerical Heat Transfer*, 2018, 74(9): 1539-1564.
- [29] WANG K, JIA X, WANG Y, et al. Impact of V-shaped interrupted ribs in cross-flow channels on film cooling[J]. *Thermal Science*, 2024, 28: 3093-3106.
- [30] BUNKER R S, BAILEY J C. Film cooling discharge coefficient measurements in a turbulated passage with internal crossflow[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(4): 774-780.
- [31] ZHANG G H, LIU X T, SUNDEN B. Computational analysis of span-wise hole locations on fluid flow and film cooling of internal channels with crescent ribs[J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2019, 29(8): 2728-2753.
- [32] LIU C, LI B, YE L, et al. Film cooling characteristics of cross-flow coolant passage with various relative positions of holes and inclined ribs[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 167: 106975.
- [33] JEON S, SON C. Comparative numerical study of the influence of film hole location of ribbed cooling channel on internal and external heat transfer[J]. *Energies*, 2021, 14(15): 4689.
- [34] 徐光耀. 垂直带肋通道中槽型截面孔的气膜冷却特性研究[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2020.
- XU G Y. Investigation on film cooling characteristics of slot-sectional film holes combined with ribbed cross-flow channels[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences), 2020.
- [35] YE L, LIU C, ZHU H, et al. Experimental investigation on effect of cross-flow Reynolds number on film cooling effectiveness[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(11): 4804-4818.
- [36] LIU C, XIE G, ZHU H, et al. Effect of internal coolant crossflow on the film cooling performance of converging slot hole[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2020, 154: 106385.
- [37] LI L, LIU C, YE L, et al. Experimental investigation on effects of cross-flow Reynolds number and blowing ratios to film cooling performance of the Y-shaped hole[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 179: 121682.
- [38] KISSEL H P, WEIGAND B, VON WOLFERSDORF J, et al. An experimental and numerical investigation of the effect of cooling channel crossflow on film cooling performance[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Canada: AMSE, 2007, 47934: 147-158.
- [39] 刘存良, 宋辉, 郭涛, 等. 带肋横流进气方式下的圆

- 柱形孔气膜冷却特性[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(10): 2211-2216.
- LIU C L, SONG H, GUO T, et al. Film cooling characteristics of cylindrical holes with ribbed crossflow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(10): 2211-2216.
- [40] KUNZE M, VOGELER K. Flow field investigations on the effect of rib placement in a cooling channel with film-cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(3): 31009.
- [41] MCCLINTIC J W, ANDERSON J B, BOGARD D G, et al. Effect of internal crossflow velocity on film cooling effectiveness: part I: axial shaped holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(1): 11003.
- [42] 张陆新, 南春雷, 尤国林, 等. 横流通道对气膜冷却性能影响的数值研究[J]. 科技与创新, 2018(13): 104-105.
- ZHANG L X, NAN C L, YOU G L, et al. Numerical study of the effect of cross-flow channel on the cooling performance of gas film[J]. Science and Technology Innovation, 2018(13): 104-105.
- [43] 张超, 白林超, 童志庭, 等. 一种展向非对称的凹坑气膜冷却孔型: CN112031877B[P]. 2022-08-09.
- ZHANG C, BAI L C, TONG Z T, et al. An asymmetrical spanwise contoured film cooling hole: CN112031877B[P]. 2022-08-09.
- [44] 安柏涛, 胡佳君. 中心不对称气膜冷却结构及透平叶片: CN2023109310356[P]. 2023-07-27.
- AN B T, HU J J. The asymmetrical film cooling structure and cooling blade: CN2023109310356[P]. 2023-07-27.
- [45] 安柏涛, 胡佳君. 配置有垂直槽形气膜孔的冷却结构及涡轮叶片: CN2023113634517[P]. 2023-10-20.
- AN B T, HU J J. Cooling structure of vertically oriented slot cross-section diffusion holes and turbine blade: CN2023113634517[P]. 2023-10-20.
- [46] HU J J, AN B T. Effects of ribbed crossflow channel in a turbine blade on film cooling performance of diffusion slot holes with various cross section orientations[J]. Journal of Turbomachinery, 2025, 147(1): 11003.
- [47] HU J J, AN B T. Multirow film-cooling effectiveness of vertically oriented slot cross-section diffusion holes

on a turbine nozzle vane suction surface[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. United Kingdom: AMSE, 2024, 87998: V007T12A017.

收稿日期: 2024-08-20。

修回日期: 2024-10-01。

作者简介:



张超

张超(1983), 男, 博士, 副教授, 研究方向为燃气轮机叶片流动与冷却、高效能源动力机械设计, czhangxj@email.tjut.edu.cn;



张海川

张海川(1997), 男, 硕士研究生, 研究方向为气膜冷却技术, zhanghaichuan5@163.com;



付经伦

付经伦(1979), 女, 博士, 研究员, 研究方向为叶轮机械内透平与关联部件间复杂流动与设计、高负荷冷却透平设计方法, fujl@iet.cn;



童志庭

童志庭(1977), 男, 博士, 副教授, 研究方向为叶轮机械设计与数值仿真、综合能源系统, tongzhiting1215@163.com;



朱俊强

朱俊强(1964), 男, 中国科学院院士, 研究员, 博士生导师, 研究方向为航空发动机基础理论、关键技术攻关和工程应用, zhujq@iet.cn.

(责任编辑 尚彩娟)