

航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展*

孔祥灿^{1,2}, 张子卿^{1,3}, 朱俊强^{1,3}, 徐进良², 张燕峰^{1,3}

(1. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

2. 华北电力大学 能源动力与机械工程学院, 北京 102206;

3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 高效的冷却结构是避免气冷涡轮叶片受热损坏的关键, 直接影响叶片冷却效率和航空发动机稳定性。但是高效冷却结构导致主流与冷气流的相干效应更加复杂, 并且高效冷却结构的发展一直受到加工工艺的制约。本文从控制冷气流动的角度, 将涡轮叶片分为前缘、中弦和尾缘区域, 重点综述了近十年气冷涡轮叶片冷却结构的研究进展以及涡轮旋转状态下的气动传热特性, 包括涡旋冲击冷却、气膜孔形状、尾缘内部强化换热结构与分隔肋形状等。在此基础上, 对比了各个结构的冷却效果, 并且指出各类冷却结构的缺陷。最后提出气冷涡轮叶片未来的发展方向和难点。

关键词: 气冷涡轮叶片; 涡旋冷却; 气膜孔; 强化换热; 扩展板; 冷却效率

中图分类号: V232 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200632-23

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200632

Research Progress on Cooling Structure of Aeroengine Air-Cooled Turbine Blade

KONG Xiang-can^{1,2}, ZHANG Zi-qing^{1,3}, ZHU Jun-qiang^{1,3}, XU Jin-liang², ZHANG Yan-feng^{1,3}

(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Energy, Power and Mechanical Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Efficient cooling structure is the key to avoid the damage of air-cooled turbine blades, which directly affects the cooling efficiency of the blades and the stability of aeroengine. However, the coherent effect between the main flow and the cold air flow is more complex due to the high efficiency cooling structure. Moreover, the development of efficient cooling structure has been restricted by the processing technology. The turbine blade is divided into leading edge, middle chord and trailing edge regions from the perspective of controlling cold air flow. The research progress of cooling structure of air-cooled turbine blade and the aerodynamic heat transfer characteristics under rotating conditions in the last decade are reviewed, including vortex impingement cooling, film hole shape, internal enhanced heat transfer structure of trailing edge and septal rib shape. On this basis, the cooling effect of each structure is compared, and the defects of various cooling structures are pointed out. Finally, the future development direction and difficulties of air-cooled turbine blades are proposed.

* 收稿日期: 2021-02-01; 修订日期: 2021-03-15。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-II-0002-0022); 国家自然科学基金 (51876202)。

作者简介: 孔祥灿, 博士生, 研究领域为涡轮叶片气动热力学。

通讯作者: 张燕峰, 博士, 研究员, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

引用格式: 孔祥灿, 张子卿, 朱俊强, 等. 航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 200632. (KONG Xiang-can, ZHANG Zi-qing, ZHU Jun-qiang, et al. Research Progress on Cooling Structure of Aeroengine Air-Cooled Turbine Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5):200632.)

Key words: Air-cooled turbine blade; Vortex cooling; Film hole; Enhanced heat transfer; Expansion plate; Cooling efficiency

1 引言

涡轮叶片冷却结构的设计是航空发动机制造的重要环节。随着耐高温材料研究的持续推进以及采用更加复杂高效的冷却结构,涡轮叶片可耐受的工作温度已达到2200K左右。截至目前,先进的冷却技术包括发散冷却、气膜冷却、冲击冷却、内部强化对流冷却、层板冷却和热障涂层等,“十二五”期间,国内挂片实验有效温降已达到700K。另一方面,涡轮叶片受高温燃气冲刷后极易蠕变伸长,导致涡轮其他部件断裂。因此,为提高发动机效率和避免出现事故,航空发动机涡轮叶片冷却技术的深入研究具有重要意义。

本文总结了近十年涡轮叶片冷却结构的研究现状,整理并分析前人的研究成果。值得注意的是,燃气轮机涡轮叶片的尺寸较大、工作温度较低,导致其冷却结构的设计侧重于相对简单、成本较低和自由度较高的方向,F级和G级燃气轮机的冷气流量占压气机进口流量的16%~20%,燃气轮机涡轮叶片上气膜孔孔径为0.5~1mm。而航空发动机涡轮叶片的内部冷却结构更加紧凑,航空发动机冷气流量的占比可达20%~30%,并且气膜孔数量较多且孔径只有0.1~0.8mm。尽管燃气轮机与航空发动机冷却结构的设计细节差别较大,但是二者的设计原理是通用的^[1]。因此,燃气轮机冷却结构的若干研究工作被讨论,这些归纳结果不仅可作为涡轮叶片气热耦合研究的基础,而且可作为改善冷却技术的参考,进而为航空发动机气冷叶片气热耦合实验与设计提供

支持。

虽然发散冷却具有较高的冷却效率,但是发散冷却结构制造困难,并且强度较低,导致其不能被应用到工程领域^[2];层板冷却与发散冷却原理相似,冷气从层板中的微型通道穿过,吸收热量后从气膜排出;热障涂层属于高温材料领域,不符合本文研究范围;此外,涡轮叶尖区域的冷却换热可参阅文献[3-4],本文研究内容不包括此方面。因此,除上述冷却技术,本文着重讨论了涡旋冲击冷却,气膜孔参数,尾缘内部强化换热结构与扩展板形状等,如表1所示。由于几何形状的限制,叶片不同区域采用不同的冷却结构。如图1所示,冲击冷却与气膜冷却被广泛用于叶片前缘区域;气膜冷却和内部强化对流冷却被用于中弦区域,中弦区域包括吸力面和压力面;由于尾缘较薄,一般采用劈缝气膜冷却或倾斜冲击冷却混合内部强化对流冷却的方式。另外,由于涡轮动、静叶片的工作环境存在差异,动叶中每个区域的冷却结构(尤其是内部冷却通道)在旋转状态下的气动传热特性需单独分析。

本文将叶片分成前缘、中弦、尾缘区域,着重论述了每个区域冷却结构、冷却结构参数以及旋转作用等因素对冷却效率的影响,发现各结构影响机理和不足,并提出针对性建议,最后展望了航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构的发展趋势。

2 前缘

前缘冷却结构一般由冲击冷却和气膜冷却组成,通常情况下,两者使用同一个冷却通道。由于前

Table 1 Categories of turbine blade cooling technology

Turbine blade cooling technology		Cooling technology discussed in current work		
		Leading edge	Middle chord	Trailing edge
Internal	Direct jet	√		
	Swirl jet	√		
	Ribs			√
	Dimples			√
	Pin fin			√
	Serpentine channel		√	
External	Film cooling	√	√	√
Others	Thermal barrier coating			
	Effusion cooling			
	Platelet transpiration cooling			

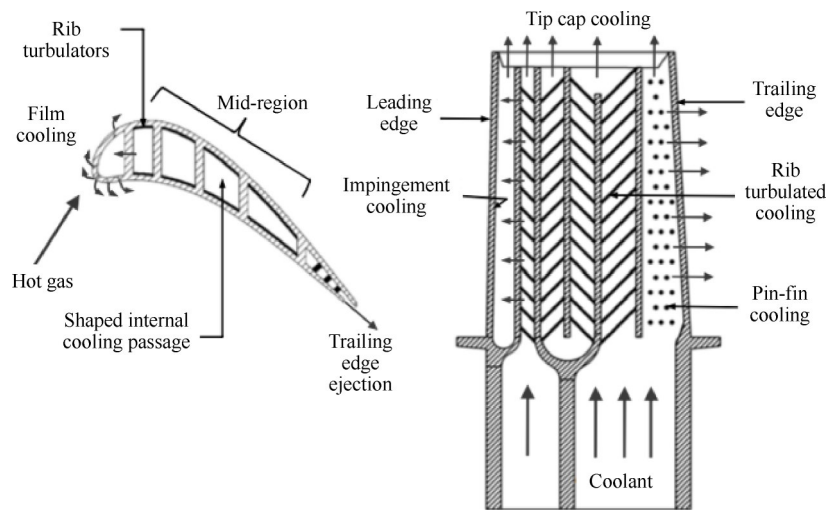


Fig. 1 Compound cooling structure of blade^[5]

缘是叶片首先受到高温燃气冲刷的区域,因此其冷却效果的优劣将直接决定叶片寿命和下游区域的冷却效果。下文总结并分析了冷却结构、气膜孔参数以及旋转作用等因素对涡轮叶片前缘冷却效果的影响。

2.1 冷却结构

冲击冷却作为最有效的冷却手段被用于涡轮叶片前缘,早期冲击冷却研究局限在垂直喷射方向,根据1959年Kreith等^[6]提出管内涡旋可以增大对流换热系数的结论, Hay等^[7]于1975年首先将涡旋冷却应用在涡轮导叶内部,发现涡旋冷却进口附近的冷却效率远高于冲击冷却,自此涡旋冷却的几何参数优化和流动传热机理被广泛研究。近年, Wang等^[8-10]研究发现,虽然冲击冷却可以在局部区域获得高换热系数,但是涡旋冷却获得的换热系数分布更加均匀,并且涡旋冷却和冲击冷却获得的总体冷却效率相差不大^[8,11],因此涡旋冷却可以有效减少叶片前缘区域的高温区。图2描绘了前缘主要采用的冲击冷却和涡旋冷却方式,而冲击喷嘴的位置、排列方式与涡旋通道形状等参数深刻影响换热效果^[12]。本节首先总结了喷嘴和涡旋通道参数对冷却效率的影响,然后分析了冲击冷却和涡旋冷却的优劣。

喷嘴位置直接影响目标平面不同位置质量流量,进而影响冷却效率。Liu等^[13]研究了GE-E³发动机第一级动叶静止时,前缘内的喷嘴位置和冷气马赫数对冷却效果的影响,指出喷嘴越靠近压力面,或者马赫数越大,努塞尔数越大。但是冷却效果可能会受到冷气雷诺数的影响, Liu等^[14]研究了喷嘴相对冷却腔室中心线不同位置(以 E/d 表示,其中 E 为喷嘴与冷却腔中心线的横向距离, d 为喷嘴直径)的冷

却效率,分别为 $E/d=0, 0.5, 1.0$,冷气流雷诺数范围为 $1.2 \times 10^4 \sim 2.0 \times 10^4$,结果显示, $Re=1.5 \times 10^4$ 时,冷却效果在 $E/d > 0.5$ 位置最好,而 $Re=2.0 \times 10^4$ 时,由于距离中心线较远,目标面附近的湍动能明显下降,导致换热性能降低。因此冷气流雷诺数、马赫数和喷嘴位置都会影响冷却效果。

喷嘴排列方式也会影响冷却效果, Fawzy等^[15-16]研究了圆锥形喷嘴排列方式对冲击冷却效率的影响,分别为切向喷射(Tang)、中间喷射(InNorm)和角度交错喷射(StNorm)。结果显示,当气膜孔为圆柱形,喷嘴为圆锥形时,在不同雷诺数(Re_{noz})和温度比(TR)下,交错喷射的冷却效率最高,详见图3(图中 η_{ov} 为区域平均综合冷却效率)。需要指出的是,付丽鹏等^[17]发现冲击孔和气膜孔相对位置需按照“冲击占优”的原则,控制冷却腔的横向流动,得到最大的冷却效率,但是,尚不清楚涡旋冷却与气膜冷却的组合结构是否需要遵循“涡旋占优”原则。

近年,通过改变喷嘴形状控制冷气流动,进而影响冷却效果的研究较多, Du等^[18]研究发现,涡旋通道的全狭缝进口只能将冷却效率提高57%,而分离式狭缝进口可将冷却效率提高75%。Du等^[19]研究了七种长宽比和横截面积比的喷嘴对涡旋冷却效率的影响,结果表明,随长宽比增大,平均努塞尔数先减小后增大,且长宽比等于1时,努塞尔数最大;横截面积比越低,努塞尔数分布越不均匀。而Fawzy等^[20]研究了离散式狭缝进口面积比和角度对冷却效率的影响,结果显示,随面积比和角度增大,冷却效率升高,但是气动损失也随之增大。

与Du等^[19]的研究结果相似,涡旋通道形状也会影响冷却效率, Zhou等^[21]研究了5种轴比(即通道竖

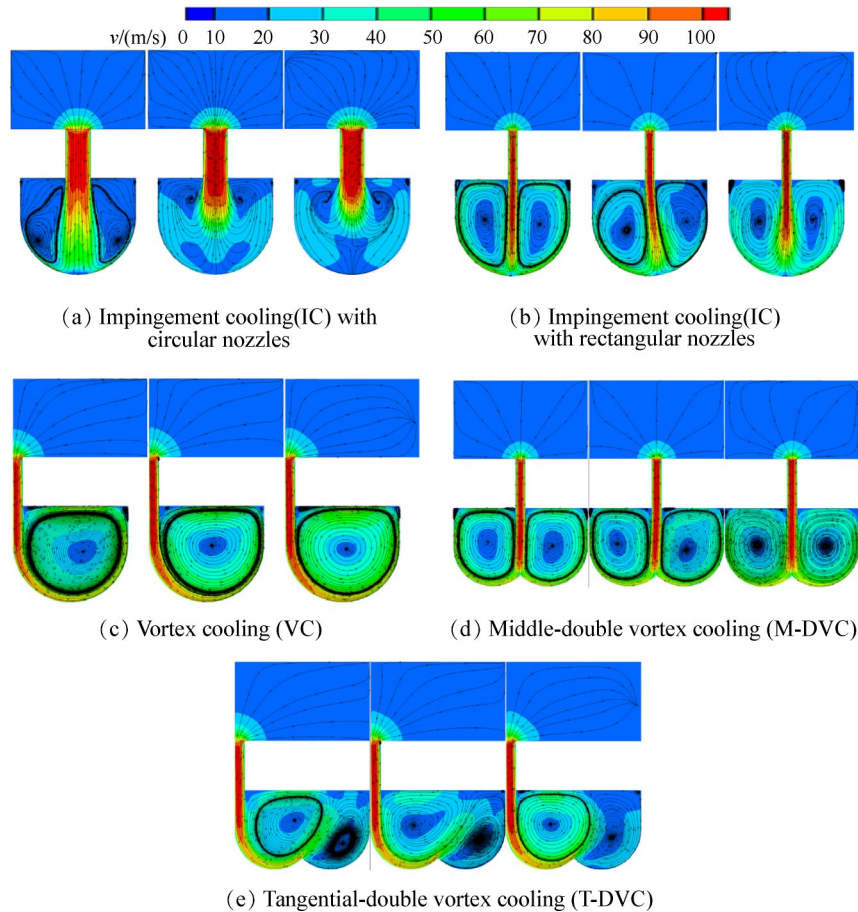


Fig. 2 Streamlines and velocity contours in XY section^[12]

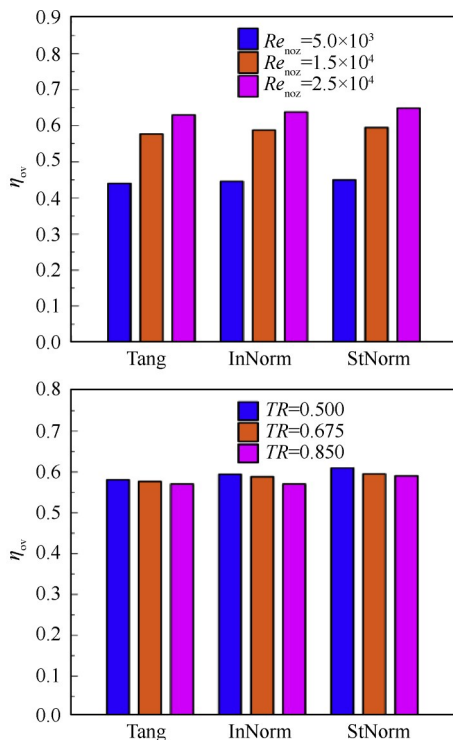


Fig. 3 Area-averaged overall cooling effectiveness at various Re_{noz} and TR ^[15]

直半轴长度/水平半轴长度=1/1.33, 1/1.17, 1, 1.17, 1.33)双涡旋冷却腔径向横截面形状的冷却效率,每种冷却腔由相同的椭圆交叠而成,冷气在交叠处进入腔室。结果表明,不同轴比的冷却腔中涡流和横向流的强度不同,冷却腔的轴比越大,涡流强度越高,横向流强度越低,因此轴比为 1.33 的冷却腔具有最高的冷却效率和气动损失。此外,Wang 等^[22]研究了叶片前缘轴向横截面形状(以轴向角 β 表示)和冷气流雷诺数、温度比对涡旋冷却效率的影响。结果显示,随 β 角增大,冷却气流在腔室内的速度增大,提高了换热强度。当 β 从 0° 增大到 5° 时,换热系数增大了 23.6%,冷却效率上升了 19.6%,并且冷却效率随雷诺数、温度比的增大而增高。内部强化换热也可以增大涡旋冷却效率,Alhajeri 等^[23]研究了涡旋通道内安装方形肋柱对冷却效率的影响,结果显示,低雷诺数时,尺寸小的肋柱可以得到最高的冷却效率,雷诺数大于 5×10^3 时,通道内压力损失增加,并且冷却效率开始降低。而 Liu 等^[24]研究了涡旋通道安装浅槽对冷却效率和气动性能的影响,结果显示,较深的浅槽可以更大程度改善冷却效率,并使压力损失降低

17%,因此,在涡旋通道强化换热方面,安装浅槽比安装肋柱更有效。

以上研究都基于单个冷气进口,而Wu等^[25-26]研究了涡旋通道周向进口数量对冷却效率的影响,结果显示,进口数量为2时(两进口方向相反),冷却效率最大。此外,Mousavi等^[27]提出了5种双涡旋腔进口结构,如图4所示(图中 D 为涡旋腔室直径),进口狭槽相对于腔室的位置不变,仅方向不同。结果显示,在相同的雷诺数和质量流率下,DCS5-3结构使努塞尔数增大了33%。DCS5-3结构中,两个涡旋腔共用中间进口,与另外两个进口方向相反,这本质上与Wu等^[25-26]的研究结果相同,只是双涡旋通道的冷却效率高于单涡旋通道。值得注意的是,虽然这种结构造成的气动损失相对于整个燃气轮机运行压力可以忽略,但是涡旋通道中总压损失的绝对值依然较高。

如图2所示,Fan等^[12]研究了带圆形喷嘴的冲击冷却、带矩形喷嘴的冲击冷却、涡流冷却、中部进口双涡旋冷却和边缘切向进口双涡流冷却的气动传热性能,结果显示,虽然涡旋冷却具有最高的换热效率,但是造成较多气动损失,综合来看,中部进口双涡旋冷却具有优良的气动传热性能。因此,如果把冲击冷却和涡旋冷却组合起来,则可以综合冲击冷却换热系数高和涡旋冷却传热均匀的优势。图5为Wu等^[28]在Fan等^[12]基础上提出的冲击冷却和涡流冷却的组合结构之一(图中 $Y \cdot L^{-1}$ 为 Y 方向坐标值与涡

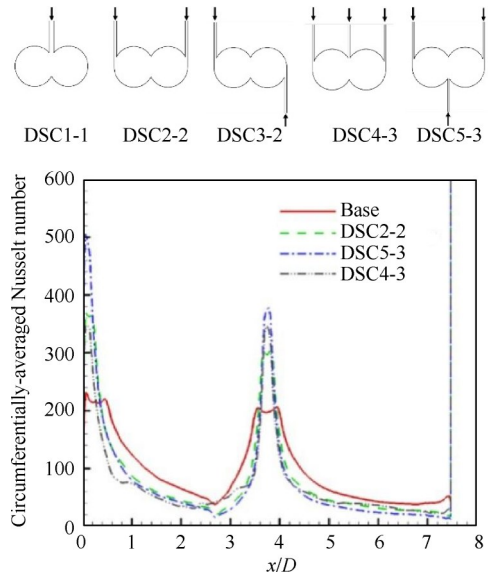


Fig. 4 Inlet structure of vortex chamber and distribution of circumferentially-averaged Nu ^[27]

旋腔室的长度之比),结果显示组合结构不仅形成优势互补,涡旋冷却还可以为冲击冷却创造无横向二次流的工作条件。结合不同喷嘴位置,此结构具有较高的冷却效率(仅低于涡旋冷却3.49%)和最小的气动损失。

喷嘴的形状、位置、排列方式、冷气马赫数、雷诺数,甚至与气膜冷却孔结合^[29],都可以影响冷却效率,目前利用无量纲化得出前缘冷却效率的主要影响因素的开放期刊还未出现。在改善冷却方式和冷却腔形状的同时,需要兼顾冷却结构的气动损失,因

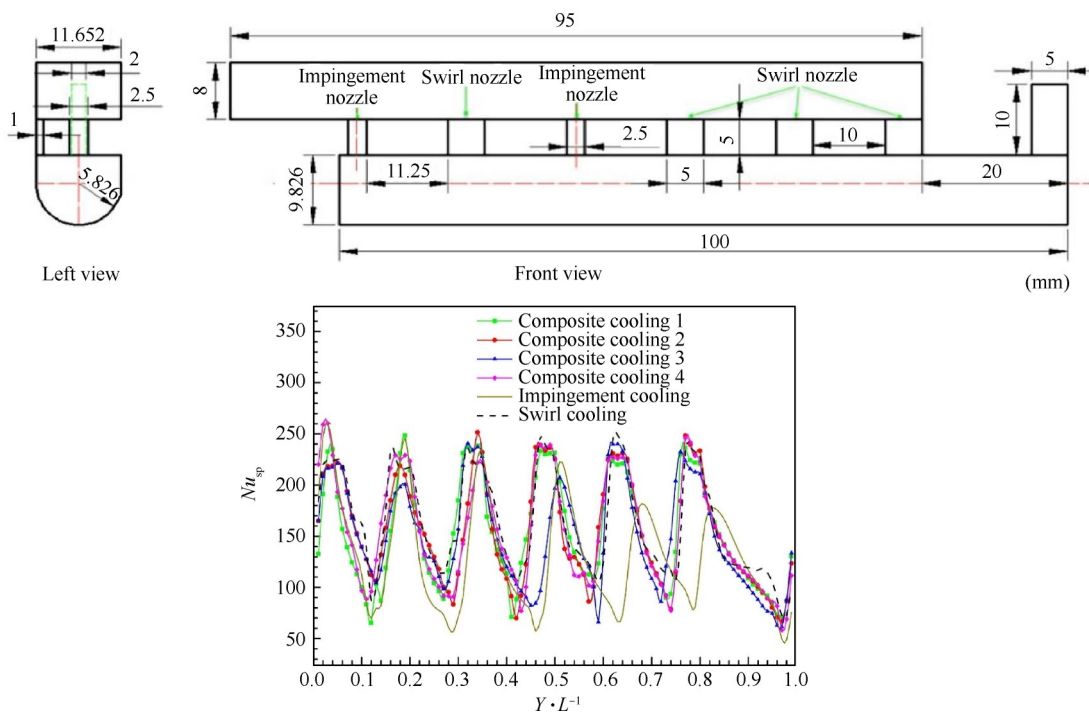


Fig. 5 Mixed structure of impingement cooling and vortex cooling and distribution of spanwise average Nu ^[28]

此冷却腔形状和进、出口结构依然存在研究空间。

2.2 冷气孔参数

随着加工工艺不断进步,涡轮叶片前缘已实现冲击+气膜复合冷却技术,流过冲击冷却或涡旋冷却结构的冷气流通过外部气膜孔排出,在叶片前缘区域形成气膜。20 世纪 70 年代气膜冷却的概念被提出,经过四十年的优化和改进,已稳定服役多年。目前气膜冷却结构分为主动式(如等离子振荡器)和被动式(如异形孔、浅槽孔等),Zhang 等^[30]对此进行了详细综述。本文主要总结气膜冷却效率受气膜孔形状、出流角度和孔距影响的研究进展。

气膜孔形状不但影响主流和冷气流的相干效应,也对气膜冷却效率起重要作用。Kim 等^[31]研究了 5 种气膜孔对圆柱形前缘冷却效率的影响,详见图 6 (图中 d 为圆柱形气膜孔直径, x 为沿叶片表面滞止线的展向距离),分别为凹柱形孔、两个展向角度孔和两个展向轴向角度孔。结果显示,较大长宽比的孔型(即展向角度较小)气膜冷却效率最高。朱惠人等^[32]也发现,圆柱形孔出口沿流向扩张 10° 后,获得的气膜冷却效率大于圆柱形孔本身。并且, Ye 等^[33]研究发现,轴向孔与冲击冷却结合时可以获得更高的冷却效率。但是,应用异形孔与冲击冷却结合时,应当充分考虑前缘曲率造成的影响^[34],并且,虽然应用 3D 打印技术可以实现冲击/涡旋+气膜的复合冷却技术,但是两种冷却结构相互作用的气动传热机理需要深入分析。截至目前,气膜孔形状的优化依然是研究热点,它们的基本原理与增大孔径相同,即优化气膜孔出口形状,减弱冷气流出口动量,增大气膜覆盖面积,并且抑制肾形涡对的强度,减少冷气流与主流的掺混损失。

姜伟等^[35]发现与叶片表面存在倾斜角度的圆柱形孔产生的气膜覆盖面积大于垂直于叶片表面的圆柱形孔产生的覆盖面积。Liu 等^[36]采用圆柱形孔进一步研究了展向喷射角度对冷却效率的影响,展向角度分别为 $20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ, 70^\circ$ 。结论实质上与 Kim 等^[31]相同,展向角度越小,气膜越容易贴附在前缘表面,因此较小的展向角度可以同时增大前缘内部与外部的冷却效率。并且, Wang 等^[37]发现在存在激波的跨声速条件下,出流角度越小,气膜冷却效率受激波影响越小。谭晓茗等^[38]也发现出流角越小,气膜覆盖面积越大。因此,在各种条件下,较小的出流角度可以获得较高的气膜冷却效率。

孔距也影响气膜冷却效率。Dyson 等^[39]研究了圆柱形孔孔距对冷却效率的影响,孔距分别为 $7.6d,$

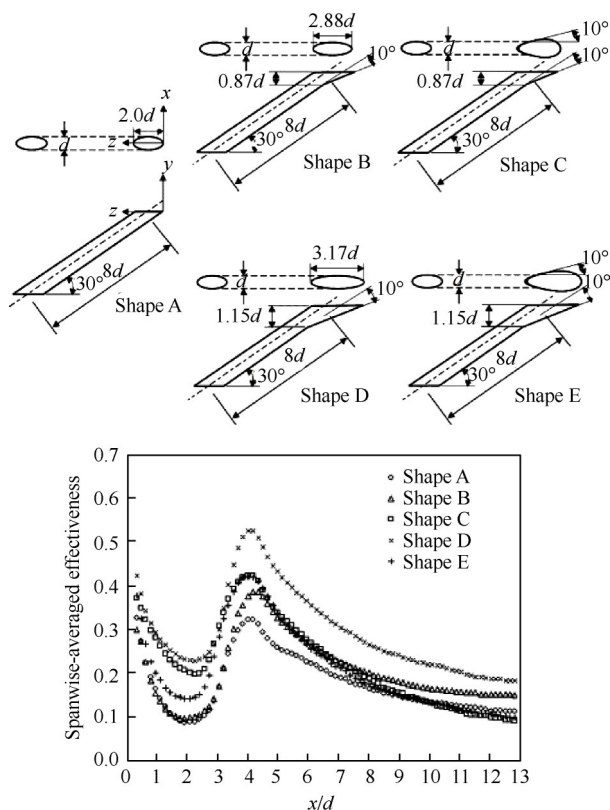


Fig. 6 Film hole shape and spanwise-averaged effectiveness^[31]

$8.6d, 9.6d$ 和 $11.6d$ (d 为气膜孔直径)。结果显示,随吹风比的增大,对流冷却效率增大,但是气膜覆盖率降低导致前缘区域出现“热点”,导致叶片的工作寿命缩短。值得注意的是,孔距由 $7.6d$ 增大到 $9.6d$ 时,冷却效率降低 4%,增大到 $11.6d$ 时,冷却效率降低 16%。由于孔距过大会造成气膜覆盖率降低,过小则需要从压气机抽取更多冷气量,降低发动机效率,因此在特定孔型、孔角度和冷却结构下,孔距存在最优值,目前尚没有开放文献研究此类问题。

2.3 旋转作用

以上结论都基于静态实验,而在动叶中,由于旋转导致的哥氏力、浮升力以及二次流影响主流和冷气流的流动方向,因此,旋转速度深刻影响动叶前缘区域的外部气膜冷却和内部对流冷却效率。

韩枫研究了恒定转速下气膜孔倾斜角^[40-41]和孔距^[42]对冷却效率的影响。旋转状态下,气膜倾斜角实验的结论与 Liu 等^[36]相同,倾斜角度减小有利于提高气膜冷却效率。在研究孔距和吹风比的实验中,相对孔距比 Dyson 等^[39]实验中的孔距小,分别为 $2.5d, 3.75d$ 和 $5d$ (d 为气膜孔直径),旋转速度为 $574r/min$,密度比为 1.56。结果显示,孔距增大或吹风比减小导致冷气流量减小,因此展向气膜冷却效率

和区域平均气膜冷却效率单调降低。此外,当孔距为 $2.5d$ 时,轴线上方冷气对下方冷气产生挤压作用,导致冷气流向压力面和吸力面分离。

Ahn等^[43]研究了旋转速度与吹风比对涡轮动叶前缘气动换热性能的影响,前缘布置3列径向气膜孔,发现由于旋转影响,主流入口角发生变化,中间列气膜孔出流的冷气的流动方向受旋转影响最大,具体现象为:旋转速度为 2400r/min 时,攻角为正,中间列冷气偏向吸力面喷射;旋转速度为 2550r/min 时,攻角为 0 ,中间列冷气沿展向喷射;旋转速度为 3000r/min 时,攻角为负,中间列冷气偏向压力面喷射。相似的,韩枫等^[44]也研究了旋转速度和吹风比对弯扭动叶前缘气膜冷却效率的影响,前缘交错布置3列圆柱形气膜孔,结果显示,随转速增大,滞止线从压力侧转移到吸力侧。值得注意的是,当吹风比不变时,气膜冷气效率随旋转速度增大而升高;吹风比为 $0.5\sim 1.25$ 时,气膜冷却效率随吹风比增大而升高,与Ahn等^[43]结论相同。两篇文献共同说明了吹风比与旋转对气膜冷却效率的影响相对独立。

旋转也会影响动叶前缘区域内部对流冷却效率。Huang等^[45]研究了旋转轴和三棱柱形冷却通道相对角度对前缘内部对流冷却效率的影响。冷却通道相对角度分别为 $45^\circ, 67.5^\circ, 90^\circ$,冷却通道内布置与主流流向成 45° 角的连续肋和V形肋,旋转数为 $0\sim 0.65$ 。结果显示,当三角形冷却通道相对角度为 45° 时,由于旋转造成的二次流增强了对流换热强度,冷却效率随旋转数增大而升高。因此,结合韩枫等^[44]的结论,动叶前缘区域的总体冷却效率随旋转数增大而单调升高。

此外,Deng等^[46]采用瞬态液晶显示技术探究了旋转状态下前缘冲击与气膜复合冷却的传热特性,结果显示,随旋转数增大,冲击气流的覆盖面积更大,但吸力面和压力面的平均努塞尔数减小,且压力面的减幅更大。另外,在模拟旋转状态下前缘冲击与气膜复合冷却的矩形通道中^[47],哥氏力导致射流偏离,造成冷却能力降低,不同旋转方向产生的哥氏力深刻影响通道内流场,导致传热分布不同。

综上,对于特定的叶片前缘,应该选择特定的冷气孔参数,以达到更高的冷却效率。值得注意的是,由于旋转实验的难度和成本高于静止实验,因此,涡旋冷却的研究依然停留在静止实验阶段;并且,由于前缘直接阻碍燃气流动,导致前缘存在滞止区,气膜无法完全覆盖此区域;同时,前缘开孔位置、旋转以及上游叶片产生的尾迹、激波必然改变滞止区位置,

截至目前,此区域的冷却换热问题依然没有得到有效解决。未来可以通过布置辅助孔、交错喷射,内部冲击换热,甚至采用劈缝喷射的方式避免前缘滞止区出现高温,但是可能会产生更多的气动损失。

3 中弦

涡轮叶片的中弦区域包括压力面和吸力面。由于压力面是凹面,并且主流压力较高,气膜不易从表面分离,但是吸力面曲率较大,极易在表面弯折处产生逆压梯度,导致气膜从叶片表面分离。因此,在同一个叶片中,压力面的气膜冷却效率略高于吸力面^[48]。本节整理并分析了冷却结构、气孔参数和旋转作用对中弦区域冷却效率的影响。

3.1 冷却结构

中弦冷却结构通常由内部强化对流冷却和外部气膜冷却组成。近年,气膜孔孔型和狭缝冷却成为气膜冷却的主要研究方向,因此本节囊括了孔型的研究进展。

涡轮内部冷却研究早期,航空发动机对推重比的要求较低,并受限于当时的加工工艺,通常在涡轮内部布置光滑直通通道,但随着航空发动机的发展和加工工艺的进步,带肋蛇形通道因其优越的冷却性能逐渐取代光滑直通通道。这种强化换热结构不仅增大了换热面积,而且冷气流接触湍流器后的分离-再附现象可以有效增加湍流度,进而增大对流换热系数。目前涡轮叶片的内部强化冷却结构已经相当成熟,燃气轮机叶片中弦区域内部冷却结构的进展参见文献[49-50],而主要研究方向依然是细节优化,例如,陈伟等^[51]和郭仲秋等^[52]发现,在U形通道弯头处添加导流板可以有效降低通道中的压力损失,改善通道内的传热均匀性,这种结构可以推广到其他蛇形通道中。

与改善前缘气膜冷却效率相似,中弦也采用优化孔型的方法。姚玉的研究结果表明,吸力面上游开设收敛缝形孔不仅可以增大流向的冷却效率,而且展向的气膜覆盖率更高^[53],并且叶栅气动损失更低^[54]。刘聪等^[55]发现吸力面安装簸箕形孔比安装圆柱形孔冷却效率高,而Gao等^[56-57]研究了离散式异形孔对中弦气膜冷却效率的影响。结果显示,与圆柱形孔相比,除吸力面近叶肩和轮毂区域存在二次涡流以外,中弦其他区域的气膜覆盖率较高,因此异形孔可以获得更高地气膜冷却效率。在孔型改进方面,Ayoubi等^[58]基于基因遗传算法耦合人工神经网络进行了多目标优化,以气膜孔圆锥膨胀角度、复合

角度和长径比作为自变量,以气膜冷却效率和气动损失为目标变量,利用RANS方程得到Pareto前沿解集。结果显示,与圆柱形孔基准案例相比,冷气流通过扩展孔后,提高了气膜覆盖面积,并降低了冷气法向动量,优化后的气膜孔获得的气膜冷却效率提高1倍,气动损失降低22%。而Ramesh等^[59]提出了新思路,如图7所示(其中 BR 为吹风比, η 为气膜冷却效率),异形孔的扩展面被转换为辅助孔,两个辅助孔与主孔形成三脚架形孔,使用同一个进气道。结果显示,三脚架形孔不仅可以增加气膜覆盖面积,而且降低了冷气出口动量,因此,在压力面下游区域,安装三脚架孔获得的冷却效率较高。Ramesh等^[59-60]进一步分析了圆柱形孔(CY)、三脚架孔(AV)、异形孔(SH)和异形-三脚架孔(SH-AV)产生的气膜冷却效率,结果表明,高质量流率时,异形孔可以提高近孔区域的气膜冷却效率,但是对孔下游区域的冷却效率影响较小,而三脚架孔对下游区域的冷却效率影响较大。因此,在低吹风比条件下,异形-三脚架形孔是冷却效率最高的孔型,但是在高吹风比条件下,受到异形影响,异形-三脚架形孔没有三脚架形孔的冷却效率高。

异形孔因其外形复杂而难以加工,且电火花、电熔解和激光打孔等加工工艺容易造成热应力。20世纪80年代,美国掌握异形孔加工工艺后,将其应用到

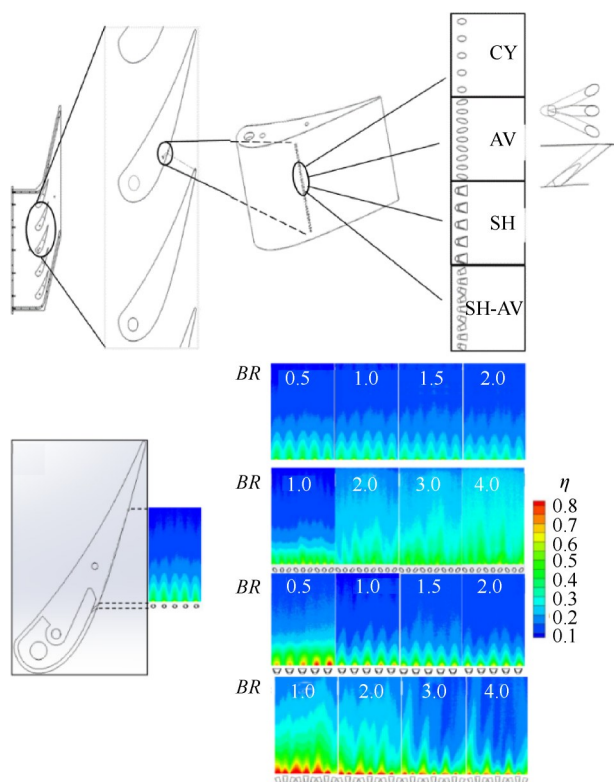


Fig. 7 Tripod hole and contours of cooling effectiveness^[59]

F119型发动机的涡轮叶片中,已稳定服役30年。而我国相关单位克服重重困难,于2018年7月成功加工出异形孔,这将极大促进我国航空发动机的发展,异形孔改进优化的速度必将随之加快。值得注意的是,虽然与异形孔相比,异形-三脚架孔减少了冷气流法向动量,气膜覆盖率被提高,但劈缝结构似乎比异形-三脚架形孔更有效。

Senouci等^[61]采用数值方法研究了前缘与中弦连接处布置劈缝对中弦气膜冷却效率的影响,切向劈缝冷却结构至少使吸力面气膜冷却效率提高34%,切向劈缝结构可以使压力面获得最小的绝热效率。但是,为解释劈缝下游的气膜冷却效率比基准结构小的现象,应当讨论壁面存在热传导的情况。为对比气膜孔与劈缝获得的气膜冷却效率,Zhang等^[62]采用压敏漆技术和商业软件CFX耦合传热方法,研究了中弦区域安装劈缝或气膜孔时的气膜冷却效率。图8为连续式劈缝结构和间断式劈缝及其综合气膜冷却效率曲线,为避免劈缝造成的叶片刚度减弱问题,柱肋阵列被安装在冲击层中。结果显示,不同吹风比下,由劈缝结构产生的气膜覆盖率较高,因此安装劈缝结构的表面气膜冷却效率比离散孔高,并且在相同吹风比下,冷气流经劈缝结构后速度更低,因此劈缝结构的流动阻力最小。截至目前,关于改变劈缝位置、宽度、长度和喷射角度,以改善中弦区域气膜冷却效率的研究尚不多见。

3.2 气孔参数

气膜孔的出流角度和排列方式直接决定中弦气膜覆盖率。根据Zhou等^[63]的结果,在中弦区域,较小的出流角度可以形成较大气膜覆盖率,并且形成的气膜不易分离,这与前缘区域气膜孔出流角度的分析相同,如图9所示(其中 α 为气膜孔出流角度, BR 为吹风比, x_s , S 分别为流向距离和叶片轴向弦长)。Benabed^[64]也研究了出流角度对中弦区域气膜冷却效率的影响,吸力面和压力面的气膜孔分别布置在前缘滞止点附近,结果显示,不同的侧面角度得到的气膜冷却效率显著不同,出流角较小时,没有出现气膜分离现象;而高吹风比下,较大出流角气膜从吸力面分离,气膜冷却效率降低。

在气膜孔安装位置方面,刘聪等^[55]、姚春意等^[65]和付仲议等^[66]发现在靠近前缘的位置安装单列气膜孔时,可以获得较高的气膜冷却效率。王克菲等^[67]也发现簸箕形孔安装在吸力面较大曲率处(即靠近前缘处)时,气膜可以更好地贴附于壁面,增大冷却效率,但是气膜不易在展向扩散。而Johnson等^[68]采

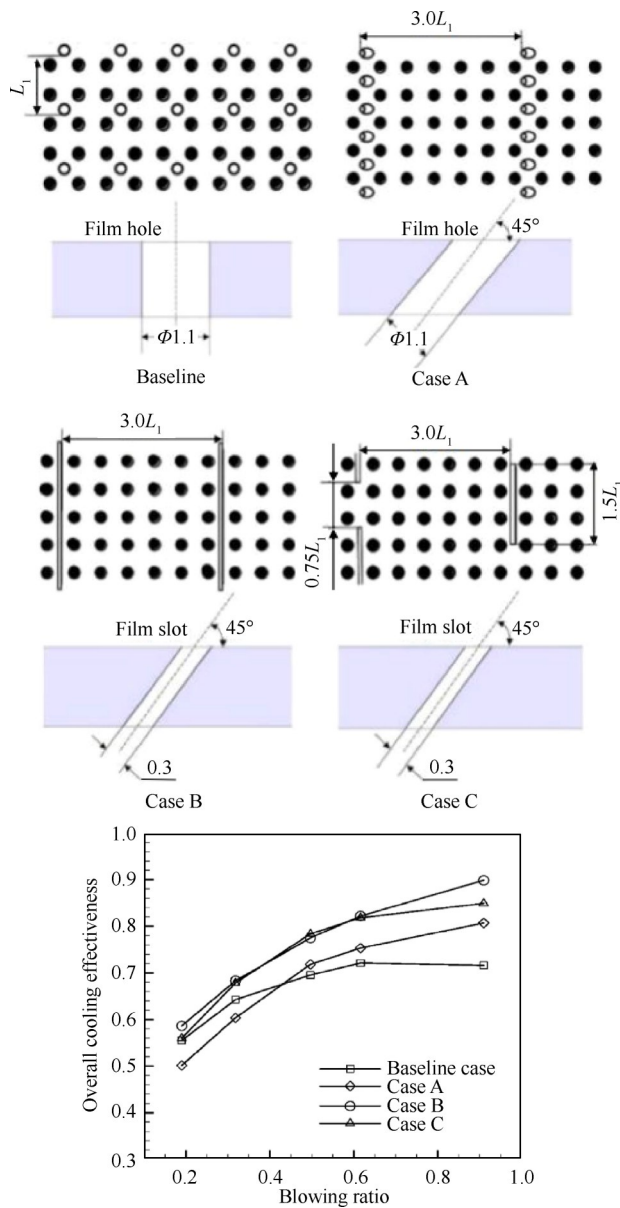
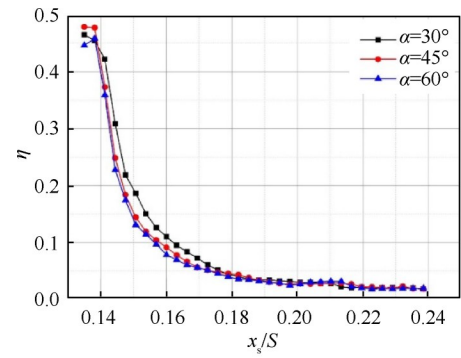
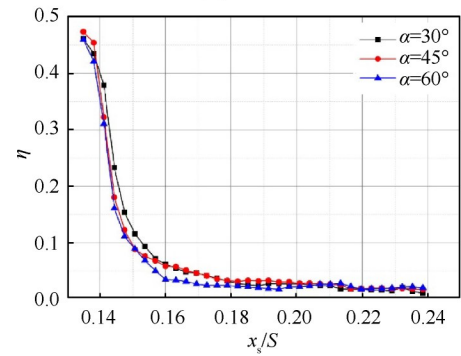


Fig. 8 Various structures and overall cooling effectiveness curves with blowing ratio^[62]

用新颖的遗传算法,以气膜孔位置为自变量,压力面平均速度、最大温度和平均气膜冷却效率为优化目标,得出高压涡轮压力面最优气膜布置方式。压力面平均温度下降了 2K,最大温度下降了 3K,热流降低了 2kW/m²,并且减小了主流压损。并且,这种阵列可以降低冷气使用量,增大发动机热效率。另外,Johnson 等^[69]利用此方法优化了冷气出流角度、气膜孔复合角、气膜孔大小和排列方式等因素;Huang 等^[70-71]借助径向神经网络和遗传算法,对扇形孔形状进行了多目标优化,得到扇形孔形状的 Pareto 前沿解集;而 Jiang 等^[72]采用多岛遗传算法和非支配排序遗传算法,优化了气膜孔复合角和出流角度;他们的优化结果均使叶片表面温度降低,并且减少了冷气



(a) BR=0.5



(b) BR=1.5

Fig. 9 Spanwise-averaged film cooling effectiveness with flow angle^[63]

使用量。目前关于孔位置的研究主要集中在单个气膜孔、双气膜孔和单排气膜孔条件,针对整个压力面或吸力面气孔阵列的研究较少。

3.3 旋转作用

以上结论都基于静态实验,而旋转会增大蛇形通道弯折处热应力、导致气膜向叶尖偏移,影响中弦区域的冷却效率。在内部冷却方面,Lei 等^[73]发现静止状态下带 135°肋矩形双通道的换热率随肋间距的减小而升高,但是旋转状态下换热率受肋间距的影响几乎与静止时相同。Singh 等^[74]研究了旋转状态下湍流器以及蛇形通道数量对内部冷却效率的影响,湍流器与冷却流向成 45°角,通道数量分别为 4 个和 6 个。结果显示,4 通道结构稍微比 6 通道结构冷却效率高,安装湍流器的通道比光滑通道的冷却效率高 3~4 倍,如图 10 所示(其中 LS 表示前侧,TS 表示后侧,Ro 为旋转数,THP 为气热性能,其定义式为

$$THP = \frac{Nu/Nu_0}{(ff_0)^{1/3}} \quad (1)$$

式中 Nu/Nu_0 为归一化努塞尔数, Nu_0 由 Dittus-Boelter 经验公式获得, ff_0 为归一化摩擦因数。经过对比,发现旋转状态下通道的冷却效率与静止状态十分接近,说明哥氏力与浮升力造成的热应力被湍流器和蛇形通道抑制。朱兴丹等^[75]也研究了冷气通

道对冷却效率的影响,发现4通道进气结构比3通道冷却效果好。在外部冷却方面,与三脚架形孔^[59]不同,程会川等^[76]将主孔与两列辅助孔分离,结果表明,旋转导致吸力面的冷气流轨迹偏向叶尖,但压力面的冷气流轨迹对旋转不敏感;并且,辅助孔增大了气膜覆盖面积,并减小了主孔附近的肾形涡对强度,因此抑制了冷气抬升,降低了冷气与主流的掺混程度,使气膜冷却效率升高。

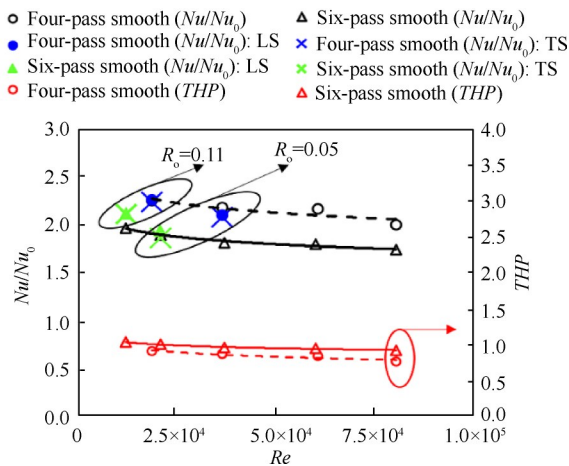


Fig. 10 Comparison of aerothermal properties of various channels^[74]

以上结论都基于定转速实验,而变转速实验将更具体地体现旋转对动叶换热率的影响。陶智、Han Je-Chin 和 Liou Tong-Miin 等对叶片弦中区内部换热受旋转的影响做了大量研究。Huh 等^[77]发现旋转状态下,第一条光滑通道尾部的平均换热率提高 50%,但第二条光滑通道尾部的平均换热率降低 30%,且带肋通道的平均换热率受旋转的影响与光滑通道相似。在带肋蛇形通道中^[78]($Re=3 \times 10^4 \sim 7 \times 10^4$),由于轮毂转折区域的浮生力效应,旋转状态下第一条通道内换热率升高,第二条通道内换热率降低。并且,在高雷诺数时^[79]($Re=7.5 \times 10^4 \sim 1.65 \times 10^5$),第二条通道内换热率降低了 15%。而 Liou 等^[80-81]主要整理了旋转状态下二回路光滑通道与带 45° 倾斜肋方形通道无量纲努塞尔数与雷诺数、旋转数和浮升数的经验关联式,并且,他发现旋转状态下带肋方形通道的总压损失系数为静止状态时的 1.05~5.20 倍,前部与后部的努塞尔数分别为静止状态的 0.78~1.34 和 1.09~1.38 倍^[82]。除旋转状态下内冷通道内换热率受雷诺数影响的研究外,Tao 等^[83]实验研究了旋转数为 0~0.52 时湍流度对方形通道内换热率的影响,在静止状态,通道内传热效果几乎不受湍流度影响,在旋转数增大

时,通道内换热率在不同湍流度时的差异更明显,但由于冷气受哥氏力作用向尾缘移动,通道尾部的换热率随湍流度的影响高于通道前部。此外,Tao 等^[84]也发现热边界条件对方形通道换热产生重要影响,壁面无加热状态时,随旋转数增大,通道内横截面出现两个小尺度涡对,且此涡对强度在通道前部相对较弱,因此前部或后部加热时,通道前部的换热率比四面都加热的工况高 10%。关于叶片弦中区内部换热受旋转影响的研究多被简化为光滑或带肋方形、圆形和矩形通道,而 Tao 等^[85]探究了旋转状态下与叶片通道横截面相似的带肋双通道内的传热特性。结果显示尾部换热率受旋转影响最剧烈,且较大的旋转数下冷却效果被增强。

在外部冷却方面,吴宏等^[86]发现随旋转数增大,气膜的偏转程度变大,且凸表面的偏转程度高于凹表面,且凸表面的冷却效率降低,凹表面的冷却效率升高。真实叶片压力面与吸力面的气动传热特性受旋转的影响与凹面和凸面的结果相似,Zhu 等^[87]研究了旋转速度对压力面气膜冷却效率的影响。结果显示,旋转破坏了静止状态下气膜覆盖的均匀性,气膜偏向叶尖移动,并且削弱了冷气流轴向动量,导致近圆柱形孔的区域冷却效率升高,远孔区域冷却效率降低(近叶尖区域除外)。而旋转对异形孔形成的气膜影响不明显。Wang 等^[88]的结论显示,旋转导致吸力面气膜冷却效率降低。旋转雷诺数由 3528 增大到 5292 时,气膜无量纲长度由 7 减小到 6,展向气膜冷却效率迅速降低;随旋转数增大,吸力面下游气膜冷却效率明显降低,上游气膜冷却效率稍微降低。此外,Zhou 等^[63]认为,展向上,哥氏力和离心力导致气膜向叶尖偏移;主流方向上,吸力面表面的气膜覆盖率决定于冷气流轴向动量与主流动量的相对大小,若冷气流轴向动量小于主流动量,则气膜覆盖率高,若冷气流轴向动量大于主流动量,则气膜易从表面分离,导致冷却效率降低。

值得注意的是,Zurfi 等^[89]采用大涡模拟方法研究了旋转数对动叶压力面和吸力面气膜冷却效率的影响。压力面和吸力面各安装一列圆柱形气膜孔,旋转数分别为 0.0251, 0.0293 和 0.0335。结果显示,随旋转数增大,压力面气膜向叶肩偏移量增大,导致气膜冷却效率降低,与 Zhu 等^[87]的结论一致。但是,与 Wang 等^[88]和 Zhou 等^[63]的结果相反,Zurfi 等^[89]认为吸力面气膜冷却效率随旋转数增大而升高。Li 等^[90]认为吸力面气膜冷却效率随旋转速度增大的原因为气膜向内偏移的趋势被不断减弱。

4 尾缘

4.1 冷却结构

由于尾缘几何形状较小,需要设计兼顾结构强度和冷却效率的冷却结构。另一方面,尾缘处于叶片下游,几乎不受上游叶片产生的激波和尾迹影响。因此,除尾缘涡旋冷却结构^[91]外,冷却结构的研究集中在凸起/凹坑以及销翅参数等强化内部换热方面,外部换热方面研究较少。

4.1.1 凸起/凹坑

在冷却通道内安装凸起或凹坑可以提高二次流强度,进而强化内部换热^[92]。Siddique等^[93-94]的实验结果显示,横向肋通过增加换热区域以提高冷却效率,而不是产生二次流,见图11(a),因此,虽然增加肋片可以提高冷却效率,但是气动损失也随之增大。而Zhang等^[95]发现,与单纯横向肋相比,径向贯穿肋与横向肋的连接处产生了更多二次流,虽然导致气动损失增大,但是冷却效率升高。并且安装两条径向贯穿肋可以获得最高冷却效率,详见图11(b)(其中 u 为当地速度, u_{in} 为进口速度)。而饶宇等^[96]的研究表明,在冷却通道内安装W形肋也可以显著提高内流通道的换热能力。并且,根据李彦霖等^[97]的研究,V形肋和W形肋转折处的二次流强度高于斜肋和直肋,换热效果随之增强,这与Zhang等^[95]的原理一致,但仍然会增大气动损失。

如图12所示(其中 M 为吹风比,下标aw代表绝热壁面),Martini等^[98]发现由于两个或三个相邻喷嘴

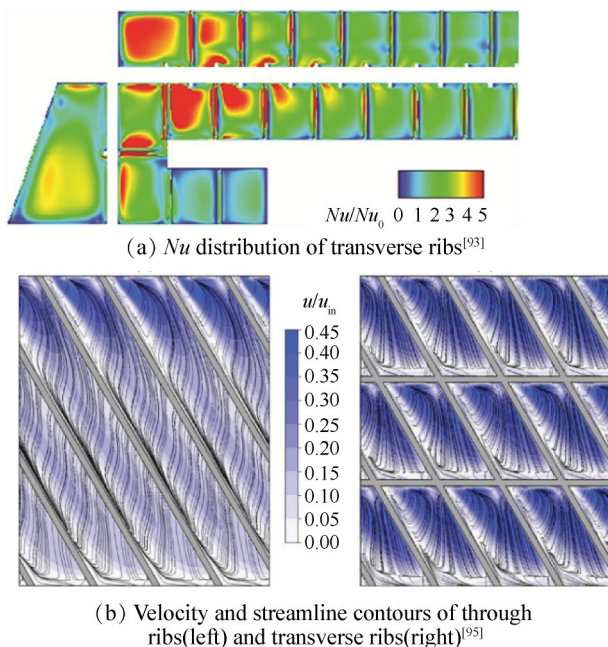


Fig. 11 Results of different configurations

流出的冷气随机组合,导致尾缘区域温度分布不均。而Taslim等^[99]研究了带肋片尾缘冲击冷却的冷却效率,试验段由11个横跨喷嘴、11个不同角度肋和两个冷却通道组成。冷气流冲击肋片后,形成的涡增大了换热系数,详见图13(a)(其中 ω 为涡量),因此,肋轴线与喷嘴平行时,随雷诺数增大,努塞尔数增大。并且,当喷嘴倾斜 5° 时,可以得到更高的冷却效率^[100]。Xue等^[101]在此基础上,研究了出气孔位置对冷却效率的影响,除出口位置不同外,其他条件和设备与Taslim等^[99]实验相同。结果见图13(b)与图13(c),高雷诺数时,通道端部出口结构可以获得较高冷却效率;而低雷诺数时,两种出口位置得到的换热系数几乎没有差异。雷诺数相同时,肋轴线与喷嘴平行的条件下,轴向狭缝出口结构导致目标面上喷射气流量降低,因此,获得的传热系数最小;而端部出口结构可以获得最大传热系数。

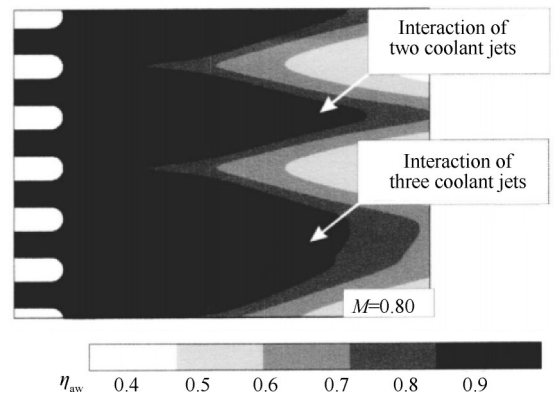
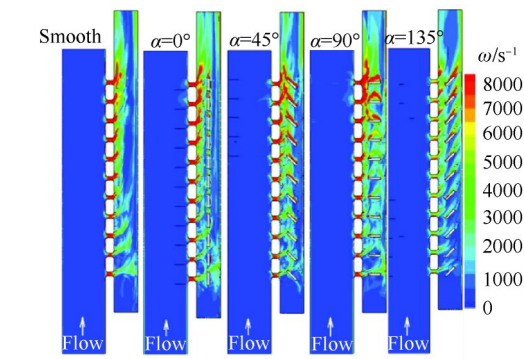
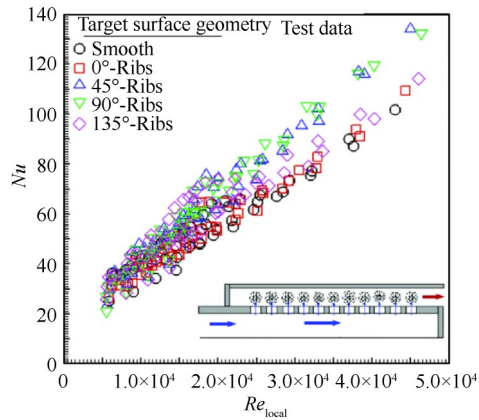


Fig. 12 Contour of adiabatic film cooling effectiveness^[98]

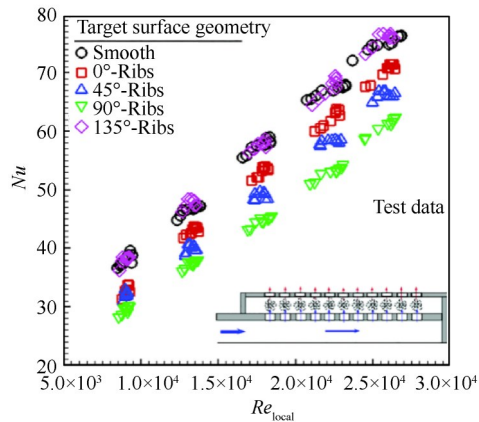
近四十年的内部强化冷却研究表明,与凸起和销翅相比,凹坑的压力损失最低,但是冷气流接触凹坑时的气流分离-再附的现象导致凹坑内部冷却效率较高,而在下游急剧恶化。Murata等^[102]和Yamamoto等^[103]研究了泪滴状凹坑的倾斜角度和排列方式对尾缘气动传热的影响,倾角为 30° 时,与叉排结构相反,顺排结构可以有效抑制气流分离,获得了较大换热系数,见图14(其中 H 为冷气通道高度),并且静热流减小量比叉排结构多14%~24%。但是在所有结构中,获得的气膜冷却效率几乎相同。Kaur等^[104]研究了形状相同的V形凹坑和凸起结构对尾缘换热性能的影响。结果见图15,与其他凹坑结构相同,V形凹坑产生的努塞尔数不随雷诺数变化,但是采用V形凸起时,随雷诺数增大,努塞尔数减小,摩擦系数增大。因此,雷诺数最小时,V形凸起获得最佳气热性能(气热性能的定义见式(1),比V形凹坑高40.4%。在单



(a) Vortex gradient in various channels at $Re_{jet}=2 \times 10^4$ [99]



(b) Comparison of measured Nusselt numbers along the target channel for all target wall geometries, case of axial flow in the target channel [101]



(c) Comparison of measured Nusselt numbers along the target channel for all target wall geometries, case of cooling slots along the trailing edge [101]

Fig. 13 Different array of ribs and outlet

纯的凹坑或凸起的优化陷入僵局时,专家们将研究方向转向二者优势互补的复合结构。Zhang 等 [105] 发现, V 形凹坑与 V 形微型肋结合时,比单纯 V 形凹坑的换热能力增强 60%。此后, Kaur 等 [106] 对比了 V 形微型肋、V 形凹坑与 V 形凸起的相互复合结构,发现 V 形微型肋与 V 形凸起的复合结构可以获得更高的气热性能。但是, Kaur 等 [104, 106] 没有研究叉排布置时, V 形凸起与凹坑气热性能的优劣,并且目前关于凹坑

与凸起配合使用的文献尚不多见,产生更好气热性能的凸起或者凹坑形状有待发掘。

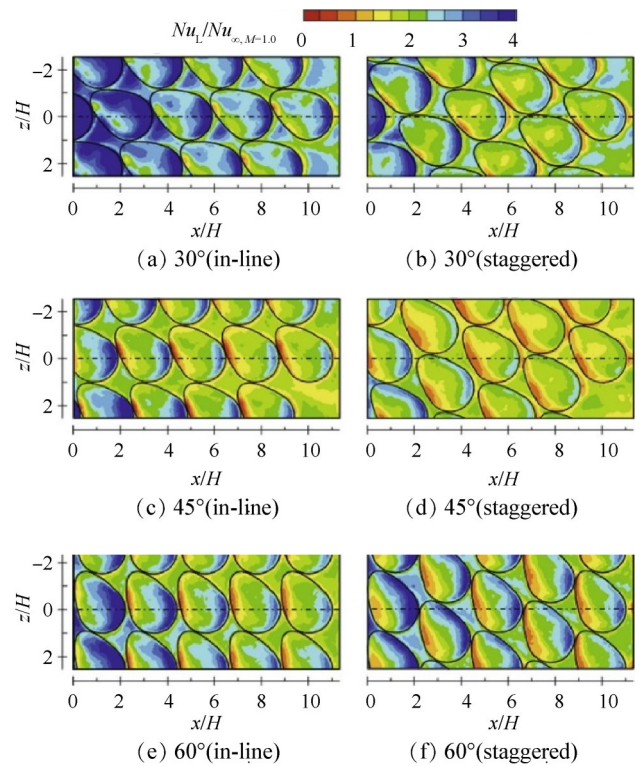


Fig. 14 Ratio of local Nu to total Nu at $M=1.0$ [102]

4.1.2 销 翅

销翅应用在涡轮内部的研究始于 20 世纪 80 年代,由于在狭长的尾缘内部,销翅既可以增加换热面积,又可以增大冷气流的湍流度,因此可以作为尾缘冷却结构,并且销翅的排列方式和形状的优化仍然是研究热点。图 16 为 Gao 等 [107] 的实验结果(其中 H 为狭缝出口处高度),与直肋相比,销翅阵列产生的气膜覆盖率更均匀。在 Hussain 等 [108] 的实验中,销翅顺排布置,并且在每排销翅前安装了湍流发生器。湍流发生器相对于主流方向的角度和与销翅的距离为实验变量。结果见图 17,湍流发生器不仅可以扰乱边界层,加剧涡之间的混合,其本身还可以增加换热面积。在较大的攻角(45°)下,湍流发生器与销翅距离适中时,可以获得更高的冷却效率。

但是, Carosio 等 [109] 对比了平板形肋与销翅获得的尾缘冷却效率,详见图 18。安装平板形肋时,气流分离程度和湍流度较小,马蹄涡强度较大,并且平板形肋的安装数量大于 3 时,获得了更好的传热效果。因此,平板形肋具有更好的传热效果和较低的气动损失。而 Kamat 等 [110] 研究了尾缘区域圆柱形销翅(直径分别为 2mm 和 4mm)和三棱柱形销翅(边长分

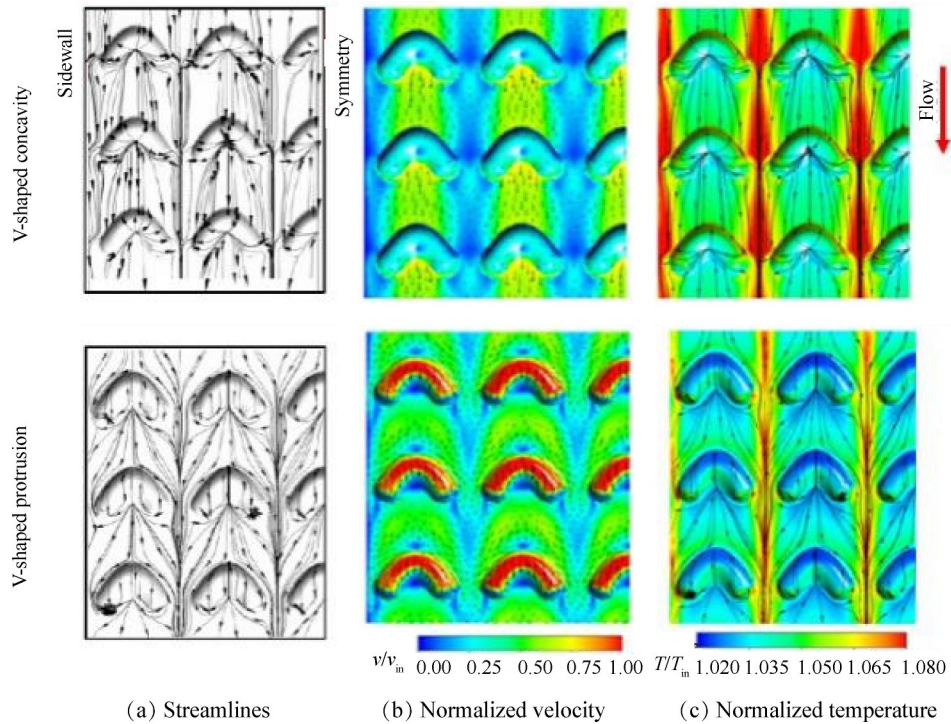


Fig. 15 Streamlines, velocity, and temperature contours of V-shaped concavities and protrusions at $Re=3 \times 10^4$

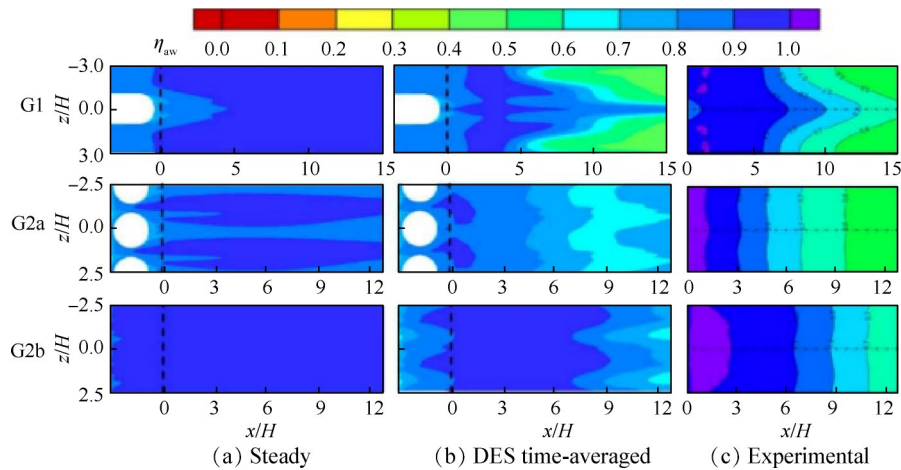


Fig. 16 Distribution of adiabatic film cooling efficiency of three rib structures

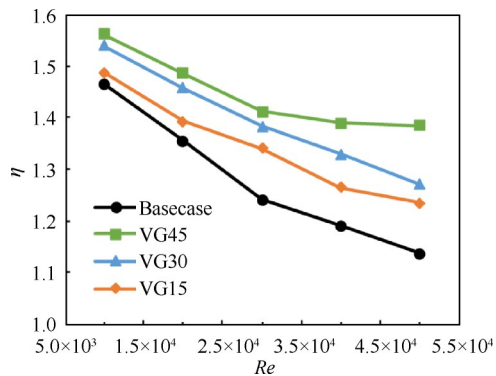


Fig. 17 Effects of Re on cooling effectiveness at different angles of attack

别为2mm和4mm)获得的冷却效果。结果显示,边长为4mm的三棱柱形销翅具有最高的换热系数,尾缘平均温度降低32%。

因此,圆形销翅的冷却效果没有平板型肋和三棱柱穿孔优越。虽然销翅增强了换热效果,但是牺牲了气动性能,销翅的形状依然存在研发空间,例如变截面销翅等。

Baek等^[111]对比了光滑与安装交错肋的三角形通道换热性能,冷却介质为水。结果见图19(其中 u_b 为牵连速度),相对于无肋通道,尖角区域壁面处的水流受肋的引导而远离,随着移动路程变长,这股二次流进入通道中心,然后重新进入尖角区域,导致尖角

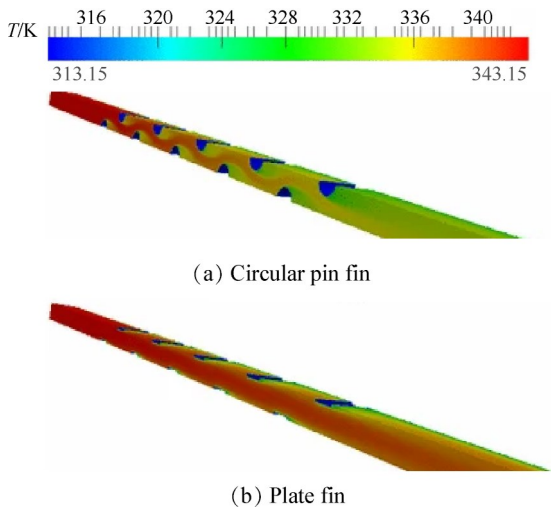


Fig. 18 Temperature distribution of circular fin and plate fin structure^[109]

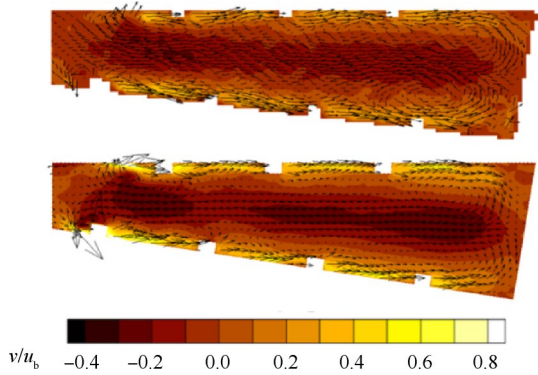


Fig. 19 Cross-sectional secondary flow contours: MRV (upper) and LES (lower)^[111]

区域的流速加快,增强了尖角区域的对流换热,但是交错肋导致摩擦因子增大13%。Beniaiche等^[112-113]试验采用的梯形通道内壁面光滑,尖角区域布置7个轴向基座。结果显示,在静止状态下,换热系数的增大是因为:冷气流经过基座时与壁面和基座表面的边界层混合,产生的马蹄涡导致冷气加速流过热表面。这一结论与文献^[114-117]结论一致。另外,Armellini等^[118]发现,在梯形通道内安装肋片可以增大尾缘换热系数,减小气动损失。因此,未来可以通过优化梯形通道和尖角区域内肋和基座的形状、大小、安装角度和排列方式等方法,进一步增大换热系数,减小气动损失。

值得注意的是, Schekman等^[119]提出,由于换热分布相似,先前研究认为冲击冷却产生的端壁二次流与马蹄涡相似,而没有充分研究边界层扰动。因此,他通过实验研究了冲击销翅阵列的结构对尾缘换热效果的影响,详见图20(其中 l 为喷射距离, D 为

扰流柱直径, D_j 为冲击孔直径, h 为对流换热系数)。结果显示冲击形成的端壁流与马蹄涡的相似性依赖于喷孔与销翅的直径比和喷孔与销翅的相对距离。保证喷射气流可以到达销翅的条件下,如果喷射气流到达销翅前没有形成明显的端壁流,则冲击流在销翅上分离为两个端壁涡,而不是马蹄涡;如果喷射气流到达销翅之前形成明显的端壁流,则可以形成类似于低雷诺数时的马蹄涡。并且端壁边界层的程度可以影响销翅前缘区域的传热效果。

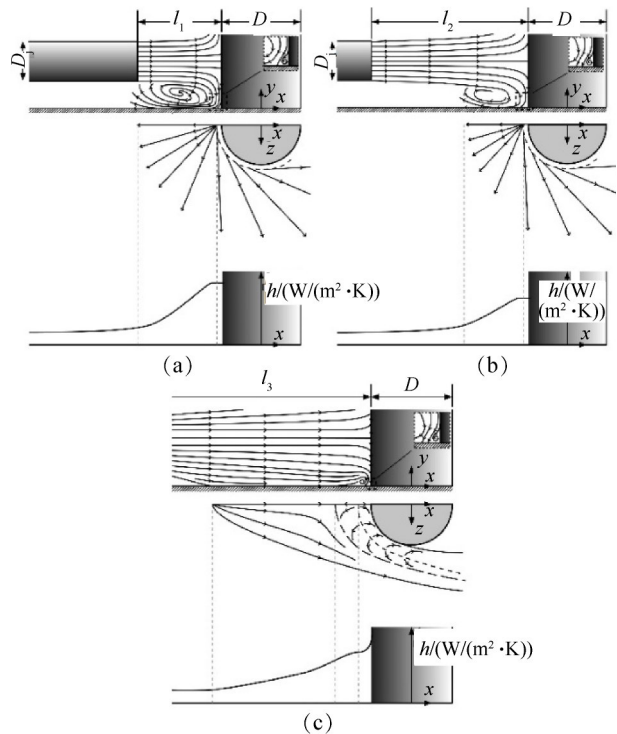


Fig. 20 When l/D_j is equal to 2.0,4.0, and 8.0 respectively, the flow mechanism and corresponding heat transfer diagram of the symmetrical surface and the end wall surface^[119]

4.1.3 外部换热

叶片尾缘的气膜冷却研究已持续了五十多年,早期研究仅限于吹风比和狭缝的几何参数,而安装扩展板可以增大尾缘外部冷却效率。图21为Horbach等^[120-121]试验段结构。椭圆形销翅阵列得到的冷却效率比圆柱形高,销翅长轴与主流方向平行时,气膜冷却效率几乎没有变化,但是排气损失降低;长轴与展向平行时,冷气通道被堵塞,气膜冷却效率与排气损失都降低,因此销翅形状对尾缘区域外部气膜冷却效率影响较小。而安装分隔肋可以降低涡分离程度,增强换热效果。Yang等^[122]研究了分隔肋形状对尾缘气膜冷却效率的影响。圆形分隔肋表面气膜

冷却效率较高,并且尾缘总体平均气膜冷却效率提高15%~20%,如图22所示。叶林等^[123]尝试在分隔肋间安装直肋,发现冷却效果的提升受控于肋宽、劈缝扩张程度和吹风比。为增大气膜覆盖面积,可尝试采用凹面结构代替直肋等凸起结构。总之,安装分隔肋可以增强尾缘冷却效率,而狭槽和分隔肋的形状、大小、位置、排列等参数依然存在研究潜力,相关研究可参阅文献[124-126]。

4.2 劈缝参数

2006年,Cunha等^[127]首先探究了尾缘冷却结构的一维温度分布,发现半开缝结构的气热性能高于对开缝结构,而半开缝唇板形状、厚度等几何因素也深刻影响冷气流场。图21为Horbach等^[120-121]实验中的上唇板形状,结果显示上唇板为圆形时,劈缝处压力增加,使排放系数增大,增强换热效果。并且,改善下唇板形状也可以增加射流刚性,使气流分离点后移。

根据Joo等^[128]的观点,上唇板越厚,涡越易从壁面分离,气膜冷却效率越低。不同尾缘相对厚度见图21(相对厚度为上板厚度与劈缝厚度之比)。结果显示上壁越厚,平均气膜冷却效率越低,与Gao等^[107]的结论一致。而黄春光等^[129]发现,下唇板厚度抬升一个边界层厚度时,可以获得最好的气热性能。近

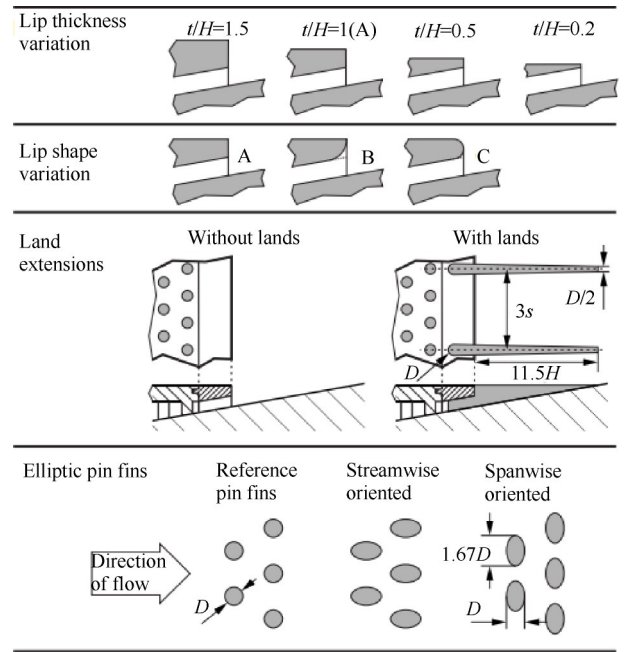


Fig. 21 Trailing edge slot structures^[121]

年,浅槽孔作为狭缝冷却的新结构,由安装在狭槽底部的一系列气膜孔和狭槽组成,Krishna等^[130]研究了狭槽宽度和形状对气膜冷却效率的影响,结果显示,在所有吹风比条件下,具有15°倾角且宽度与气膜孔直径相同的结构具有最高气膜冷却效率。但是,目前尚不清楚浅槽孔获得的气热性能是否比Zhang等^[62]

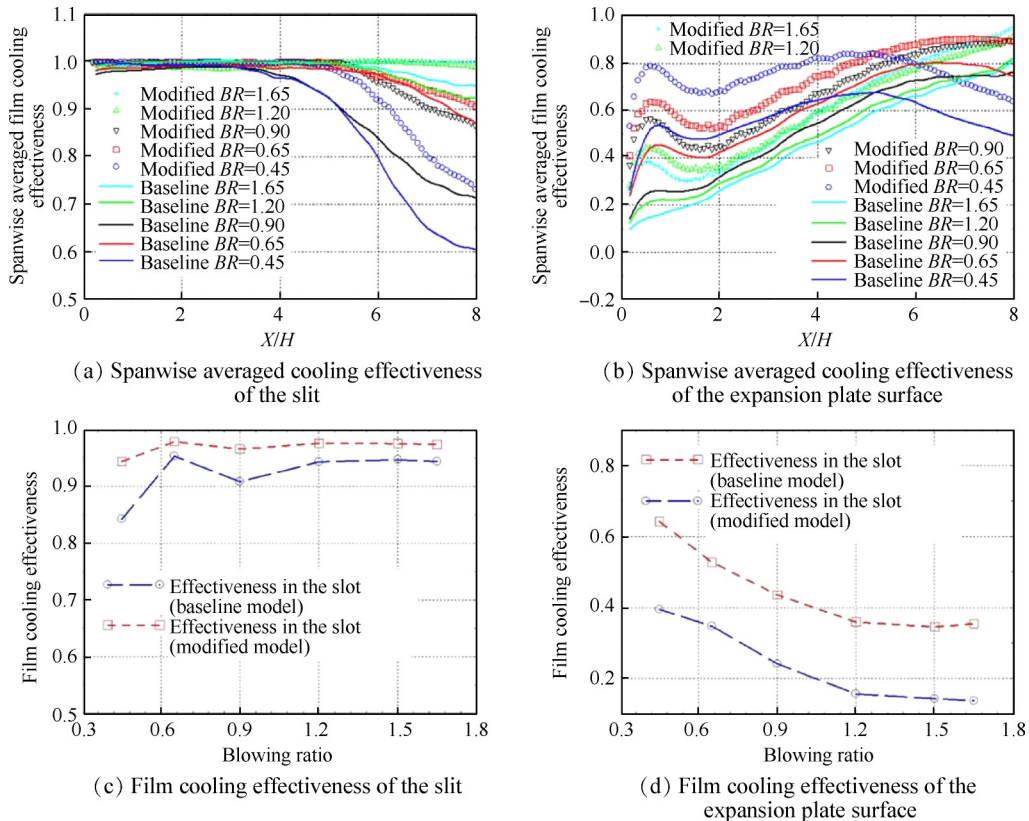


Fig. 22 Comparison of cooling effectiveness^[122]

提出的狭缝冷却获得的气热性能高。

在1990年, Taslim等^[131]首先研究了尾缘狭缝出口角度对冷却效率的影响,但是实验条件并不在现代涡轮运行参数的范围内,因此, Effendy等^[132]研究了劈缝出口角度对现代涡轮尾缘冷却效率和排气系数的影响。结果显示,随劈缝出口角度增大,排气系数减小,即减少了冷气通道的压力损失;虽然传热系数降低,但是主流与冷气掺混程度减弱,因此劈缝出口角度为 15° 时,可以获得最佳绝热气膜冷却效率和最低压力损失。

因此,由已发表的文献发现,改良劈缝唇板形状、减小上唇板厚度、增大下唇板厚度和增大出口角度可以获得比较高的冷却效率,当然这些结论并不绝对,目前尚无关于劈缝参数的优化研究。

4.3 旋转作用

以上结论都基于静止实验,而在动叶尾缘内部,旋转通过改变冷却通道内哥氏力、浮升力和离心力的大小影响冷却效率。并且根据陶智等^[133]的结论,旋转状态下内部冷却通道的方向深刻影响楔形通道内的气动传热特性。Beniaiche等^[112-113]不仅研究了静止状态下梯形通道内部安装基座时的气动传热特性,还研究了旋转对梯形通道内气动传热特性的影响,即在梯形通道中部,回流区的尺寸受离心力和科氏力作用,随旋转数增大,近壁流的大幅加速导致边界层变薄,随后马蹄形涡消失,换热效率提高,这一结论与文献^[134]相同。

旋转对不同内部冷却结构的影响是不同的,赵斌等^[135]研究了旋转数对带有交错肋和柱肋的楔形尾缘冷却效率的影响。旋转数为 $0\sim 0.6$,发现在交错肋段,旋转产生的哥氏力导致主流向肋后缘面偏移,相对于静止状态,前缘面努塞尔数减小20%,后缘面努塞尔数增大25%。在柱肋段,旋转产生的离心力增强了冷气对柱肋的冲击强度,使柱肋低半径处换热增强,并且减小了柱肋段的过渡发展段尺度。与此相同, Han等^[136]认为在含翅片或光滑楔形通道中,旋转和翅片造成的涡系增大了平均内部换热系数,但尾缘面的换热系数增大,前缘面的换热系数减小。并且在哥氏力作用下,圆形销翅触发的端壁涡牢固的附着在后缘端壁上,但是在前缘端壁处上升,因此后缘端壁的换热率始终高于前缘端壁^[137]。而在带有菱形翅片的矩形通道中^[138],随旋转数增大,虽然尾缘端壁的换热率总高于前缘端壁,但是前缘端壁的换热率先降低后升高。因此,动叶尾缘内部冷却通道的设计需要着重考虑旋转因素,尤其与其他结构复合

冷却时。Chang等^[139]发现旋转状态下,带肋梯形双通道的传热因顶部放气而恶化,在旋转数为 $0.1\sim 0.8$ 内,相对于不放气工况,通道前缘和后缘中心线的换热率分别降低了25%~50%,25%~40%。而Xu等^[140]研究了旋转对带狭槽和侧墙喷射矩形通道冷却效率的影响。结果显示,狭槽减弱了旋转对冷却效率的影响,在相同进口旋转数下,通道内高温区与高旋转浮生数分布对应,在狭槽内抑制漩涡区域的发展,并增大了再附着区域,进而提高冷却效率。

综上,相同条件下,尾缘在旋转状态下获得的冷却效率比静止状态高。

5 未来叶片冷却的发展趋势

20世纪50年代,美国首先采用熔模铸造方法制造航空发动机空心涡轮叶片,随后涡轮叶片的制造工艺不断提高,从有余量加工到无余量加工,再到目前最优良的单晶无余量空心叶片加工,冷却结构的复杂度也随之提高。但是提高航空发动机的推重比是科学家们永恒的追求,不断提升的工作温度迫使涡轮叶片冷却结构更加复杂,同时对涡轮叶片的制造工艺提出更高的要求。20世纪末先后出现铸冷技术和3D增材制造技术,铸造工艺的革新一方面使航空发动机零件的加工成本降低,例如2020年7月,俄罗斯3D打印的轻型航空发动机通过飞行实验,与常规制造相比,其生产时间缩短为原来的 $1/20$,成本降为原来的 $1/2$,并计划在2021年开始量产;另一方面使更复杂和狭小的内流通道加工成为可行,涡轮冷却的研究方向开始向复合冷却结构倾斜,例如受限空间冲击/涡旋+气膜+扰流肋、微型肋/销翅+凹坑等。因此,随加工工艺的进步,未来气冷涡轮叶片的发展趋势依然是优化冷却结构,以适应不断提高的工作温度;另外,探究受限空间内复合冷却结构在静止和旋转状态下的气动传热特性将是主要研究方向之一;但是依然存在挑战和难点。具体分为以下三点。

(1)在内部冷却方面,需要改善内部冷却结构,合理控制冷气流动,在提高冷却效率的同时,要兼顾冷却效率均匀分布。例如,涡旋冷却、蛇形通道及微尺度通道等结构具有这方面的优势,但是,涡旋冷却效率低于冲击冷却效率,因此,未来可以在二者结合的基础上进行优化研究,实现优势互补,并且与气膜冷却和扰流肋组成复合冷却结构;蛇形和微尺度通道的气动损失较大,未来可以借助气热耦合方法改进兼顾冷却效率和气动损失的内冷通道,并且3D打印技术的出现使狭长通道内布置凸起、凹坑和肋片

的复合结构成为可行。

(2)在叶片前缘、中弦和尾缘区域,优化外部冷却结构的形状和排列方式依然是研究热点,使气膜的覆盖面积更大,贴壁能力更高。例如,与传统圆柱形孔相比,异形孔和浅槽孔等冷却结构产生的气膜在展向上分布更广,并且流向上延伸距离更长,但是在前缘滞止区,气膜孔的位置需要谨慎选择,这将影响冷气流向吸力面和压力面的比例,进而影响前缘的气膜覆盖程度;并且,在靠近叶肩和轮毂的区域,由于涡系的影响,气膜容易从壁面抬升,热应力较大;另外,吸力面上较大曲率处的逆压梯度易导致气膜分离,这一问题至今没有得到有效解决。

(3)在优化冷却结构的进程中,气膜孔的总体出口面积增大,叶片内部空心腔室更多,在未研发出超耐温材料和制造工艺受限的状态下,提高冷却效率的同时,减少冷气量和保证叶片结构强度依然是涡轮叶片冷却的难点。值得思考的是,在冷气流量和温度相同的前提下进行复合冷却优化是一个悖论,以冲击+气膜复合冷却结构为例,此时冷气流的热容量被固定,若冲击冷却效率较高,则被气膜孔抽出的冷气流温度升高,气膜冷却效率便会降低。因此,在复合冷却优化时应着重考虑冷却效率的分配,才能获得最佳综合冷却效率。

另外,由于转动实验的难度和成本高于静止实验,旋转状态下动叶冷却结构气动传热性能的研究尚不充分,尤其是涡旋冷却、复合冷却和尾缘内部冷却。为避免或利用哥氏力和浮生力的影响,动叶中的冷却结构需要单独优化,并且随航空发动机推重比增大,动叶的工作温度必然提高,迫使其应用更复杂的冷却结构。

6 结论

经过整理和分析航空发动机各区域冷却结构的研究现状,得出如下结论:

(1)前缘内部冷却结构采用冲击冷却可以获得较高换热系数,但是分布不均匀,而涡旋冷却可以有效减小叶片前缘区域的高温区,因此涡旋冷却和冲击冷却的优势互补成为改善前缘冷却效率的焦点。随着加工工艺革新,中弦区的冷却通道和湍流器更复杂,以获得高冷却效率,其细节优化依然是研究热点。尾缘内部喷嘴与肋的相对位置,冷气流出口位置以及销翅的排列方式、形状都深刻影响冷却效率,在大小和形状相同的前提下,凸起比凹坑获得的冷却效率高,但凹坑的气动损失更小。

(2)前缘和中弦外部气膜孔设计原则为:增大冷气出口面积,减弱冷气流出口动量,增加气膜覆盖面积,减少冷气流与主流的掺混损失。因此,形成了异形孔、三角架形孔以及主孔和辅助孔等气孔结构,甚至出现劈缝结构。它们的冷却效率都比圆柱形气膜孔高,未来可以采用类比方法获得兼顾冷却效率和气动损失的气孔结构。尾缘外部安装扩展孔可以增大冷却效率,而扩展孔形状、大小、位置和排列方式依然存在研究潜力。气膜孔出流角度越小,气膜越容易贴附于壁面,尤其存在激波时,而劈缝出流角度的影响与气膜孔相反。

(3)孔距过大导致气膜覆盖率降低,过小则需要更多冷气量,因此特定冷却结构存在最佳孔距。并且改良劈缝上唇板形状、减小上唇板厚度可以提高冷却效率。采用高效和低成本的遗传算法寻找最佳孔排布置或劈缝参数是未来研究方向之一。值得注意的是,可以通过冲击+狭缝气膜结合的方式避免前缘滞止线附近出现高温区,但是可能带来更多气动损失。

(4)受旋转影响,前缘和尾缘的平均冷却效率升高,压力面冷却效率降低,但是需要继续深入研究旋转对吸力面冷却效率的影响。并且,由于转动实验的难度和成本较大,关于旋转状态下动叶冷却结构气动传热机理的研究尚不充分,尤其是涡旋冷却和复合冷却。

(5)随航空发动机的发展和制造工艺的革新,气冷涡轮叶片冷却结构向单种冷却结构优化和复合冷却结构发展,但是气动损失和叶片结构强度等潜在问题也凸显出来。

致谢:感谢国家科技重大专项、国家自然科学基金以及王宽诚教育基金会的资助。

参考文献

- [1] 魏佳明,余沛垌,王博,等. 重型燃气轮机与航空发动机冷却叶片的联系和差异[J]. 航空动力, 2019(2): 74-78.
- [2] Krewinkel R. A Review of Gas Turbine Effusion Cooling Studies [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 66: 706-722.
- [3] Xue S, Ng W F. Turbine Blade Tip External Cooling Technologies[J]. *Aerospace*, 2018, 5(3).
- [4] Sunden B, Xie G. Gas Turbine Blade Tip Heat Transfer and Cooling: A Literature Survey[J]. *Heat Transfer Engineering*, 2010, 31(7): 527-554.
- [5] Je-Chin H, Michael H. Recent Studies in Turbine Blade

- Internal Cooling[J]. *Heat Transfer Research*, 2010, 41(8): 803–828.
- [6] Kreith F, Margolis D. Heat Transfer and Friction in Turbulent Vortex Flow[J]. *Applied Scientific Research*, Section A, 1959, 8(1): 457–473.
- [7] Hay N, West P D. Heat Transfer in Free Swirling Flow in a Pipe[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1975, 97(3): 411–416.
- [8] Wang N, Chen A F, Zhang M, et al. Turbine Blade Leading Edge Cooling with One Row of Normal or Tangential Impinging Jets[C]. *Charlotte: ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition*, 2017.
- [9] Wang N, Han J C. Swirl Impinging Cooling on an Airfoil Leading Edge Model at Large Reynolds Number [J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2019, 11(3).
- [10] Zhang M, Wang N, Han J C. Internal Heat Transfer of Film-Cooled Leading Edge Model with Normal and Tangential Impinging Jets[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 139: 193–204.
- [11] Zhang M, Wang N, Han J C. Overall Effectiveness of Film-Cooled Leading Edge Model with Normal and Tangential Impinging Jets[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 139: 577–587.
- [12] Fan X, Li L, Zou J, et al. Cooling Methods for Gas Turbine Blade Leading Edge: Comparative Study on Impingement Cooling, Vortex Cooling and Double Vortex Cooling[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2019, 100: 133–145.
- [13] Liu Z, Feng Z. Numerical Simulation on the Effect of Jet Nozzle Position on Impingement Cooling of Gas Turbine Blade Leading Edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2011, 54(23–24): 4949–4959.
- [14] Liu L, Zhu X, Liu H, et al. Effect of Tangential Jet Impingement on Blade Leading Edge Impingement Heat Transfer[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 130: 1380–1390.
- [15] Fawzy H, Zheng Q, Jiang Y. Impingement Cooling Using Different Arrangements of Conical Nozzles in a Film Cooled Blade Leading Edge[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2020, 112: 1–16.
- [16] Fawzy H, Zheng Q, Jiang Y, et al. Conjugate Heat Transfer of Impingement Cooling Using Conical Nozzles with Different Schemes in a Film-Cooled Blade Leading-Edge[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 177(11).
- [17] 付丽鹏, 王 磊, 李宇峰. 冲击-气膜冷却孔排列方式对流动和换热的影响[J]. *汽轮机技术*, 2014, 56(3): 189–191, 223.
- [18] Du H, Mei Z, Zou J, et al. Conjugate Heat Transfer Investigation on Swirl-Film Cooling at the Leading Edge of a Gas Turbine Vane[J]. *Entropy*, 2019, 21(10).
- [19] Du C, Li L, Wu X, et al. Effect of Jet Nozzle Geometry on Flow and Heat Transfer Performance of Vortex Cooling for Gas Turbine Blade Leading Edge[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 93: 1020–1032.
- [20] Fawzy H, Zheng Q, Ahmad N. Effect of Slot Area Ratio and Slot Angle on Swirl Cooling in a Gas Turbine Blade Leading Edge [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 33(5).
- [21] Zhou J, Wang X, Li J, et al. Effects of Target Channel Shapes on Double Swirl Cooling Performance at Gas Turbine Blade Leading Edge[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(7).
- [22] Wang J, Du C, Wu F, et al. Investigation of the Vortex Cooling Flow and Heat Transfer Behavior in Variable Cross-Section Vortex Chambers for Gas Turbine Blade Leading Edge[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2019, 108(10): 1–13.
- [23] Alhajeri H, Almutairi A, Alenezi A, et al. Numerical Investigation on Heat Transfer Performance and Flow Characteristics in a Roughened Vortex Chamber[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 153: 58–68.
- [24] Liu Yuyang, Rao Yu, Weigand B. Heat Transfer and Pressure Loss Characteristics in a Swirl Cooling Tube with Dimples on the Tube Inner Surface[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 128: 54–65.
- [25] Wu F, Li L, Du C, et al. Effects of Circumferential Nozzle Number and Temperature Ratio on Swirl Cooling Characteristics [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 154: 332–342.
- [26] Wu F, Du C, Wang J, et al. Influence of the Number of Circumferential Nozzles on the Flow and Heat Transfer Characteristics of Swirl Cooling[J]. *Journal of Xian Jiaotong University*, 2018, 52(7): 94–100.
- [27] Mousavi S M, Ghadimi B, Kowsary F. Numerical Study on the Effects of Multiple Inlet Slot Configurations on Swirl Cooling of a Gas Turbine Blade Leading Edge[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2018, 90: 34–43.
- [28] Wu Fan, Li Liang, Wang Jie-feng, et al. Numerical Investigations on Flow and Heat Transfer of Swirl and Impingement Composite Cooling Structures of Turbine Blade Leading Edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 144(1).
- [29] 阎鸿捷, 陈冠江, 饶 宇. 涡轮叶片前缘旋流-气膜复合冷却内部流动传热特征实验和数值模拟[J]. *推进技术*, 2021, 42(9): 2287–2294. (YAN Hong-jie, CHEN Guan-jiang, RAO Yu. Experimental Study and

- Numerical Simulation on Flow and Heat Transfer Characteristics in Swirl-Film Compound Cooling of Turbine Blade Leading Edge[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 2287-2294.)
- [30] Zhang J, Zhang S, Wang C, et al. Recent Advances in Film Cooling Enhancement: a Review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(4): 1119-1136.
- [31] Kim Y J, Kim S M. Influence of Shaped Injection Holes on Turbine Blade Leading Edge Film Cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2004, 47(2): 245-256.
- [32] 朱惠人, 张霞, 刘存良. 叶片前缘圆柱形孔和扩张形孔气膜冷却特性研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1464-1470.
- [33] Ye L, Liu C, Xu Z, et al. Experimental Investigation on the Adiabatic Film Effectiveness for Counter-Inclined Simple and Laid-Back Film-Holes of Leading Edge[J]. *Journal of Thermal Science*, 2020, 29(3): 772-783.
- [34] Zhang M, Wang N, Chen A F, et al. Influence of Turbine Blade Leading Edge Profile on Film Cooling with Shaped Holes[J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2018, 10(5).
- [35] 姜伟, 谢诞梅, 高尚, 等. 倾角孔对叶片前缘冷却效率影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(7): 108-114. (JIANG Wei, XIE Dan-mei, GAO Shang, et al. Numerical Study of Influence of Inclined Hole on Film-Cooling Effectiveness at Leading Edge of a Turbine Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 108-114.)
- [36] Liu Z, Ye L, Wang C, et al. Numerical Simulation on Impingement and Film Composite Cooling of Blade Leading Edge Model for Gas Turbine[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 73(2): 1432-1443.
- [37] Wang Y, Cai L, Wang S, et al. Numerical Investigations of the Influence of Unsteady Vane Trailing Edge Shock Wave on Film Cooling Effectiveness of Rotor Blade Leading Edge[J]. *Journal of Thermal Science*, 2018, 27(2): 135-145.
- [38] 谭晓茗, 朱兴丹, 郭文, 等. 涡轮叶片前缘气膜冷却换热实验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(11): 2672-2678.
- [39] Dyson T E, Bogard D G, Piggush J D, et al. Overall Effectiveness for a Film Cooled Turbine Blade Leading Edge with Varying Hole Pitch[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3).
- [40] 韩枫, 李海旺. 出流角对旋转涡轮叶片前缘气膜冷却影响[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(2): 320-328.
- [41] Li H W, Han F, Zhou Z Y, et al. Experimental Investigations of the Effects of the Injection Angle and Blowing Ratio on the Leading-Edge Film Cooling of a Rotating Twisted Turbine Blade[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 127: 856-869.
- [42] Han F, Guo H, Ding X F, et al. Experimental Investigation on the Effects of Hole Pitch and Blowing Ratio on the Leading Edge Region Film Cooling of a Rotating Twist Turbine Blade [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 150(11): 1-14.
- [43] Ahn J, Schobeiri M T, Han J C, et al. Effect of Rotation on Leading Edge Region Film Cooling of a Gas Turbine Blade with Three Rows of Film Cooling Holes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2007, 50(1-2): 15-25.
- [44] 韩枫, 李海旺, 马慧文, 等. 旋转对弯扭涡轮叶片前缘气膜冷却的影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(6): 1352-1363.
- [45] Huang S C, Liu Y H. High Rotation Number Effect on Heat Transfer in a Leading Edge Cooling Channel of Gas Turbine Blades with Three Channel Orientations [J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2013, 5(4).
- [46] Deng Hong-wu, Gu Zhen-peng, Zhu Jian-qin, et al. Experiments on Impingement Heat Transfer with Film Extraction Flow on the Leading Edge of Rotating Blades[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2012, 55(21-22): 5425-5435.
- [47] Wang J, Deng H, Tao Z, et al. Heat Transfer in a Rotating Rectangular Channel with Impingement Jet and Film Holes[J/OL]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, DOI:doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2021.106832.
- [48] Nikparto A, Schobeiri M T. Experimental Investigation of Film-Cooling Effectiveness of a Highly Loaded Turbine Blade under Steady and Periodic Unsteady Flow Conditions[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2017, 139(7).
- [49] 张浩, 李录平, 唐学智, 等. 重型燃气轮机涡轮叶片冷却技术研究进展[J]. *燃气轮机技术*, 2017, 30(2): 1-7.
- [50] Nourin F N, Amano R S. Review of Gas Turbine Internal Cooling Improvement Technology [J]. *Journal of Energy Resources Technology*, 2020, 143(8).
- [51] 陈伟, 杨力, 任静, 等. 瞬态液晶技术在涡轮叶片内部冷却研究中的应用[J]. *工程热物理学报*, 2012, 33(4): 665-669.
- [52] 郭仲秋, 李彦霖, 饶宇. 涡轮叶片内部具有扰流肋和导流片的多通道冷却流动与传热特性[J]. *工程热物理学报*, 2020, 41(9): 2225-2232.
- [53] 姚玉, 张靖周, 何飞, 等. 涡轮叶片吸力面上收敛缝形孔气膜冷却效率的数值研究[J]. *航空学报*, 2010, 31(6): 23-28.
- [54] 姚玉, 张靖周, 何飞, 等. 涡轮叶片吸力面上收

- 敛缝形孔气膜冷却对叶栅气动损失的影响[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1312-1317.
- [55] 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(6): 1142-1150. (LIU Cong, ZHU Hui-ren, FU Zhong-yi, 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(6): 1142-1150.)
- [56] Gao Z, Narzary D P, Han J C. Film-Cooling on a Gas Turbine Blade Pressure Side or Suction Side with Compound Angle Shaped Holes [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009(3): 569-579.
- [57] Gao Z, Narzary D P, Han J C. Film Cooling on a Gas Turbine Blade Pressure Side or Suction Side with Axial Shaped Holes [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2008, 51(9): 2139-2152.
- [58] El Ayoubi C, Ghaly W, Hassan I. Aerothermal Shape Optimization for a Double Row of Discrete Film Cooling Holes on the Suction Surface of a Turbine Vane [J]. *Engineering Optimization*, 2014, 47(10): 1384-1404.
- [59] Ramesh S, Leblanc C, Narzary D, et al. Film Cooling Performance of Tripod Antivortex Injection Holes over the Pressure and Suction Surfaces of a Nozzle Guide Vane [J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2017, 9(2).
- [60] Ramesh S, Ramirez D G, Ekkad S V, et al. Analysis of Film Cooling Performance of Advanced Tripod Hole Geometries with and Without Manufacturing Features [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 94: 9-19.
- [61] Senouci Z, Benabed M. Numerical Approach to New Tangential Slot Effect on Film Cooling Effectiveness over Asymmetrical Turbine Blade [J]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, 23(5): 721-734.
- [62] Zhang X D, Liu J J, An B T. The Investigations of Slot Film Outflow Used on the Laminated Cooling Configuration [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 141: 1078-1086.
- [63] Zhou Z, Li H, Wang H, et al. Film Cooling of Cylindrical Holes on Turbine Blade Suction Side Near Leading Edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 141: 669-679.
- [64] Benabed M. Influence of Lateral Angle on Film Cooling Performance over Asymmetrical Turbine Blade [J]. *Computational Thermal Sciences*, 2017, 9(3): 183-193.
- [65] 姚春意, 朱惠人, 刘存良, 等. 涡轮导叶压力面气膜孔排位置对气膜冷却特性的影响[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1560-1570. (YAO Chun-yi, ZHU Hui-ren, LIU Cun-liang, et al. Effects of Film Hole Row Location on Film Cooling Characteristic for Pressure Side of a Turbine Vane [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1560-1570.)
- [66] 付仲议, 朱惠人, 刘聪, 等. 涡轮导叶压力面簸箕形气膜孔冷却特性实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(12): 2303-2311. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, LIU Cong, et al. Experimental Study of Film Cooling Characteristics for Dust-Pan Shaped Holes on Pressure Side in a Turbine Guide Vane [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2303-2311.)
- [67] 王克菲, 骆剑霞, 田淑青, 等. 叶片吸力面不同位置处气膜冷却特性对比[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1281-1288.
- [68] Johnson J J, King P I, Clark J P, et al. Genetic Algorithm Optimization of a High-Pressure Turbine Vane Pressure Side Film Cooling Array [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(1).
- [69] Johnson J J, King P I, Clark J P, et al. Genetic Algorithm Optimization of an HPT Vane Pressure Side Film Cooling Array [C]. *Copenhagen: Asme Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition*, 2012.
- [70] Huang Y, Zhang J Z, Wang C H, et al. Multi-Objective Optimization of Laidback Fan-Shaped Film Cooling Hole on Turbine Vane Suction Surface [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2019, 55(4): 1181-1194.
- [71] 黄莺, 张靖周, 王春华. 涡轮叶片吸力面扇形孔气膜冷却效率优化[J]. 中南大学学报, 2018, 49(11): 232-240.
- [72] Jiang Yuting, Lin Hongfei, Yue Guoqiang, et al. Aero-Thermal Optimization on Multi-Rows Film Cooling of a Realistic Marine High Pressure Turbine Vane [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 111: 537-549.
- [73] Lei J, Han J C, Huh M. Effect of Rib Spacing on Heat Transfer in a Two Pass Rectangular Channel ($AR=2:1$) at High Rotation Numbers [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2012, 134(9).
- [74] Singh P, Ji Y, Ekkad S V. Multipass Serpentine Cooling Designs for Negating Coriolis Force Effect on Heat Transfer: 45-deg Angled Rib Turbulated Channels [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(7).
- [75] 朱兴丹, 谭晓茗, 郭文, 等. 高压涡轮转子叶片内部气流组织方式研究[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3273-3282.
- [76] 程会川, 吴宏, 李育隆, 等. 旋转状态下抑涡孔气膜冷却性能的实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 134-141. (CHENG Hui-chuan, WU Hong, LI Yulong, et al. Experimental Investigation of Film Cooling Performance on a Rotating Model with Anti-Vortex Hole [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(1): 134-141.)

- [77] Huh M, Lei J, Han J C. Influence of Channel Orientation on Heat Transfer in a Two-Pass Smooth and Ribbed Rectangular Channel ($AR=2:1$) under Large Rotation Numbers[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 134(1).
- [78] Yang S F, Han J C, Azad S, et al. Heat Transfer in Rotating Serpentine Coolant Passage with Ribbed Walls at Low Mach Numbers[J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2015, 7(1).
- [79] Rallabandi A, Lei J, Han J C, et al. Heat Transfer Measurements in Rotating Blade-Shape Serpentine Coolant Passage with Ribbed Walls at High Reynolds Numbers [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(9).
- [80] Liou T M, Chang S W, Yang C C, et al. Thermal Performance of a Radially Rotating Twin-Pass Smooth-Walled Parallelogram Channel [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(12): 72-85.
- [81] Chang S W, Liou T M, Po Y. Coriolis and Rotating Buoyancy Effect on Detailed Heat Transfer Distributions in a Two-Pass Square Channel Roughened by 45° Ribs at High Rotation Numbers [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2010, 53(7-8): 1349-1363.
- [82] Chang S W, Liou T M, Lee T H. Thermal Performance of Developing Flow in a Radially Rotating Parallelogram Channel with 45° Ribs[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2012, 52: 186-204.
- [83] You R, Li H, Tao Z. Experimental Investigation on the Effect of Turbulent Intensity on Heat Transfer in a Square Rotating Channel[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 124: 1068-1075.
- [84] You R, Li H, Tao Z. Experimental Investigation on Two-Dimensional Heat Transfer and Secondary Flow in a Rotating Smooth Channel[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 113: 342-353.
- [85] Tao Zhi, Li Haiwang, Deng Hongwu, et al. Heat Transfer Study in a Rotating Ribbed Two-Pass Channel with Engine-Similar Cross Section at High Rotation Number [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 106: 681-696.
- [86] 吴宏, 孟恒辉, 陶智, 等. 旋转对曲率表面气膜冷却效率影响的数值研究[J]. *航空学报*, 2009, 30(9): 75-80.
- [87] Zhu X, Zhang J, Tan X, et al. Effect of Rotation on Film Cooling with a Single Row of Shaped Holes on Blade Pressure Side[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2017, 12(2).
- [88] Wang H, Tao Z, Zhou Z, et al. Experimental and Numerical Study of the Film Cooling Performance of the Suction Side of a Turbine Blade under the Rotating Condition [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 136: 436-448.
- [89] Al-Zurfi N, Nasser A. LES of Rotating Film-Cooling Performance in a 1-1/2 Turbine Stage [J]. *Propulsion and Power Research*, 2019, 8(2): 85-107.
- [90] Li Haiwang, Zhou Zhiyu, Xie Gang, et al. The Cooling Performance of Multiple Rows of Film Holes on the Suction Surface of a Turbine Blade under Rotating Conditions [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 188(1).
- [91] 徐虹艳, 张靖周, 谭晓茗. 涡轮叶片尾缘内冷通道旋流冷却特性[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(1): 59-66.
- [92] 张玲, 史梦颖, 原峥, 等. 涡轮叶片尾缘凹坑/凸起结构气膜冷却特性研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(2): 372-381. (ZHANG Ling, SHI Meng-ying, YUAN Zheng, et al. Film Cooling Characteristic on Trailing Edge Cutback of Gas Turbine Airfoils with Dimple/Protrusion Structure [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 372-381.)
- [93] Siddique W, El Gabry L, Shevchuk I, et al. Validation and Analysis of Numerical Results for a Two-Pass Trapezoidal Channel with Different Cooling Configurations of Trailing Edge [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 135(1): 110271-110278.
- [94] Siddique W, Khan W A, Haq I. Analysis of Numerical Results for a Two-Pass Trapezoidal Channel with Different Cooling Configurations of the Trailing Edge: Effect of Rib Inclination [J]. *Journal of Enhanced Heat Transfer*, 2013, 20(5): 379-388.
- [95] Zhang C, Wang Z, Kang J. Flow and Heat Transfer in a High-Aspect-Ratio Rib-Roughed Cooling Channel with Longitudinal Intersecting Ribs[J]. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2018, 59(4): 679-686.
- [96] 饶宇, 王德强, 李彦霖. 涡轮叶片内部多通道微小扰流肋冷却流动传热实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(10): 2321-2326.
- [97] 李彦霖, 饶宇, 王德强. 涡轮叶片冷却通道高性能微小肋湍流传热的数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(10): 2271-2279.
- [98] Martini P, Schulz A. Experimental and Numerical Investigation of Trailing Edge Film Cooling by Circular Coolant Wall Jets Ejected from a Slot with Internal Rib Arrays [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(2): 229-236.
- [99] Taslim M E, Fei X. Crossover Jet Impingement in a Rib-Roughened Trailing-Edge Cooling Channel [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 139(7): 1-12.
- [100] Taslim M E, Fong M K H. Experimental and Numerical Crossover Jet Impingement in a Rib-Roughened Airfoil Trailing-Edge Cooling Channel [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(5).
- [101] Xue F, Taslim M E. Detailed Flow and Heat Transfer

- Analyses in a Rib-Roughened Trailing-Edge Cooling Cavity with Impingement [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 141(5).
- [102] Murata A, Yano K, Hanai M, et al. Arrangement Effects of Inclined Teardrop-Shaped Dimples on Film Cooling Performance of Dimpled Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 107: 761-770.
- [103] Yamamoto S, Murata A, Saito H, et al. Arrangement Effects of 30 Deg Inclined Teardrop-Shaped Dimples on Film Cooling Flow over Dimpled Cutback Surface at Airfoil Trailing Edge Investigated by 2D3C-PTV [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2019, 142(4): 1-8.
- [104] Kaur I, Singh P, Ekkad S V. Enhanced Thermal Hydraulic Performance by V-Shaped Protrusion for Gas Turbine Blade Trailing Edge Cooling [J/OL]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, DOI: doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2019.119221.
- [105] Zhang P, Rao Y, Li Y, et al. Heat Transfer and Turbulent Flow Structure in Channels with Miniature V-Shaped Rib-Dimple Hybrid Structures on One Wall [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2019, 141(7).
- [106] Kaur I, Singh P. Heat and Flow Characteristics of V-Shaped Protrusion/Concavity Combined with Miniature V-Ribs [J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2020, 78(8): 359-377.
- [107] Gao Y, Yan X, Li J, et al. Investigations into Film Cooling and Unsteady Flow Characteristics in a Blade Trailing-Edge Cutback Region [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2018, 32(10): 5015-5029.
- [108] Hussain S, Liu J, Wang L, et al. Thermal Performance Enhancement in a Wedge Duct with In-Line Pin Fins Combined with Vortex Generators [J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, 2019, 29(8): 2545-2565.
- [109] Carosio G L C, De Mendonca M T. Lower Pressure Drop Turbine Blade Trailing-Edge Cooling Configuration [J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2014, 37(4): 1217-1233.
- [110] Kamat H, Shenoy S B, Kini C R. Effect of V-shaped Ribs on Internal Cooling of Gas Turbine Blades [J]. *Journal of Engineering and Technological Sciences*, 2017, 49(4): 520-533.
- [111] Baek S, Lee S, Hwang W, et al. Experimental and Numerical Investigation of the Flow in a Trailing Edge Ribbed Internal Cooling Passage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(1).
- [112] Beniaiche A, Ghenaïet A, Facchini B. Experimental and Numerical Investigations of Internal Heat Transfer in an Innovative Trailing Edge Blade Cooling System: Stationary and Rotation Effects, Part 1-Experimental Results [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2016, 53(2): 475-490.
- [113] Beniaiche A, Ghenaïet A, Carcasci C, et al. Experimental and Numerical Investigations of Internal Heat Transfer in an Innovative Trailing Edge Blade Cooling System: Stationary and Rotation Effects, Part 2-Numerical Results [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2016, 53(2): 491-505.
- [114] Bianchini C, Facchini B, Simonetti F, et al. Numerical and Experimental Investigation of Turning Flow Effects on Innovative Pin Fin Arrangements for Trailing Edge Cooling Configurations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 134(2).
- [115] Mucignat C, Armellini A, Casarsa L. Flow Field Analysis Inside a Gas Turbine Trailing Edge Cooling Channel under Static and Rotating Conditions: Effect of Ribs [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 42: 236-250.
- [116] Armellini A, Casarsa L, Mucignat C. Flow Field Analysis Inside a Gas Turbine Trailing Edge Cooling Channel under Static and Rotating Conditions [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2011, 32(6): 1147-1159.
- [117] Beniaiche A, Ghenaïet A, Carcasci C, et al. Heat Transfer Investigation in New Cooling Schemes of a Stationary Blade Trailing Edge [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 87: 816-825.
- [118] Armellini A, Casarsa L, Mucignat C. Experimental Assessment of the Aero-Thermal Performance of Rib Roughened Trailing Edge Cooling Channels for Gas Turbine Blades [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2013, 58(1-2): 455-464.
- [119] Schekman S, Atkins M D, Kim T. Local End-Wall Heat Transfer Enhancement by Jet Impingement on a Short Pin-Fin [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 128: 1033-1047.
- [120] Horbach T, Schulz A, Bauer H J. Trailing Edge Film Cooling of Gas Turbine Airfoils-External Cooling Performance of Various Internal Pin Fin Configurations [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 133(4): 1829-1840.
- [121] Horbach T, Schulz A, Bauer H J. Trailing Edge Film Cooling of Gas Turbine Airfoils: External Cooling Performance of Various Internal Pin Fin Configurations [C]. *Glasgow: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air*, 2010.
- [122] Yang Z, Johnson M, Posada N, et al. Film Cooling on the Geometrically Modified Trailing Edge Model of Gas Turbine Blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(9).

- [123] 叶林, 刘存良, 杨寓全. 直肋对扩张型尾缘半劈缝气膜冷却特性影响的实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2077-2087. (YE Lin, LIU Cun-liang, YANG Yu-quan. Experimental Investigation of Effects of Straight Ribs on Film Cooling Performance of Expanded Cutback Surface for Trailing-Edge[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 2077-2087.)
- [124] Benson M, D. Yapa S, Elkins C, et al. Experimental-Based Redesigns for Trailing Edge Film Cooling of Gas Turbine Blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4).
- [125] Wong T H, Ireland P T, Self K P. Film Cooling Effectiveness Measurements on Trailing Edge Cutback Surface and Lands Following Novel Cross Corrugated Slot Geometry[C]. Seoul: ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2016.
- [126] Wong T H, Ireland P T, Self K P. Film Cooling Effectiveness Downstream of Trailing Edge Slots Including Cutback Surface Protuberances [J]. *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power*, 2016, 1(1).
- [127] Cunha F J, Dahmer M T, Chyu M K. Analysis of Airfoil Trailing Edge Heat Transfer and Its Significance in Thermal-Mechanical Design and Durability [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(4): 165-176.
- [128] Joo J, Durbin P. Simulation of Turbine Blade Trailing Edge Cooling [J]. *ASME Journal of Fluid Engineering*, 2009, 131(2).
- [129] 黄春光, 姚世传, 谢海军. 透平叶片尾缘冷却结构唇板构型对流动和传热的影响[J]. 热能动力工程, 2019, 34(6): 47-52.
- [130] Krishna Anand V G, Parammasivam K M. Numerical and Experimental Investigations on Film Cooling with Single Film Hole Diameter Wide Trench for Improved Cooling Performance [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, 1240(1).
- [131] Taslim M E, Spring S D, Mehlman B P. Experimental Investigation of Film Cooling Effectiveness for Slots of Various Exit Geometries [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1990, 6(2): 302-307.
- [132] Effendy M, Yao Y F, Yao J, et al. Detached Eddy Simulation of Blade Trailing-Edge Cutback Cooling Performance at Various Ejection Slot Angles [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2019, 80(10): 1-13.
- [133] Tao Z, Qiu L, Deng H. Heat Transfer in a Rotating Smooth Wedge-Shaped Channel with Lateral Fluid Extraction [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 87: 47-55.
- [134] Pascotto M, Armellini A, Casarsa L, et al. Effects of Rotation at Different Channel Orientations on the Flow Field Inside a Trailing Edge Internal Cooling Channel [J/OL]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2013, DOI: doi.org/10.1155/2013/765142.
- [135] 赵斌, 邓宏武, 邱璐, 等. 旋转叶片尾缘通道的换热特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(12): 1634-1638.
- [136] Rallabandi A P, Liu Y H, Han J C. Heat Transfer in Trailing Edge Wedge-Shaped Pin-Fin Channels with Slot Ejection under High Rotation Numbers [J]. *Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2011, 3(2).
- [137] Chang S W, Yang T L, Hong G F, et al. Heat Transfer in Radially Rotating Pin-Fin Channel at High Rotation Numbers [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(2).
- [138] Chang S W, Liou T M, Lee T H. Heat Transfer of a Rotating Rectangular Channel with a Diamond-Shaped Pin-Fin Array at High Rotation Numbers [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4).
- [139] Chang S W, Liou T M, Chiou S F, et al. Heat Transfer in High-Speed Rotating Trapezoidal Duct with Rib-Roughened Surfaces and Air Bleeds from the Wall on the Apical Side [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2008, 130(6).
- [140] Xu G, Chen Y, Wen J. Heat Transfer in a Rotating Rectangular Channel ($AR=4$) with Dimples and Sidewall Bleeds [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 150(11): 1-14.

(编辑:张贺)