

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.028

涡轮叶片间隙泄漏流干涉下气膜冷却的流动试验及数值模拟

杨小平¹, 钱浩², 潘进²

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621024; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:气膜冷却是涡轮叶片的一种重要冷却手段。为了研究涡轮叶片的间隙泄漏对气膜冷却的影响机制与规律, 采用 GE-E3 高压涡轮叶片开展 PIV 光学试验测量和非定常数值计算研究。分析不同气膜孔位置、雷诺数、吹风比等主要参数对气膜冷却流动的影响规律, 发现间隙泄漏流干涉下不同位置气膜孔射流的流场效果差别较大; 主流雷诺数在一定范围内对气膜孔射流的影响较小; 吹风比的变化显著改变了气膜孔射流的横向发展和叶顶气膜孔射流的强度, 使吸力侧泄漏涡存在远离叶片表面的趋势, 同时一定程度上抑制了压力侧的泄漏流发展。

关键词:气膜冷却; 涡轮叶片冷却; 间隙泄漏流; 数值模拟

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)05-0135-05

Experiment and Numerical Simulation of Turbine Blade Film Cooling under Interference of Tip Gap Leakage Flow

YANG Xiaoping¹, QIAN Hao², PAN Jin²

(1. AVIC Sichuan Gas Turbine Research Institute, Mianyang 621024, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Film cooling is an important cooling method for turbine blade. In order to study the influence mechanism and law of tip gap leakage flow of turbine blades on film cooling, the GE-E3 high-pressure turbine blade was applied to carry out PIV experimental tests and unsteady numerical calculation investigation. The influence of different film cooling hole position, inlet Reynolds number, blowing ratio and other main parameters on the film cooling flow was analysed. It is found that the flow field effects of the film cooling hole jet at different positions under the interference of the tip gap leakage flow vary greatly; the mainstream Reynolds number has a minor impact on the film cooling jet within a certain range; the variation of blowing ratio significantly changes the lateral development of the film cooling jet and the strength of the film cooling jet at the top of the blade, keeping the leakage vortex on the suction side far away from the blade surface and inhibiting the leakage flow development on the pressure side to a certain extent at the same time.

Keywords: film cooling; cooling for turbine blade; tip leakage flow; numerical simulation

0 引言

航空发动机涡轮叶片进口温度在过去几十年里已经升高到 1 900 K 以上, 该温度远远超过叶片合金材料的耐温极限。高效的涡轮叶片冷却是保证涡轮叶片高效安全工作的一个关键技术。气膜冷却是最重要的外部冷却技术之一, 在涡轮叶片的冷却设计中应用广泛。前期研究表明, 气膜冷却的效率受到众多因素的影响, 包括冷却流体与高温来流的动量比值、质量比值、温度比值、主流的压力梯度、湍流强度等^[1-2]。MHETRAS 等^[3]试验研究了叶片表面全气膜冷却效果, 研究了不同

气膜位置、不同气膜开孔形状、来流马赫数、吹风比等参数对叶片气膜冷却的影响, 发现通道中的涡系结构对吸力侧气膜冷却效果影响显著。王昌叶等^[4]采用稳态的 SST $k-\omega$ 湍流模型对叶片两侧气膜冷却射流开展了数值研究, 发现整体上的气膜覆盖效率在吸力侧优于压力侧。REZASOLTANI 等^[5]对某高压涡轮冷却开展了实验与数值计算研究工作, 采用压力敏感漆 (PSP) 技术和稳态雷诺平均方法 (RANS) 计算 4 种叶顶气膜冷却的几何构型, 并对吹风比等重要参数的影响规律进行了研究。

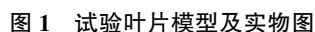
高压涡轮在实际应用中叶片叶尖与机匣之间

基金项目:中国航发四川燃气涡轮研究院委外课题

第一作者简介:杨小平 (1979—), 男, 四川成都人, 工程师, 本科, 研究方向为航空发动机关键部件试验技术, 120419652@qq.com。

本文在前期研究基础上采用先进的 PIV 光学测量手段和高精度的非定常数值模拟方法对叶尖泄漏流干涉下的气膜冷却流场结构开展试验和数值计算,并对关键参数的影响规律进行研究,为涡轮叶尖冷却设计提供一定的数据支撑。

实验以经典的 GE-E3 高压涡轮叶片为研究对象,实验中气膜孔的位置分别位于压力侧、吸力侧和叶顶,如图 1 所示。叶片轴向弦长为 86.1 mm,栅距为 91.5 mm,叶高为 119.5 mm,间隙高度为 4.5 mm。本研究中考考虑粒子图像测速系统 (PIV) 激光片光厚度以及保障 PIV 中大量的示踪粒子可以通过叶尖间隙,选用了 3.7% 的高度作为叶尖间隙值。



处及叶顶中弧线上设置气膜冷却孔,按等弧长设置 7 个气膜孔(自叶片流向向前向后编号为 1—7)。叶片内部设有按比例缩放的冷气进气腔以起到实验中稳定气流的作用,保证气膜孔的出流均匀。

实验系统如图 2 所示,各个子系统主要由供气、测量、实验段、PIV 等组成。其中测量系统包含流量测量、温度测量、压力测量等子系统。本研究的 PIV 系统使用的激光光源为 Nd YAG 双脉冲式激光器,粒子发生器为 LaVision 气溶胶发生器,示踪粒子为 DEHS(癸二酸二辛脂)粒子。



本文重点关注气膜冷却中主次流掺混的流动特性,分别研究流场对气膜孔位置、主流雷诺数、吹风比 3 个参数的变化规律,试验工况如表 1 所示。

表 1 试验工况表

参数	值或名称		
气膜孔位置	压力面	吸力面	叶顶
主流雷诺数 Re	40 000	50 000	60 000
吹风比 M	1.0	1.5	2.0

2.1 非定常湍流模型

本文研究中采用的非定常高精度湍流模型为 VLES 方法 (very-large eddy simulation), 该模型的计算可靠性和精度在前期研究中得到了广泛的验证^[7]。基于牛顿流体基本假设求解 Favre 过滤的控制方程。亚格子尺度湍流应力的模化基于 VLES $k-\omega$ 模型进行求解。通过最核心的分辨率控制函数 F_v 对湍流黏性系数 μ_t 进行重新模化。分辨率控制函数 F_v 的形式为

$$F_r = \min \left\{ 1.0, \left[\frac{1.0 - \exp(-\beta L_c / L_k)}{1.0 - \exp(-\beta L_i / L_k)} \right]^n \right\} \quad (1)$$

式中 L_c 、 L_i 和 L_k 的物理意义分别是截断长度尺度、积分长度尺度和最小 kolmogorov 长度尺度,具体形式为:

$$L_c = C_x (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{\frac{1}{3}} \quad (2)$$

$$L_i = k^{\frac{3}{2}} / (\beta^* k \omega) \quad (3)$$

$$L_k = \nu^{\frac{3}{4}} / (\beta^* k \omega)^{\frac{1}{4}} \quad (4)$$

式(2)中 C_x 为重要的模型参数,在本文研究中取值为0.61。

VLES $k-\omega$ 模型中湍动能 k 和比耗散率 ω 的输运方程以及湍流黏性系数表达式为:

$$\frac{d}{dt}(\rho k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (6)$$

$$\mu_t^{\text{sub}} = F_r \cdot \rho \frac{k}{\omega} \quad (7)$$

式中: d 表示物质导数; sub 表示亚格子尺度的湍流量。

具体数值计算中,根据局部3个湍流尺度之间的关系, F_r 的取值在0~1.0之间自动地平滑取值,由此确定湍流的模化程度。

2.2 计算模型和网格划分

计算域采用单叶片通道,如图3所示,进口距离为2倍的弦长,出口为1倍弦长。在叶片表面、间隙内部、冷气通道壁面进行网格局部加密。通过多套网格计算结果对比,发现网格量达到320万之后对计算结果流场的影响较小,由此确定最终采用320万的网格进行计算。数值计算参数设置与试验叶片参数保持完全相同,如表1所示。

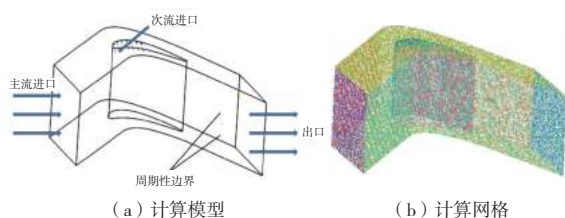


图3 计算模型和计算网格示意图

计算边界条件是两侧为周期性边界条件,主流来流设置为速度进口,出口设置为压力出口,次流采用的边界条件为质量流量进口。计算中采用SIMPLEC 压力-速度耦合算法,动量方程采用限定的中心差分格式,时间离散为二阶隐式格式。

3 结果与讨论

3.1 实验结果与数值计算结果对比

图4所示为实验中PIV拍摄到的两个叶片截面处通过叶尖区域的示踪粒子图片。可以看出,流体在压差作用下通过间隙区域从压力侧向吸力侧泄漏,从而形成泄漏流,且随着流动下游发展。图中结果清晰显示间隙泄漏流与主流存在复杂的相互作用,流动的非定常特性显著。气膜孔位于吸力面和压力面时,间隙泄漏流特性呈现显著的差异。

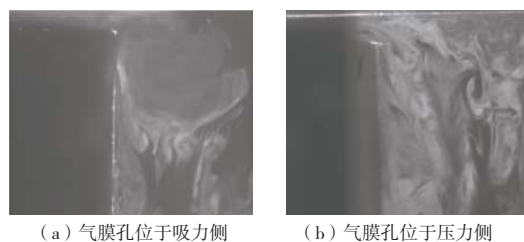


图4 两个截面处PIV拍摄图片

图5所示是吸力侧开设气膜孔、雷诺数为50 000且吹风比为1.0工况下某截面的PIV测量速度分布云图以及数值计算结果。结果显示,实验测量和数值计算均揭示出了气膜孔产生的射流对间隙泄漏流的影响,是气膜射流使得泄漏涡有所抬升。图5中虚线框标注区域为气膜射流在间隙泄漏流的作用下形成的低速滞止区。该工况下,由于气膜射流的动量相对于主流的动量较小,在主流与泄漏流的综合作用下,射流的动量衰减较快,穿透到主流中的距离也较短。气膜射流迅速衰减后被泄漏涡裹挟。数值计算结果与实验结果宏观上比较吻合,但数值计算的泄漏涡较为饱满,且流动表现出显著的脉动特征。表明实验和数值计算均较好地复现了间隙泄漏涡与气膜孔射流之间的相互作用结果。

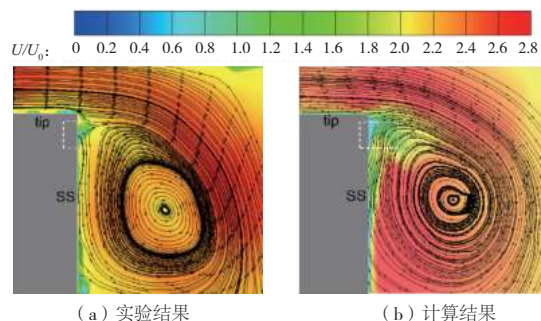


图5 实验结果与数值计算结果对比图
(吸力侧开设气膜孔工况)

3.2 气膜孔位于吸力面工况

图6显示的是吹风比 $M=1.0$ 时不同主流雷诺数影响下吸力面的气膜孔射流与间隙泄漏流的干涉作用流场。增大雷诺数导致涡核有所增大,但结果并未明显表明会对叶片吸力面的换热带来改善。次流射流干扰了泄漏涡发展,泄漏涡流线随着雷诺数增加向叶顶方向发展,并由此影响间隙内的流动。

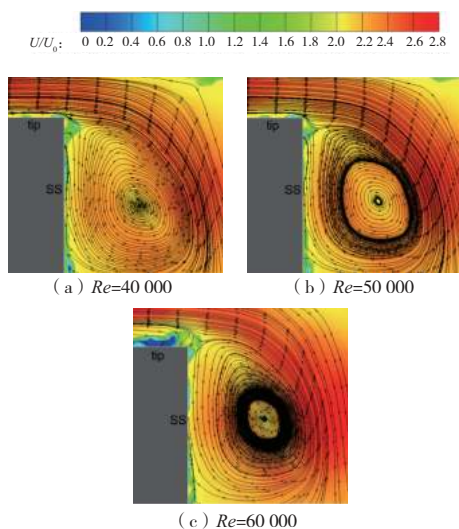


图6 $M=1.0$ 时雷诺数影响下吸力面主次流的掺混特性

图7给出了雷诺数 $Re=50\,000$ 时吹风比影响下的气膜孔射流与泄漏流干涉下的流场结果。吹风比的增大意味着次流的动量增大,从而对泄漏流作用更强,使得泄漏涡的大小有所增大且流线有远离叶片向叶顶偏转的趋势,进而抑制了间隙流过来的气流。

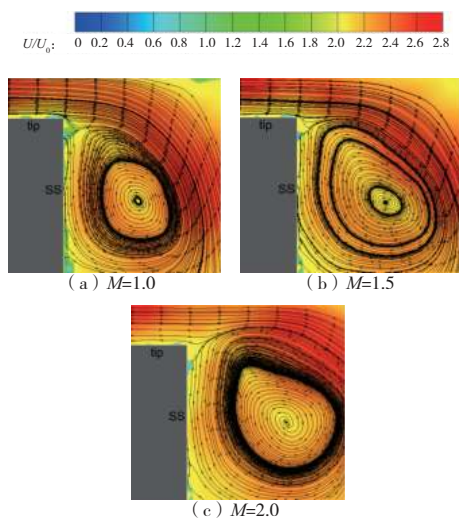


图7 $Re=50\,000$ 时吹风比影响下吸力面主次流的掺混特性

3.3 气膜孔位于压力面工况

图8给出了吹风比 $M=1.0$ 时不同雷诺数下压力面设置气膜孔的流场结构。结果显示压力面主流流速低于吸力侧截面速度。压力侧的气膜孔射流由于受到对向泄漏流的裹挟偏转严重。由此泄漏流在间隙区域内流线更加弯曲,在壁面附近形成回流区。增大雷诺数导致泄漏涡流线加剧偏转,抑制形成回流区。

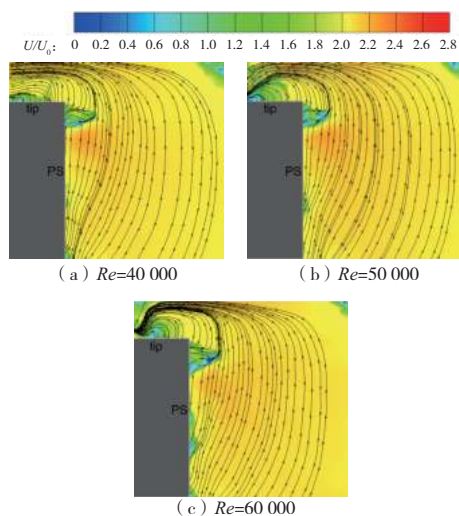


图8 $M=1.0$ 时雷诺数影响下压力面主次流的掺混特性

图9给出了雷诺数 $Re=50\,000$ 时吹风比影响下射流与主流的干涉流场。吹风比增大后导致泄漏流在间隙区域更加稳定,但在叶顶壁面附近的回流区有增大的趋势。增大吹风比意味着动量增大,从而对泄漏流起到抑制作用,减少泄漏流损失。

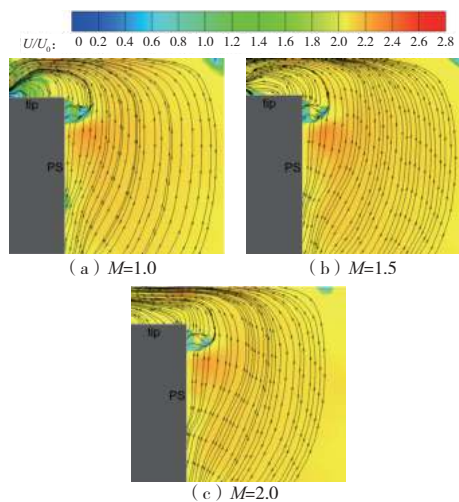


图9 $Re=50\,000$ 时吹风比影响下压力面主次流的掺混特性

3.4 气膜孔位于叶顶工况

图 10 给出了吹风比 $M=2.0$ 时叶顶气膜出流与泄漏流的干涉流场。间隙内的射流导致泄漏流向远离叶顶方向偏转,相应地次流更加贴近叶顶壁面。叶顶射流由于会明显抑制泄漏流成为控制泄漏量损失的方法之一。

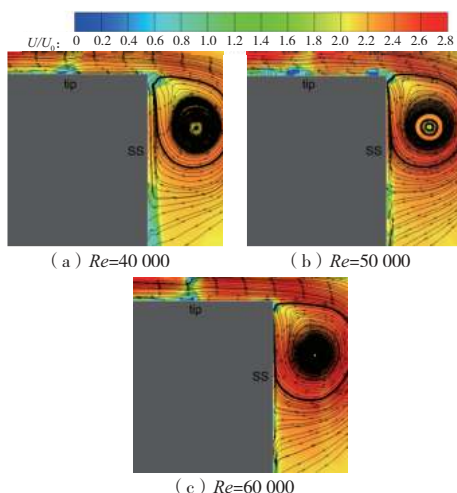


图 10 $M=2.0$ 时雷诺数影响下的主次流流场

图 11 给出了 $Re=60\,000$ 时吹风比影响下叶顶喷气与泄漏流干涉流场。叶顶喷气作用下叶顶壁面位置会形成较小的回流区。吹风比增大导致对泄漏流阻滞作用增强,从而泄漏流在间隙中远离叶顶表面。吹风比增加还导致泄漏涡有所增大,形状由扁长向圆形发展,从而使得影响吸力面换热的区域有所减小。

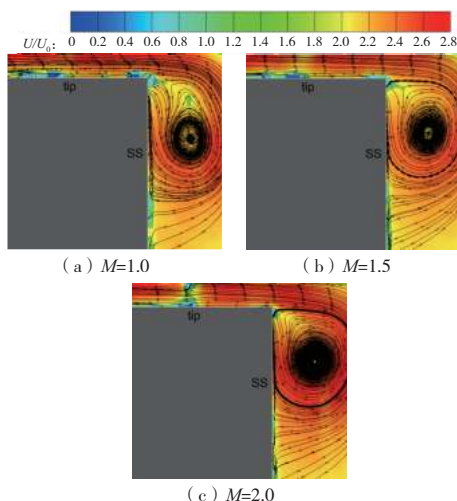


图 11 $Re=60\,000$ 时吹风比影响下的主次流流场

4 结语

采用 PIV 光学手段和非定常数值模拟方法对涡轮叶片不同位置开气膜孔射流与间隙泄漏流相互作用

开展了研究,重点分析了雷诺数、吹风比对主次流相互干涉的影响规律。得出以下主要结论。

1) 间隙泄漏流影响下,不同位置的气膜孔出流效果差异较大。吸力面射流导致泄漏涡流明显抬升,射流受到泄漏流干扰在纵向发展上受到抑制,使得流动更加不稳定;压力面射流受到泄漏流的对向裹挟,从而一定程度上抑制了泄漏流;叶顶射流与泄漏流干涉下将更加贴近叶顶表面,同时泄漏流远离叶顶表面。

2) 雷诺数对射流影响相对较小,但使得吸力面涡核有所增大,压力面流入间隙泄漏流偏转,进而抬升叶顶泄漏流;改变吹风比使得吸力面和压力面射流横向发展得到一定程度的增强,使吸力面泄漏涡有所远离叶片,对压力面泄漏流起到了抑制作用。叶顶射流的增大抑制了间隙中泄漏流的发展。

3) 实验结果与非定常数值计算结果比较吻合,表明数值计算方法精度较高。所获得的 PIV 实验和数值计算数据对于理解和优化间隙泄漏流及气膜射流设计具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. New York: CRC Press, 2012.
- [2] 张强,吉洪湖,梁萌,等. 异型抗流-狭缝气膜层板结构的冷却特性分析[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(4): 44-47.
- [3] MHETRAS S, HAN J C, RUDOLPH R. Effect of flow parameter variations on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(1): 011004-011013.
- [4] 王昌叶,刘钊,叶绿,等. 叶片冲击/气膜复合冷却的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(1): 55-59.
- [5] REZASOLTANI M, LU K, SCHOBIRI M T, et al. A combined experimental and numerical study of the turbine blade tip film cooling effectiveness under rotation condition [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(5): 051009-051020.
- [6] SUNDEN B, XIE G N. Gas turbine blade tip heat transfer and cooling: a literature survey [J]. Heat Transfer Engineering, 2010, 31(7): 527-554.
- [7] HAN X S, KRAJNOVIĆ S. An efficient very large eddy simulation model for simulation of turbulent flow [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2013, 71(11): 1341-1360.

收稿日期: 2022-11-11