

利用空气幕冷却提升涡轮叶栅端壁 气膜冷却有效度的实验研究

杨星^{1,2}, 赵强³, 吴航^{1,2}, 丰镇平^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力学院, 710049, 西安; 2. 陕西省叶轮机械及动力装备工程
实验室, 710049, 西安; 3. 西安航天动力研究所, 710100, 西安)

摘要: 针对涡轮叶栅压力面侧由于横向压力梯度及复杂二次流导致的冷却难题,通过在端壁通道进口靠近压力面侧布置两排离散气膜孔,形成具有独特冷却特征的空气幕冷却,采用压力敏感漆测量技术(PSP)详细研究了空气幕冷却在端壁表面的冷却分布规律及其对通道中离散气膜孔冷气射流的影响。在此基础上,将空气幕冷却应用于端壁气膜冷却形成了改进设计方案。实验结果表明,空气幕冷却具有与通道中离散气膜冷却完全不同的冷却特征,其几乎不受叶栅通道中横向压力梯度的影响,可以有效冷却端壁通道的压力面侧甚至喉部及下游区域;随着冷气量的增大,空气幕冷却的冷却效果不断增强,并会提高下游端壁通道中离散气膜孔的冷却性能;与端壁原型气膜冷却方案相比,在冷气量相同的情况下,改进方案将端壁表面的面积平均气膜冷却有效度提高了33%。叶栅出口的流场结构表明,改进方案还可以削弱叶栅的气动损失。

关键词: 航空发动机;涡轮端壁;气膜冷却;空气幕冷却;气动损失

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202308001 **文章编号:** 0253-987X(2023)08-0001-10

An Experimental Investigation of Improving Film Cooling Effectiveness for Turbine Vane Endwalls Using Curtain Cooling

YANG Xing^{1,2}, ZHAO Qiang³, WU Hang^{1,2}, FENG Zhenping^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Shaanxi Engineering Laboratory of
Turbomachinery and Power Equipment, Xi'an 710049, China; 3. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Due to circumferential pressure gradients and complicated secondary flows, pressure-side regions of turbine endwalls are one of the most difficult-to-cool regions. This study aims to solve this cooling problem by placing two rows of discrete film holes in the upstream region of the endwall passage inlet near the pressure side to obtain curtain cooling with unique cooling characteristics. A pressure sensitive paint (PSP) technique was implemented to examine film cooling patterns of curtain cooling over the endwall surfaces and its effects on discrete film injection within the passage in detail. Furthermore, an optimized endwall film cooling scheme was obtained by applying curtain cooling to the endwall. The experimental results reveal that curtain cooling has quite different cooling patterns compared with discrete film cooling within the passage. The curtain cooling was slightly influenced by the pressure gradients circumferentially across the endwall

收稿日期: 2022-11-27。 作者简介: 杨星(1990—),男,副教授,硕士生导师;丰镇平(通信作者),男,教授,博士生导师。

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-III-0003-0027)。

网络出版时间: 2023-04-04

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20230404.1443.003.html>

passage, resulting in efficient cooling for the pressure-side region and even for the endwall passage throat and its downstream regions. Increasing coolant rates enhances film cooling effectiveness for curtain cooling and improves film cooling performance of the discrete film holes within the endwall passage. The optimized cooling scheme improves film cooling effectiveness over the endwall by 33% relative to a baseline cooling configuration. Additionally, flow structures at the vane cascade exit demonstrate that the optimized cooling configuration reduces the cascade aerodynamic losses, somewhat.

Keywords: aero-engine; turbine endwall; film cooling; curtain cooling; aerodynamic loss

航空发动机高压涡轮端壁附近的流动结构及其表面的传热与冷却是整个涡轮叶栅中最为复杂的区域之一。随着涡轮进口燃气温度的不断升高,以及低排放燃烧室出口径向温度剖面越趋平缓,端壁承受的热负荷日益增强。由于高压涡轮端壁附近的流动结构十分复杂,马蹄涡、通道涡以及角涡等多尺度涡系结构与横向压力梯度、二次流相互干涉与叠加,导致端壁表面的热负荷具有复杂且独特的分布特征,同时也使得常规的气膜冷却设计方案应用于端壁时通常会出现冷气难以覆盖的冷却“死区”。这些“死区”主要集中在端壁与叶片的角区、端壁通道的压力面侧和喉部及其下游等二次流比较复杂和强烈的区域^[1]。由于二次流的不利影响,即使是在这些区域布置气膜孔往往也难以达到有效冷却的目的。因此,高压涡轮端壁的高效气膜冷却设计始终是涡轮叶片冷却研究的技术难点,发展面向高压涡轮端壁的独特气膜冷却方法也是突破未来更高燃气进口温度高压涡轮研发的关键技术。

目前,涡轮端壁常见的两种气膜冷却方式是端壁上游的盘腔泄漏流冷却和通道中的离散气膜孔冷却^[2-5]。盘腔泄漏流的位置是固定的,且冷气量有限,因此其在端壁上覆盖的区域有限。端壁通道中离散气膜孔的设计相对灵活,可根据冷却的需要,对气膜孔的结构、数量、布局以及吹风比等几何和气动参数进行调整^[6]。此外,在端壁通道中还可能存在着装配间隙,虽然此间隙同样存在着泄漏流,但由于其冷气量非常小且冷气与主流的掺混十分强烈,其对端壁的冷却效果十分有限^[7-9]。泄漏流冷却与离散气膜冷却虽然都属于气膜冷却,但二者在端壁表面上表现出的换热与冷却特征却有十分明显的差异。一方面,泄漏流的冷却效果会随着冷气量的增大而增大,而离散气膜冷却则存在最佳吹风比;另一方面,泄漏流对端壁换热的影响较小,在某些情况下甚至还会削弱端壁表面的换热,而离散气膜冷却则会强化气膜孔下游端壁表面的换热。然而,无论是泄漏

流还是离散气膜冷却,在横向压力梯度的作用下,二者均会朝着端壁通道的吸力面侧迁移,从而导致压力面侧的区域难以得到有效的冷气覆盖^[10]。为此,学者提出利用壁面微肋来削弱横向压力梯度的影响,但是这同时也增强了壁面的换热,并导致叶栅气动损失增加^[11-12]。

在端壁上游泄漏流的实验研究中,研究者曾在端壁通道进口布置单排或多排离散气膜孔来模拟泄漏流,同时也是为了抑制通道中的涡系结构,但是实验结果发现,除了改变端壁通道中的流动结构外,其冷却特征与泄漏流和端壁通道中的离散气膜冷却存在非常明显的区别^[13-17],端壁进口离散气膜孔的冷气射流动量较大,且出流更加均匀,受通道中横向压力梯度的影响较小,因此可以覆盖端壁下游较远的区域。正是由于较其他两种冷却方式具有独特的冷却特征,端壁通道进口离散气膜冷却逐渐被视为一种特殊的端壁气膜冷却方式而受到关注,并被命名为“空气幕冷却”。虽然公开文献中已有部分关于空气幕冷却的研究,但主要针对空气幕冷却自身开展研究^[18-19],而没有考虑其与上游泄漏流和下游离散气膜冷却这两种最为常见的端壁气膜冷却方式的相互作用,这与端壁气膜冷却的实际工程设计需求明显不符。

为了满足下一代某型航空发动机研发对高压涡轮第一级导叶端壁高效气膜冷却的迫切需求,本文在掌握原型端壁气膜冷却特征的基础上^[20],有针对性地在端壁进口靠近压力面侧布置两排离散气膜孔形成空气幕冷却,分析了其冷气覆盖规律,并详细研究了空气幕冷却对端壁通道压力面侧冷气射流的干涉作用;在此基础上,基于空气幕冷却对端壁原型气膜冷却方案进行了改进设计并将其冷却性能与原型端壁进行了实验验证与对比,以期为下一代某航空发动机高压涡轮端壁的高效气膜冷却工程设计提供借鉴与指导。

1 实验方法

1.1 端壁气膜冷却实验段

端壁气膜冷却实验段位于由 4 台压缩机提供压缩空气的开式平面叶栅风洞中,如图 1 所示。为了保证流动的周期性,实验段由 4 支静叶组成,构成 3 个叶栅流道,中间流道为端壁气膜冷却的测量区。静叶由某航空发动机高压涡轮第一级静叶 10% 叶高处的叶型拉伸放大而成。放大后的叶片轴向弦长 C_{ax} 为 98.3 mm,展弦比、节弦比分别为 1.46、1.24。叶片的几何进气角为 0° 、出气角为 73° 。最外侧两支叶片尾缘下游布置有可移动的尾缘板,用于调节叶栅流道的周期性。叶栅流道的周期性通过中间两支叶片中叶展压力面和吸力面上布置的静压孔监测。为了便于使用光学测量技术开展测量,实验段的所有其他壁面均为有机玻璃。叶栅流道的周期性结果和实验台的更多细节可参考文献[20-21]。

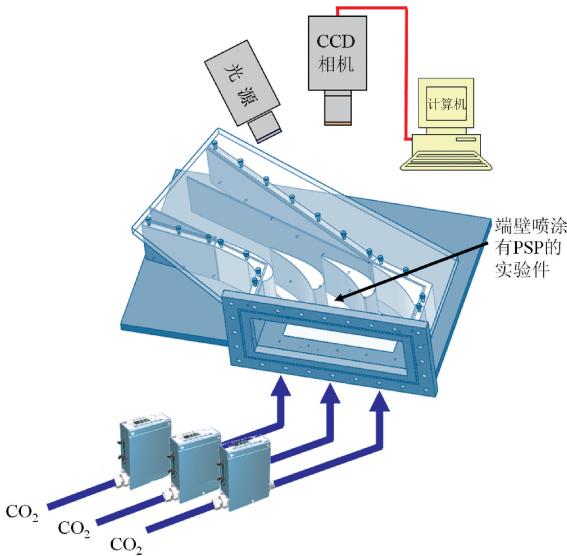


图 1 端壁气膜冷却实验段

Fig. 1 Test section for turbine endwall film cooling

端壁气膜冷却的供气腔根据气膜冷却方案可设置多个独立的供气腔。每个供气腔由单独的冷气管路与高压气瓶相连,每个供气腔的冷气量采用质量流量控制器独立地控制和测量。为了使得冷气与主流的密度比更接近实际条件,实验采用 CO_2 作为冷气。端壁表面绝热气膜冷却有效度的测量采用压力敏感漆(PSP)技术,因此为了保证冷气温度与主流相等(温差小于 $0.1^\circ C$),冷气管路上还安装了气体加热器以调节冷气温度。

实验段叶栅进口来流的温度和速度采用热电阻

PT-100 和热线风速仪 Dantec CTA 在叶栅前缘上游 $0.76C_{ax}$ 处测量,主流来流温度为 293 K。图 2 给出了速度沿无量纲叶高方向 z/S 的分布,其速度分布为采用测量位置处的最大速度 $U_{max} = 17.6\text{ m/s}$ 进行无量纲化后的结果。根据进口速度的平均值和叶片弦长得到进口雷诺数为 1.63×10^5 ,出口雷诺数为 5.52×10^5 。为了模拟实际的进口湍流度,在实验段的叶栅上游布置有湍流栅格,分析热线风速仪测得的速度随时间的脉动结果,沿叶高方向的平均湍流强度为 10.8%。

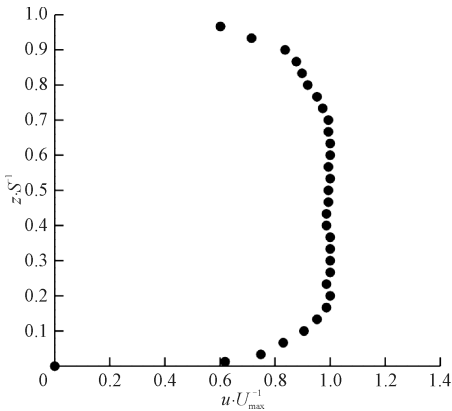


图 2 叶栅进口上游 $0.76C_{ax}$ 处的速度分布

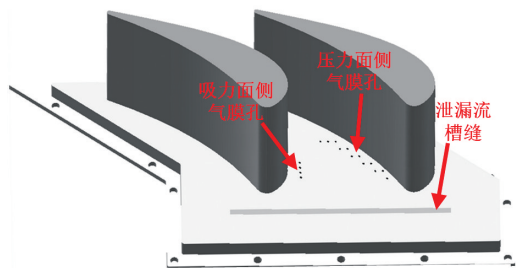
Fig. 2 Velocity profile at $0.76C_{ax}$ upstream of the cascade inlet

1.2 端壁气膜冷却实验件

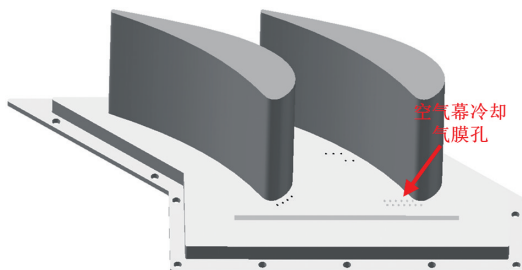
为了利用空气幕冷却来提高端壁表面的气膜冷却有效度,首先研究了端壁原型气膜冷却方案的冷却特征,端壁气膜冷却设计方案如图 3 所示,可知端壁由上游泄漏流和通道中离散气膜孔的冷气射流来冷却。泄漏流槽缝位于端壁进口上游 $0.16C_{ax}$ 处,宽度为 2.87 mm,射流角为 35° ;在端壁通道中,压力面侧沿轴向布置有 6 排共 12 个圆柱形气膜孔,吸力面肩部区布置有 4 个圆柱形气膜孔,所有气膜孔的直径均为 1.5 mm,但是每个气膜孔的射流角和复合角均有所不同:压力面侧气膜孔的射流角为 $48^\circ \sim 61^\circ$,复合角由压力面指向吸力面,为 $32^\circ \sim 36^\circ$;吸力面侧气膜孔的射流角为 $46^\circ \sim 49^\circ$,复合角由吸力面指向压力面,为 $38^\circ \sim 40^\circ$ 。

端壁通道的压力面侧虽然布置有多排气膜孔,但是文献[20]已表明,在压力梯度的作用下,压力面侧的气膜冷却难以有效冷却该区域。因此,为了增大冷气在压力面侧的覆盖面积及冷却有效度,经详细设计后,在端壁通道进口靠近压力面侧布置了

2排共13个圆柱形气膜孔,形成空气幕冷却。两排孔之间的距离为3.0 mm,相邻孔之间的距离为4.5 mm,孔径为1.5 mm。同时,为了不增大端壁的总冷气使用量,将通道中压力面侧的6排气膜孔减少至2排共5个气膜孔,并将吸力面侧的气膜孔向上游移动沿吸力面肩部布置。



(a) 原型气膜冷却设计



(b) 基于空气幕冷却的改进设计

图3 端壁气膜冷却设计方案

Fig. 3 Film cooling schemes for the turbine endwalls

1.3 测量方法

端壁表面的绝热气膜冷却有效度采用PSP技术进行测量,Han等^[22]已对PSP的测量原理进行了详细介绍,本文采用的PSP漆为美国ISSI公司的UniFIB PSP。实验前,采用气动喷枪将PSP均匀喷涂于端壁表面(约20层)。实验中,PSP漆由400 nm的光源激发,其发射出的光强由CCD相机(型号为ISSI PSP-CCD-M,分辨率为 $1\,608 \times 1\,208$)通过滤光片连续拍摄100张图像平均后得到该工况下的光强值。PSP在使用前需在标定装置中标定后才能得到其光强和压力的关系,PSP的标定过程及标定结果可参考文献[21]。

为了掌握端壁气膜孔进行改进设计后冷气射流对流动结构和温度场的影响及其导致的叶栅气动损失,采用五孔探针和热电偶测量了叶栅出口 $1.11C_{ax}$ 处的流动结构、气动损失以及冷气分布。五孔探针和热电偶由三维坐标架按照图4所示的预设测量点自动移动。在涡系结构和叶片尾缘处,测量点较其他区域布置得更密。在每个测量点,五孔探针和热

电偶均采集2 s,采集频率为50 Hz。五孔探针、热电偶分别与多通道压力扫描阀和温度扫描阀连接。五孔探针在使用前已由厂家完成标定,标定的马赫数范围小于0.4,俯仰角和偏航角范围为 $\pm 30^\circ$,满足本实验的测量需求。需要注意的是,在采用热电偶测量叶栅出口的温度时,冷气温度被加热至高于主流温度 20°C ,以便通过温度测量获得冷气在叶栅出口分布。

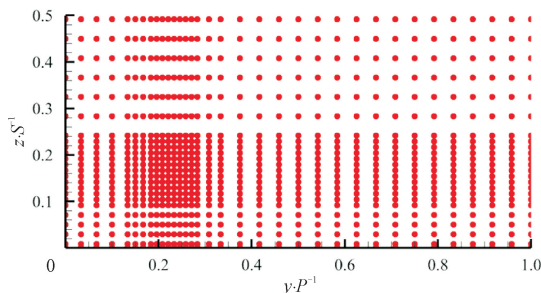


图4 叶栅出口五孔探针和温度探针测量点

Fig. 4 Measurement points for five-hole and temperature probes at the cascade exit

1.4 实验结果的不确定度

叶栅进口速度的不确定度为 $\pm 2\%$ (包括流场自身的波动);冷气流量的不确定度为满量程的 $\pm 1\%$;叶栅进口温度的不确定度为 $\pm 0.2^\circ\text{C}$,叶栅出口温度的不确定度为 $\pm 0.5^\circ\text{C}$ 。对于PSP测得的气膜冷却有效度,决定其不确定度的因素有很多,其中最主要的有PSP发出的光强、相机的灵敏度以及光源条件。为了尽可能降低测量结果的误差,按照Natsui等^[23]建议的操作流程,PSP正式实验测量时的光照条件、PSP的喷涂厚度等均与标定时保持一致。根据Kline等^[24]的误差分析方法,可得绝热气膜冷却有效度 η 为0.1、0.3、0.5和0.8这4个典型值时,相对不确定度分别为16.5%、3.9%、1.8%和0.9%。

2 结果与讨论

本节分别讨论端壁原型气膜冷却设计方案和基于空气幕冷却改进方案的气膜冷却有效度、叶栅出口流动结构、总压损失系数以及冷气分布的实验测量结果。其中,原型气膜冷却方案在冷气设计工况下的结果在文献[20]中已有展示,本文对其在不同冷气工况下作了进一步的详细讨论,是为了更好地与基于空气幕冷却的改进方案进行对比分析。

2.1 端壁原型冷却设计的气膜冷却特性

端壁原型气膜冷却设计方案的供气方式为泄漏

流、压力面侧气膜孔和吸力面侧气膜孔均由各自的供气腔进行单独供气。以叶栅进口速度为基准的冷气吹风比的设计工况为泄漏流吹风比 $M_{slot}=0.63$ 、压力面侧气膜孔吹风比 $M_{ps}=1.0$ 、吸力面侧气膜孔吹风比 $M_{ss}=1.5$ 时原型气膜冷却设计方案的气膜冷却有效度如图 5 所示。无论是泄漏流还是离散气膜孔的冷气射流,均在横向压力梯度的作用下朝着吸力面侧迁移,导致压力面侧的很大部分面积及通道喉部及下游的区域都得不到有效的冷气覆盖。此外,泄漏流完全覆盖了通道中吸力面侧的气膜孔,在此泄漏流吹风比下吸力面侧气膜孔并没有发挥其作用,即使实际运行过程中当泄漏流吹风比降到 0.25 时,吸力面侧气膜孔依旧在泄漏流的覆盖范围内,因此在后续的设计方案中有必要将其进行重新布局。从图 5(b)可以看出,若在发动机运行过程中,泄漏流的吹风比降低,原型冷却方案会导致端壁通道压力面侧更大的区域以及吸力面前缘区均无法获得冷气保护,而从文献[25]对该端壁表面的换热系数测量结果来看,压力面、吸力面前缘以及喉部与下游区恰好都是换热系数最高的区域,若端壁这些区域得不到有效的冷气保护,极易被高温烧蚀,这是本研究在端壁压力面侧应用空气幕冷却的原因。

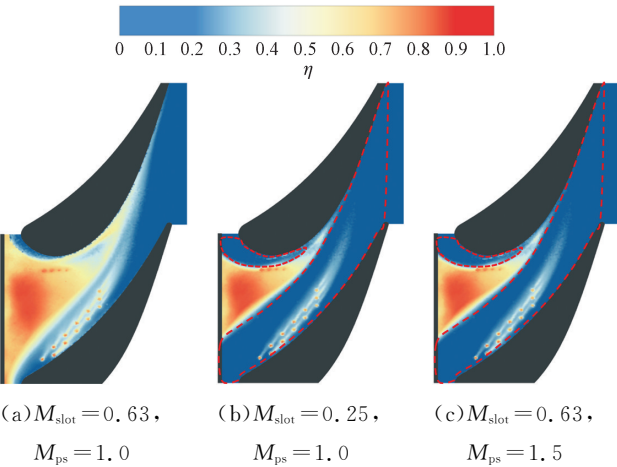


图 5 原型气膜冷却设计方案的气膜冷却有效度
Fig. 5 Film cooling effectiveness for the endwall baseline cooling configuration

对于端壁原型气膜冷却方案,虽然在压力面侧设计了 6 排 12 个气膜孔,但是从图 5 的结果来看,离散气膜孔的冷气覆盖区域比较有限,主要集中在气膜孔附近的区域,即使增大吹风比,仍不能扩大其冷气的覆盖范围。从图 5(c)中将压力面侧气膜孔的吹风比增大到 1.5 的结果来看,不仅其冷气覆盖

范围没有明显增大,反而当地的气膜冷却有效度有了明显的下降,这是由于此区域离散气膜孔的最佳吹风比约为 1.0,继续增大冷气吹风比,不仅冷却效果会下降,而且还会因冷气与主流的掺混增强导致更大的气动损失。由此可见,针对此高压涡轮端壁,即使是提高冷气使用量,原型气膜冷却设计方案也难以满足其对冷却的需求。

2.2 端壁空气幕的冷却特性

为详细掌握空气幕冷却在此高压涡轮端壁上的冷却特性及其对下游通道中压力面侧冷气射流的影响,本节将详细讨论图 3(b)改进方案中将端壁上游槽缝和吸力面侧气膜孔堵塞后仅保留空气幕冷却、通道中离散气膜孔的冷却结果,如图 6 所示。

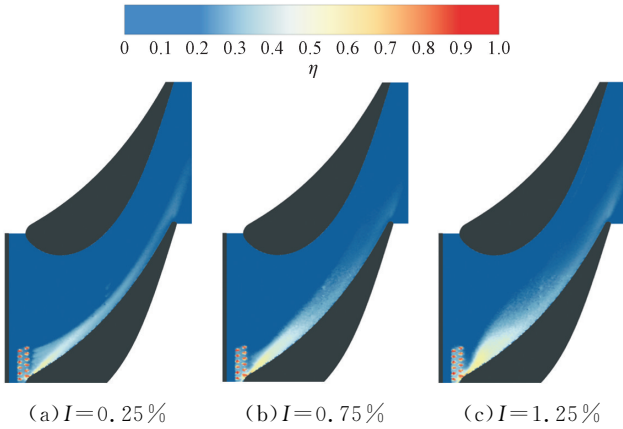


图 6 空气幕冷却的冷却有效度
Fig. 6 Film cooling effectiveness from curtain cooling

由图 6 中仅有端壁压力面侧进口气膜孔形成的空气幕冷却结果可知,冷却特征与泄漏流和通道中离散气膜冷却的特征完全不同,空气幕冷却的冷气在进入端壁通道后几乎没有受到横向压力梯度的影响,而是沿着压力面覆盖到了整个压力面角区,这样的冷却效果仅通过泄漏流或端壁通道中的离散气膜孔是很难实现的。压力面侧气膜孔的冷却有效度如图 7 所示,虽然空气幕冷却是通过离散气膜孔实现的,但是随着冷气与主流的质量流量比 I 增大,空气幕冷却的效果整体上是不断增强的,这与图 7 中通道中仅有离散气膜冷却的规律截然不同。由图 7 可知,通道中离散气膜孔的最佳吹风比在 1.0 左右,但是图 6 中 $I=0.25\%$ 时,其气膜孔的平均吹风比为 1.6,已远远超过圆柱形气膜孔的最佳吹风比。由此可见,对于空气幕冷却,较大的射流动量反而对其冷却效果是有利的,但这通常会受到冷气量的限制。

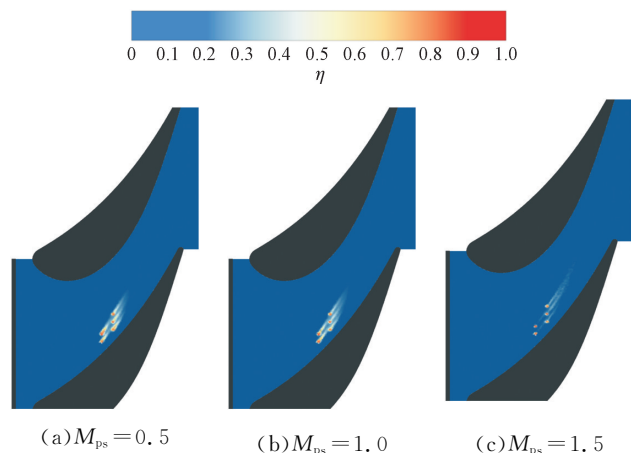


图7 压力面侧气膜孔的冷却有效度

Fig. 7 Film cooling effectiveness from pressure-side film holes

空气幕冷却与通道中压力面侧离散气膜冷却共同作用的冷却效果如图8所示, $I=0.75\%$ 时通道中离散气膜冷却的 M_{ps} 为 $0.5 \sim 1.5$ 。对比图7、图8可知,在空气幕冷却的作用下,端壁通道中离散气膜冷却随吹风比的变化特性发生了截然不同的改变。观察图8通道中离散气膜孔的冷气轨迹可知,在相同吹风比下,空气幕冷却带来的叠加效果使得离散气膜孔的冷气能够覆盖到气膜孔下游更远的区域,并且当地的气膜冷却有效度幅值也更大。随着吹风比增大,离散气膜孔的冷却效果并没有在超过最佳吹风比后不断降低,反而是在空气幕冷却的作用下有所提高,包括冷气覆盖范围以及当地冷却有效度的幅值。

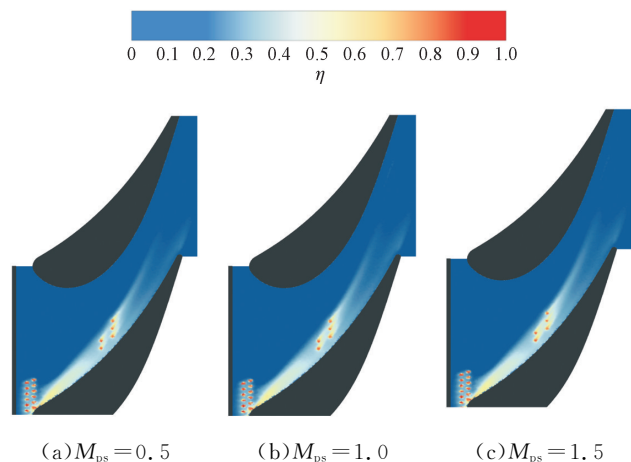


图8 空气幕和压力面侧冷气射流的共同冷却效果

Fig. 8 Combined cooling effects from curtain cooling and coolant injection from the pressure-side region

2.3 基于空气幕冷却设计方案的端壁气膜冷却特性

将空气幕冷却应用于该高压涡轮端壁的气膜冷却设计时,为了保证端壁的总冷气使用量基本不变,除了将压力面侧的气膜孔由6排12个减少至2排5个以外,还将上游泄漏流和吸力面侧气膜孔的吹风比分别由 0.63 、 1.5 降低至 0.42 、 1.0 。通道中压力面侧气膜孔的吹风比保持在 1.0 。基于空气幕冷却改进方案的冷却结果如图9所示,为了最终确定空气幕冷却的设计冷气量,图9对比了空气幕冷气 I 为 0.25% 、 0.75% 的结果。与图5(a)中原型冷却方案相比,在相同的冷气量下,基于空气幕冷却的改进方案为端壁压力面侧及角区、压力面和吸力面的前缘角区均提供了更好的冷气保护,而这些区域正好是整个端壁上采用原型冷却方案难以冷却的区域。对比图9(a)、9(b)可知,虽然将空气幕冷却的冷气量由 0.25% 增大到 0.75% ,端壁通道压力面侧的冷气覆盖面积和气膜冷却有效度有所增大,但是冷气使用量却增大了 0.5% 。考虑到工程实际中端壁背侧通常还会采用冲击冷却,因此最终确定空气幕冷却的设计冷气量为 0.25% 更为合适。

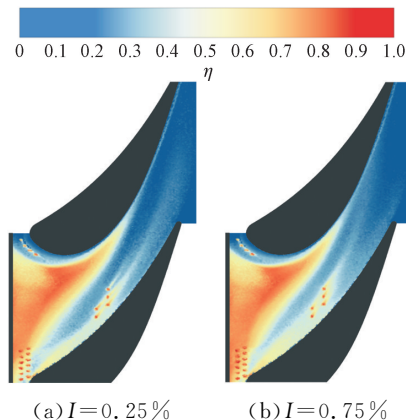
图9 基于空气幕冷却的改进方案的气膜冷却有效度
($M_{slot}=0.42$, $M_{ps}=1.0$, $M_{ss}=1.0$)

Fig. 9 Film cooling effectiveness for the optimized cooling schemes with curtain cooling

图10定量比较了端壁气膜冷却原型方案和基于空气幕冷却的改进方案的横向(叶栅节距方向)平均气膜冷却有效度 $\bar{\eta}$ 沿无量纲轴向 x/C_{ax} 的分布,并给出了改进方案相对于原型方案冷却有效度提升的百分比为 $(\bar{\eta}_e - \bar{\eta}_0)/\bar{\eta}_0 \times 100\%$,其中 $\bar{\eta}_e$ 、 $\bar{\eta}_0$ 分别表示改进、原型方案平均有效度。从端壁通道进口上游至端壁通道的出口,改进方案的横向平均气膜冷却有效度均高于原型方案。特别是在叶栅通道喉部及下游($x/C_{ax} > 0.8$),原型方案的横向平均冷却有效度

已逐渐远低于 0.2,而改进方案依然大于 0.2。此外,从改进方案相对于原型方案冷效的提升幅度来看,存在 3 个明显的局部特征:第 1 个局部特征大约位于 $x/C_{ax}=0.2$ 处,此处是空气幕冷却的冷气冲击到叶片压力面后在端壁上形成的冷效最大值,此处的提升幅度较大;第 2 个局部特征在 x/C_{ax} 为 0.4~0.6 处,此范围是通道中气膜孔所在的区域,在空气幕冷却的作用下,通道中气膜孔的冷却效果优于原型方案相同位置处气膜孔的,所以在该范围的提升幅度也较大;第 3 个局部特征则是位于通道喉部及下游的区域,原型方案在此区域几乎无法提供冷气保护,所以改进方案在此区域的冷效提升幅度最大。

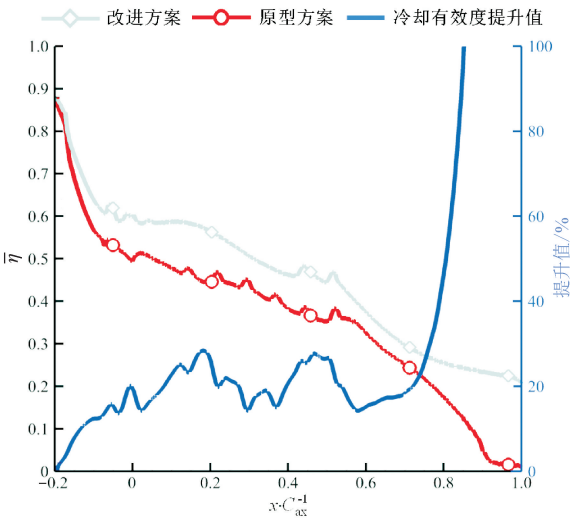


图 10 改进冷却方案和原型方案的横向平均冷却有效度及其提升值

Fig. 10 Laterally-averaged cooling effectiveness for the optimized and baseline cooling configurations and the improvement relative to the baseline case

为了说明空气幕冷气在叶栅通道中的迁移轨迹及其对其他区域冷气射流的影响,采用定常数值模拟方法对叶栅通道中的流动进行了数值计算,用于辅助分析。数值模拟方法与文献[10]中采用的方法完全一样,数值计算得到的结果如图 11 所示。在原型方案中,无论是端壁进口的泄漏流,还是叶栅通道中的离散气膜冷气,均在横向压力梯度的作用下朝着叶栅通道的吸力面侧迁移,这与图 9(a)中观察到的端壁表面冷气覆盖规律一致。在端壁进口布置空气幕冷却的改进方案中,空气幕的冷气似乎并没有受到横向压力梯度的影响,其冷气的迁移轨迹基本沿着叶栅通道的压力面侧迁移。通道中压力面侧气

膜孔的部分冷气在空气幕冷气的作用下,沿吸力面迁移的幅度也变小了。由此可见,位于叶片前缘且具有足够射流动量的空气幕冷气可以通过向低能边界层注入能量,通过影响马蹄涡来削弱叶栅通道中的二次流结构,空气幕冷气较大的射流动量也足够帮助其克服横向压力梯度的影响而到达通道的压力面侧。

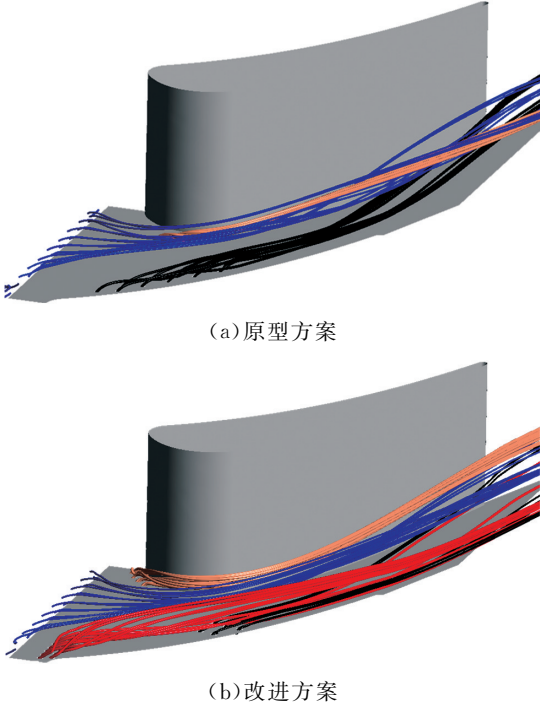


图 11 冷气在叶栅通道中的三维流线 ($I=0.75\%$, $M_{slot}=0.42$, $M_{ps}=1.0$, $M_{ss}=1.0$)

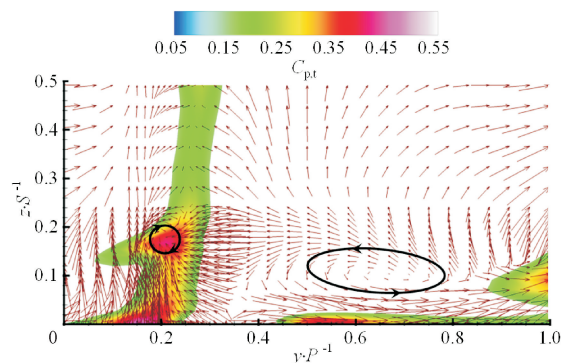
Fig. 11 Three-dimensional streamlines of coolant within the vane passage

2.4 叶栅出口的流场和温度场

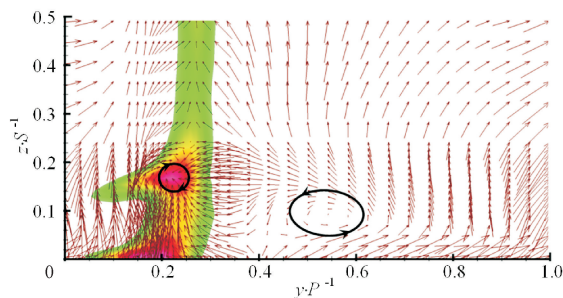
为了进一步验证基于空气幕冷却的改进设计方案的适用性,采用五孔探针和热电偶测得了叶栅出口的流场结构和温度分布,如图 12、图 13 所示。由图 12 可以看出,通道涡、通道涡在叶片吸力面侧诱导出的角涡和壁面涡、以及涡系导致的总压损失分布在两种冷却方案的叶栅出口均可以被明显地观察到,但是由于端壁进口的空气幕冷却具有流动主动控制的作用,在改进方案的叶栅出口,通道涡的尺寸明显减小。在原型方案中由于通道压力面侧的气膜孔更多,冷气射流与主流的掺混在叶栅出口造成了更大的总压损失,总压损失的定义为

$$C_{p,t} = \frac{P_{t,in} - P_{t,probe}}{P_{t,in} - P_{s,in}} \quad (1)$$

式中: $P_{t,in}$ 、 $P_{s,in}$ 为叶栅进、出口的总压和静压; $P_{t,probe}$ 为五孔探针在叶栅出口测得的总压。



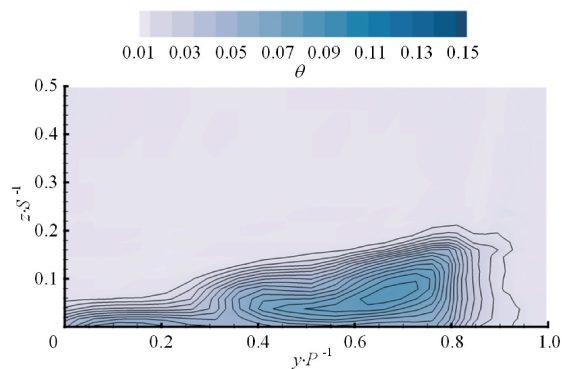
(a) 原型方案



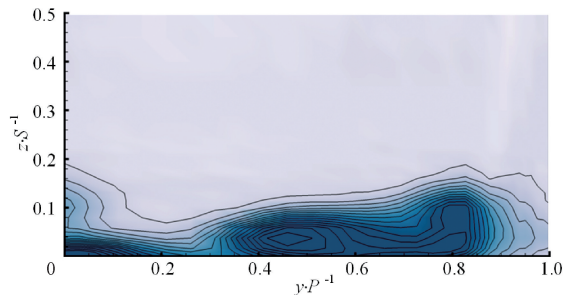
(b) 改进方案

图 12 叶栅出口流场结构

Fig. 12 Flow structures at the cascade exit



(a) 原型方案



(b) 改进方案

图 13 叶栅出口温度分布

Fig. 13 Non-dimensional temperature distributions at the cascade exit

叶栅出口的无量纲温度分布如图 13 所示,进一步说明了改进方案的冷却效果优于原型方案的原因,其中无量纲温度的定义为

$$\theta = \frac{T_{\infty} - T_{\text{probe}}}{T_{\infty} - T_c} \quad (2)$$

式中: T_{∞} 、 T_c 为主流温度、冷气温度; T_{probe} 为热电偶在叶栅出口测得的当地温度。

在原型方案中,冷气在压力梯度的作用下朝着通道吸力面侧迁移,导致冷气在吸力面侧集中,冷气与主流掺混后在叶栅出口已几乎完全耗散,叶栅出口的冷气无量纲温度远低于改进方案叶栅出口的结果。与原型方案相比,在基于空气幕冷却改进方案的叶栅出口除了冷气无量纲温度更高以外,冷气在叶栅节距方向(y 方向)上的覆盖范围更广且冷气也更加贴附壁面,因此改进方案在端壁表面的冷却效果优于原型方案。

3 结 论

本文针对某下一代航空发动机高压涡轮端壁压力面侧采用传统气膜冷却设计方案难以冷却压力面侧和通道喉部及下游区域的技术难题,在掌握端壁原型冷却方案气膜冷却特征的基础上,基于空气幕冷却进行了改进设计,详细研究了空气幕冷却的冷却特征以及其对下游离散气膜冷却的影响,并对原型方案与改进方案的气膜冷却有效度、叶栅出口流场结构、气动损失和温度场进行了对比实验验证,得到了如下主要结论:

(1) 空气幕冷却具有与端壁泄漏流和离散气膜冷却不同的冷却特征,其基本不受横向压力梯度的影响,并且更高的冷气射流动量更有利于其冷却效果,但是随着冷气量的增大,其冷却有效度的提高幅度明显变小;

(2) 空气幕冷却可以有效冷却传统气膜冷却设计难以冷却的端壁通道压力面侧、压力面和吸力面前缘角区以及通道喉部及下游区域,并能够有效提高下游通道中离散气膜冷却的冷却性能;

(3) 与端壁原型气膜冷却方案相比,基于空气幕冷却的改进方案在相同冷气量下可以将端壁表面的面积平均(从泄漏流出口到叶栅出口的区域)气膜冷却有效度提高 33%,并且可以在一定程度上降低叶栅出口的总压损失。

参考文献:

[1] 杨星, 刘钊, 丰镇平. 燃气轮机透平叶片传热和冷却研

- 究:端壁冷却[J]. 热力透平, 2014, 43(2): 85-93, 106.
- YANG Xing, LIU Zhao, FENG Zhenping. Study on heat transfer and cooling in gas turbine blade: endwall cooling[J]. Thermal Turbine, 2014, 43(2): 85-93, 106.
- [2] YANG Xing, ZHAO Qiang, LIU Zhansheng, et al. Film cooling patterns over an aircraft engine turbine end-wall with slot leakage and discrete hole injection[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 165: 120565.
- [3] KNOST D G, THOLE K A. Adiabatic effectiveness measurements of endwall film-cooling for a first-stage vane[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 297-305.
- [4] NICKLAS M. Film-cooled turbine endwall in a transonic flow field: heat transfer and film-cooling effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 720-729.
- [5] WRIGHT L M, GAO Zhihong, YANG Huitao, et al. Film cooling effectiveness distribution on a gas turbine blade platform with inclined slot leakage and discrete film hole flows[J]. Journal of Heat Transfer, 2008, 130(7): 071702.
- [6] 张韦馨, 刘战胜, 杨星, 等. 射流角和质量流量比对涡轮端壁气膜冷却特性的影响[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 107-115.
- ZHANG Weixin, LIU Zhansheng, YANG Xing, et al. Effects of mass flow ratio and film hole orientation angle on turbine endwall film cooling characteristics[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 107-115.
- [7] 杨星, 刘钊, 刘战胜, 等. 端壁通道间隙对端壁泄漏流冷却的影响[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(1): 44-48.
- YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Effects of mid-passage gap on endwall purge flow film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(1): 44-48.
- [8] 杨星, 刘钊, 刘战胜, 等. 端壁错位对端壁泄漏流冷却的影响研究[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(4): 719-725.
- YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Effects of endwall misalignment on endwall purge flow film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(4): 719-725.
- [9] CHEN A F, SHIAU C C, HAN J C. Turbine blade platform film cooling with simulated swirl purge flow and slashface leakage conditions [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2016: V05CT19A012.
- [10] 杨星, 吴永强, 吴航, 等. 涡轮端壁内部点阵冷却结构的流热耦合研究[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(12): 153-162.
- YANG Xing, WU Yongqiang, WU Hang, et al. Conjugate heat transfer studies on an internal lattice cooling structure of turbine endwalls[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(12): 153-162.
- [11] MIAO Xin, ZHANG Qiang, ATKIN C, et al. Improving purge air cooling effectiveness by engineered end-wall surface structures: turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(9): 091002.
- [12] YANG Xing, ZHAO Qiang, FENG Zhenping. Investigation and application of bio-inspired microscale structures to turbine endwall for enhancing film cooling performance[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2021, 13(6): 061001.
- [13] KRYUCHKOV S A. Influence of curtain jet twisting on heat transfer and resistance in cooling of the end surfaces of interblade channels[J]. Heat Transfer Research, 2004, 35(1/2): 125-134.
- [14] OKE R A, SIMON T W, BURD S W, et al. Measurements in a turbine cascade over a contoured end-wall: discrete hole injection of bleed flow [C]//ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea and Air. New York, NY, USA: ASME, 2000: V003T01A022.
- [15] ZHANG L Z J, JAISWAL R S. Turbine nozzle end-wall film cooling study using pressure-sensitive paint[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 730-738.
- [16] YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Combustor wall coolant discharge effects on turbine vane endwall curtain cooling[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(4): 933-945.
- [17] YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Endwall film cooling performance for a first-stage guide vane with upstream combustor walls and inlet injection[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2019, 11(1): 011008.
- [18] THOMAS M, POVEY T. Improving turbine endwall cooling uniformity by controlling near-wall secondary flows[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231(14): 2689-2705.
- [19] SALINAS D A, ULLAH I, WRIGHT L M, et al. Upstream film cooling on the contoured endwall of a transonic turbine vane in an annular cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(6): 061012.
- [20] YANG Xing, ZHAO Qiang, WU Hang, et al. Investigations on cooling hole patterns over a turbine end-

- wall for improving cooling effectiveness [C]//ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2022; V06AT12A037.
- [21] YANG Xing, ZHAO Qiang, FENG Zhenping. Experimental evaluation of cooling effectiveness from novel film holes over turbine endwalls with inlet swirl [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2022, 174: 107434.
- [22] HAN J C, RALLABANDI A P. Turbine blade film cooling using PSP technique [J]. Frontiers in Heat and Mass Transfer, 2010, 1: 013001.
- [23] NATSUI G, LITTLE Z, KAPAT J S, et al. A detailed uncertainty analysis of adiabatic film cooling effectiveness measurements using pressure-sensitive paint [J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(8): 081007.
- [24] KLINE S J, MCCLINTOCK F A. Describing uncertainties in single-sample experiments [J]. Mechanical Engineering, 1953, 75: 3-8.
- [25] YANG Xing, ZHAO Qiang, WU Hang, et al. Heat transfer measurements of a turbine endwall with engine-representative freestream turbulence and inlet swirl [J]. Experimental Heat Transfer, 2022, 35(5): 653-673.

(编辑 赵炜)