

高压涡轮变叶顶蜂窝角度二次流动特性研究^{*}

孙 爽¹, 宁嘉昕¹, 孙小鹏¹, 薛 成², 司海旭¹, 卢乐晗¹, 孔庆国³

- (1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;
2. 珠海保税区摩天宇航空发动机维修有限公司, 广东 珠海 519030;
3. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)

摘 要: 为减少叶顶泄漏流带来的气动损失, 本文对高压涡轮叶顶复合蜂窝的排布角度进行寻优, 并分析其气动性能。研究过程保持叶顶蜂窝几何形状不变, 改变复合蜂窝在叶顶的排布角度, 降低叶顶二次流的总压损失系数和叶顶相对泄漏比。以叶栅出口下游 30% 轴向弦长位置的面平均总压损失系数为目标参数, 利用 Isight 软件嵌套图形-网格自动生成流程, 对 0~57° 旋转角度内的蜂窝排布方式进行遍历寻优, 得到低总压损失的蜂窝排布方式。研究表明, 最优排布结果与平叶顶相比, 叶栅总压损失降低 5.21%, 与基准角度蜂窝相比降低 1.34%。最优排布方案对叶顶泄漏流的阻碍效果更明显, 增大了蜂窝对气流的耗散能力, 降低了跨叶顶的横向驱动力, 减少了泄漏涡的损失。

关键词: 高压涡轮; 复合蜂窝; 流动控制; 气动损失; 叶顶泄漏流

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 11-2210111-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210111

Secondary Flow Characteristics of High-Pressure Turbine Variable Angle Honeycomb Tip

SUN Shuang¹, NING Jia-xin¹, SUN Xiao-peng¹, XUE Cheng², SI Hai-xu¹, LU Le-han¹, KONG Qing-guo³

- (1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. MTU Maintenance Zhuhai Co., Ltd., Zhuhai 519030, China;
3. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to reduce the aerodynamic loss caused by tip leakage flow, the arrangement angle of a composite honeycomb at the top of high pressure turbine blade was optimized and the aerodynamic performance at the tip region was analyzed. In the present research, the geometry of the honeycomb at the blade tip was kept unchanged, and the arrangement angle of the composite honeycomb at the blade tip was changed to reduce the total pressure loss coefficient and the relative leakage ratio of the secondary flow at the blade tip. With the plane average total pressure loss coefficient at 30% axial chord length downstream of the cascade outlet as the target parameter, the honeycomb layout mode within the range of 0~57° rotation angle was optimized by using the Isight software nesting graph grid automatic generation process, and the honeycomb layout mode with low total pressure loss was obtained. The results suggested that the optimization honey tip reduced the total pressure loss of the cascade by 5.21% compared with the flat tip and 1.34% compared with the basic honey tip. The optimal arrangement

^{*} 收稿日期: 2022-10-31; 修订日期: 2023-01-20。

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目 (P2022-B- II -008-001)。

作者简介: 孙 爽, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机叶轮机内部流动。

通讯作者: 孔庆国, 硕士, 实验员, 研究领域为叶轮机械。E-mail: njx17602959805@163.com

引用格式: 孙 爽, 宁嘉昕, 孙小鹏, 等. 高压涡轮变叶顶蜂窝角度二次流动特性研究[J]. 推进技术, 2023, 44(11): 2210111. (SUN Shuang, NING Jia-xin, SUN Xiao-peng, et al. Secondary Flow Characteristics of High-Pressure Turbine Variable Angle Honeycomb Tip[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(11):2210111.)

scheme had a more obvious effect on preventing the tip leakage flow, increasing the honeycomb's ability to dissipate the flow, reducing the transverse driving force across the tip, and reducing the loss of the leakage vortex.

Key words: High-pressure turbine; Composite honeycomb; Flow control; Aerodynamic loss; Tip leakage flow

1 引言

涡轮转子与机匣之间必须留有缝隙以避免旋转过程中的刮蹭。叶顶间隙引起的叶顶泄漏流不仅影响叶栅主流,还会增大二次流损失。Bindon^[1]在1989年实验测量了涡轮叶栅端区流场,研究将叶尖泄漏损失分为间隙内流动损失,吸力面泄漏流与主流掺混损失和端壁二次流损失,其中间隙内流动损失泄漏损失的39%,掺混损失占泄漏损失48%。Yamamoto^[2]通过高压涡轮叶栅实验分析了包括泄漏流在内的二次流涡系结构,并给出了端壁二次流和泄漏流的特点及损失产生机制。Bunker^[3]的分析指出:高压涡轮内三分之一的流动损失是叶尖泄漏导致的,因此深入研究叶尖泄漏流动结构和特点,并对其提出控制策略是具有重要意义的。

大量文献提出了多种叶顶泄漏流的控制方法^[4],如小翼^[5-7],肋条^[8-9],凹槽^[10-11],叶顶射流^[12]等。Sang等^[13]研究了叶尖小翼宽度对泄漏流的影响,指出随小翼宽度增加叶栅损失会减小,直至达到节距的10.55%,叶栅损失基本不再改变。Bunker^[14]分析了常见的双肋条叶尖,指出其作用机理主要是通过肋条围成的凹槽产生小涡团并耗散泄漏流能量,增大了叶顶流场的复杂度,从而抑制间隙流动。高杰等^[15]在腔内依据泄漏流动方向放置一些流向或法向肋条,发现肋条分割了叶尖间隙内的泄漏流,改变了间隙内的流动结构,与泄漏流方向正交的肋条可使泄漏流量减少0.52%。Gao等^[16]分别在平叶顶和凹槽叶顶中结合叶顶射流,分析得出叶顶射流更多地抑制了泄漏流,而凹槽叶顶使涡轮获得更好的气膜冷却效应。Gao等^[17]还在研究带冠与不带冠叶片的泄漏情况时发现,带冠叶片可以降低泄漏量对间隙高度大小的敏感性,如果将蜂窝迷宫封严与带冠叶片相结合,将有效降低了间隙泄漏量^[18]。Tallman等^[19]采用叶顶吸力边斜切的方法来减弱间隙流动引起的损失,研究发现当斜切从40%弦长一直延伸到尾缘位置时,间隙涡出现位置推迟,尺寸减小,可降低流动损失。

蜂窝密封是一种具有优良封严特性的间隙密封结构。Chen等^[20-22]研究了叶顶蜂窝结构对泄漏流的

影响,指出蜂窝结构增大了叶顶的摩擦系数与间隙内径向速度分量,阻碍了泄漏流直接横跨叶顶。研究还对比了局部凸蜂窝、局部凹蜂窝的抑制效果,发现局部凸蜂窝的效果最佳。还从改变蜂窝凹腔内漩涡运动发展的壁面约束条件出发,提出三种复合蜂窝叶顶的改进结构:倾斜蜂窝、蜂窝棱台组合和蜂窝球底组合,对比发现蜂窝形状的变化提升了对泄漏流的抑制效果,认为复合蜂窝结构可以增大腔内的能量损耗,从而减弱了泄漏流,其中蜂窝球底组合的效果最佳。Wang等^[23]进行了蜂窝棱台组合的优化,以蜂窝棱台总深度、蜂窝棱台深度比和蜂窝棱台宽度比为寻优变量,得到了效果最佳的蜂窝棱台结构。

前人关于蜂窝结构的研究表明蜂窝尺寸或蜂窝腔体结构变化会影响蜂窝结构抑制泄漏流的效果。Gao和Zheng^[15]对肋条方向的研究和Tallman等^[19]对斜切位置的研究等均表明,封严结构与泄漏流的相对位置关系同样会影响其封严效果。Bianchini等^[24]在进行平板蜂窝密封实验时指出,蜂窝与来流相对角度对其密封效果具有一定影响,但并未在流动更加复杂的涡轮叶片中进行进一步验证。因此在涡轮叶顶采用蜂窝结构抑制泄漏流需要考虑蜂窝与泄漏流相对位置关系的影响。

本文基于Wang等^[23]的优化蜂窝棱台结构,结合Gao等^[16]改变肋条角度的研究思路,改变叶顶蜂窝角度和蜂窝位置,进行数值模拟计算并做出遍历寻优及分析。在前人蜂窝叶顶结构的研究基础上,补充了蜂窝排布角度对叶顶泄漏流和叶栅损失的影响,完善叶顶蜂窝与泄漏流相对位置关系的研究。

2 数值模型与方法

2.1 叶栅和叶顶构型

图1为本文研究的高压涡轮叶型^[20]。图2为本文研究的基础蜂窝结构。该结构取自Wang等^[23]的优化蜂窝棱台结构,结构中蜂窝腔深度 δ_{hc} ,上下腔深度比 δ_2/δ_{hc} ,上下腔宽度比 b_{bot}/b_{top} 均经过优化以降低总压损失。叶栅及蜂窝凹腔的参数如表1所示。

为定量分析蜂窝方向对端区流动的影响,规定出以下相关参数,蜂窝对边中点的连线与 x 轴正向的夹角 θ 定义为蜂窝的放置角度,由于蜂窝的对称性, θ

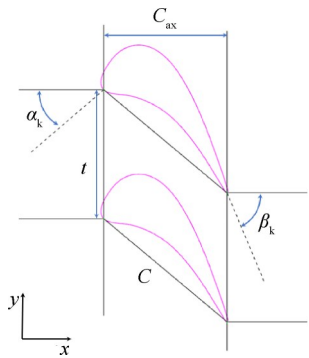


Fig. 1 Schematic diagram of cascade blade profile

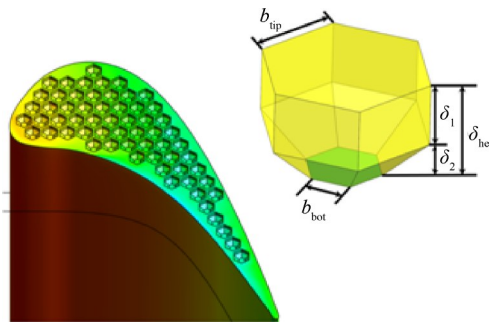


Fig. 2 Schematic diagram of composite honeycomb cavities

Table 1 Geometric parameter of the cascade blade and the honeycomb cavities

Parameter	Value
Blade pitch t/mm	100
Blade chord C/mm	130
Blade axial chord C_{ax}/mm	100
Inlet angle $\alpha_k/(^{\circ})$	40.7
Outlet angle $\beta_k/(^{\circ})$	-67.4
Blade span H/mm	160
Gap height τ_{gap}/mm	1.6
Honeycomb side length b_{tip}/mm	3.2
Honeycomb wall thickness d_{he}/mm	0.8

为 $0^{\circ}\sim 57^{\circ}$ 。起始蜂窝中心点坐标 (x_c, y_c) 为蜂窝的位置参数。图 3(a) 为平叶顶算例 (FT); 图 3(b) 为基准算例, 即 θ 为 0° , 为图示方便, 标注为 60° , 其结构与 0° 相同, 命名为 BHT (Basic honey tip); 在蜂窝角度 θ 遍历寻优过程中, 将叶栅出口下游 $30\%C_{ax}$ 轴向位置处的面平均总压损失系数最小的蜂窝结构命名为 OHT (Optimization honey tip), 如图 3(c) 所示。

2.2 计算模型与方法

本文使用计算流体力学软件 ANSYS CFX15.0 配合 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 方程对叶顶流动进行计算, 同时选取 $k-\omega$ 湍流模型。

计算域如图 4 所示, 为了削弱边界扰动, 叶栅进口设置在前缘上游 $1.5C_{ax}$ 处, 出口设置在尾缘下游

$2.0C_{ax}$ 处。计算域的两侧采用平移周期条件。详细的边界条件设置如表 2 所示, 在叶栅入口设置总压和总温, 叶栅出口设置静压。壁面均设置为绝热无滑移条件。

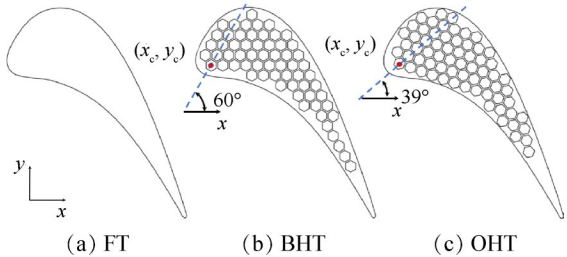


Fig. 3 Definition of honeycomb angle

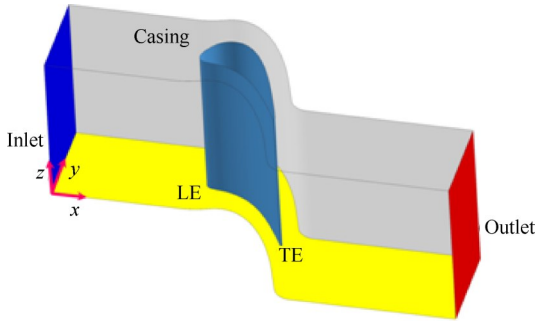


Fig. 4 Schematic diagram of computational domain

Table 2 Boundary setting

Boundary	Description	Value
Cascade inlet	Total temperature/K	300
	Total pressure/Pa	104645.7
	Turbulence intensity/%	5
	Main flow rate/(kg/s)	0.497
Cascade outlet	Static pressure/Pa	101903.4
Blade surface	Adiabatic	-
Hub and casing	Adiabatic	-

计算网格如图 5 所示, 使用商业软件 Pointwise 生成网格, 编写网格自动生成宏, 以适应不断变化的叶顶结构。网格分为主流域、叶顶间隙和蜂窝凹腔三部分, 加密了叶顶间隙和蜂窝凹腔内的网格, 间隙和蜂窝在径向上共布置了 60 个网格节点。为避免网格交错影响计算精度, 蜂窝出口面与间隙底面的网格节点保持一致, 增大数据传递的准确性。除蜂窝壁面外, 叶片表面和其它壁面的无量纲网格高度 y^+ 均小于 1。

图 6 给出了网格无关性验证的结果, 选取 BHT 的出口下游 30% 轴向位置处面平均总压损失系数 $(\bar{\omega})$ 作为测试案例。共测试了的 6 组网格, 其中 $5\times 10^6\sim 1.1\times 10^7$ 网格数量的变化引起的结果波动较大, 网格数

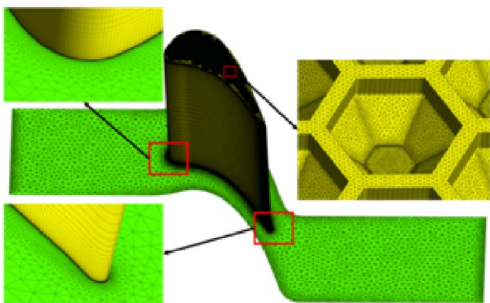


Fig. 5 Schematic diagram of grids

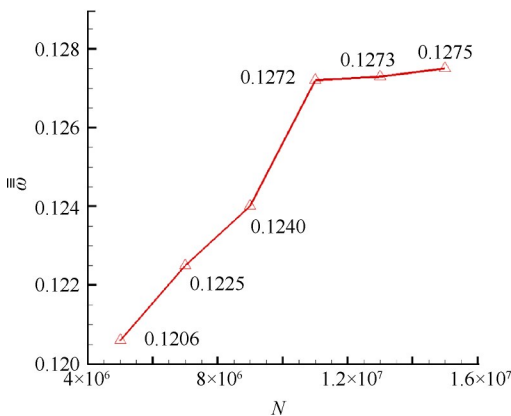


Fig. 6 Grid independency validation

大于 1.1×10^7 时,结果波动 $< 1\%$,所以本文选取 1.3×10^7 网格数。

在本研究中,总压损失系数定义为

$$\bar{\omega} = \frac{p_0^* - p^*}{p_0^* - p_1} \quad (1)$$

式中 p^* 为当地总压, p_0^* 为进口平均总压, p_1 为出口平均静压。 $\bar{\omega}$ 为当地单点总压损失系数, $\bar{\omega}$ 为节距方向的线平均总压损失系数, $\bar{\omega}$ 为 yz 截面的面平均总压损失系数。

静压系数定义为

$$C_p = \frac{p - p_1}{p_0^* - p_1} \quad (2)$$

式中 p 为当地静压。

2.3 计算流程

本论文以 Isight 软件作为控制台来对仿真软件的开启与关闭进行一键调控。Isight 是目前最优秀的综合性仿真软件之一,能够快速准确地把各类 CAE 软件结合运用起来,并将全部工作内容统一安置在一个流程框架中,自主调控仿真软件的运行,完成整个“分析-寻优-参数修正-再分析寻优”过程,实施流程如图 7 所示,其中“shape”模块用于蜂窝角度和起始位置的参数化设置,得到的蜂窝坐标和计算域坐标在 Pointwise 中进行建模和网格划分。随后进入 CFX

模块进行计算及后处理,得出目标参数叶栅出口下游 $30\% C_{ax}$ 处面平均总压损失系数 ($\bar{\omega}$),通过 MoveFile 模块将计算完毕后的结果移动至数据文件夹下,可用于对迭代过程中所获得的结果进行对比分析。

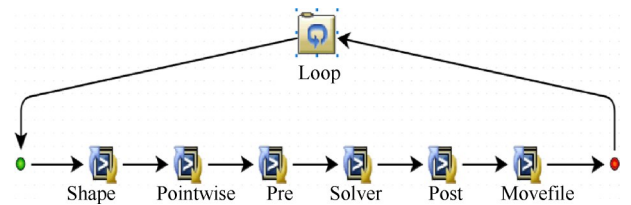


Fig. 7 Process of calculation

为寻找更优的蜂窝排布,设置 θ 作为寻优变量,叶栅出口下游 $30\% C_{ax}$ 轴向位置处的面平均总压损失系数 ($\bar{\omega}$) 为寻优目标。本研究保持其他计算条件和蜂窝数量不变,蜂窝角度 θ 以 3° 为一单位变化,计算 $0^\circ \sim 57^\circ$ 内 20 个蜂窝角度。图 8 给出了蜂窝角度与总压损失系数的关系,可以得出蜂窝旋转 39° 时,存在更低的面平均总压损失系数 0.1255,该角度下蜂窝抑制效果更佳,即 $\theta = 39^\circ$ 时,得到 OHT 蜂窝结构。

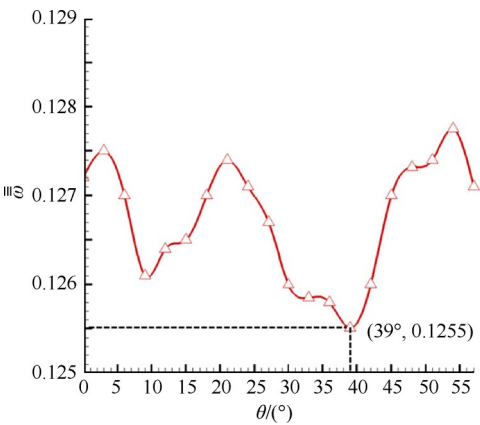


Fig. 8 Curve of honeycomb angle and average total pressure loss coefficient at outlet $30\% C_{ax}$

3 结果与分析

为分析出蜂窝角度对泄漏流和叶栅损失的影响,将对比分析平叶顶算例 (FT),基准算例 (BHT),寻优结果算例 (OHT) 的计算结果。

为验证本文计算的可靠性,图 9 对比了相同工况下付云峰^[25]的平叶顶实验数据,可以看出实验数据与计算结果基本一致。图 9(a) 可以看出在半叶高位置,不同叶顶结构具有几乎相同的叶片载荷分布,这表明叶顶结构和泄漏流在径向上的影响范围不足 50%,叶中径处的流动不受泄漏流的影响。如图 9(b)

所示,在近叶顶位置,不同叶顶结构对叶片载荷分布有较大影响,差异主要产生于吸力面处。平顶结构的吸力面在40%~60%轴向位置间存在低压区域,受吸-压力面的压力驱动,一定量的主流会进入间隙成为泄漏流,因此该低压区域与泄漏流的形成直接相关。与平叶顶相比,BHT和OHT的蜂窝叶顶结构缩小了低压区范围,增大了低压区的最小压力。这表明蜂窝结构对泄漏流产生了抑制作用,减弱了泄漏涡强度。与BHT相比,OHT的最小压力更大,以致缩小了压力面与吸力面压差,降低了泄漏流的驱动力,所以对泄漏流的抑制作用更强。在60%轴向位置附近蜂窝结构均存在压力波动现象,这与蜂窝的排布位置相关。

图10给出了三种叶顶结构的间隙顶部静压系数云图和壁面流线。在图10(b),蜂窝结构的叶片压力面后半部的低压区明显缩小,这表明蜂窝结构有效地抑制了泄漏流的进入,同时增大了叶片中部的压力,减弱了横向压力梯度,降低了泄漏流的驱动力。与BHT相比,图10(c)中OHT的叶顶压力分布更均匀,局部低压区范围更小。图中箭头标注的 ds 为分离线到叶片尾缘距离,可以表示泄漏涡的影响范围。对比平叶顶,蜂窝叶顶的泄漏涡分离线都更靠近叶片吸力面,OHT的分离线最靠近吸力面。这表明蜂窝旋转后增强了抑制泄漏流效果,减小了泄漏流动在叶栅通道内的影响范围。

为了对比间隙内部流场,图11对比了FT,BHT和OHT间隙内部S1,S2,S3三截面静压系数与速度矢量。泄漏流进入间隙时,缩颈效应导致叶顶压力面上产生了分离泡,形成了局部低压区。蜂窝叶顶与平顶相比,形成的分离泡更小。在平顶中,泄漏流在

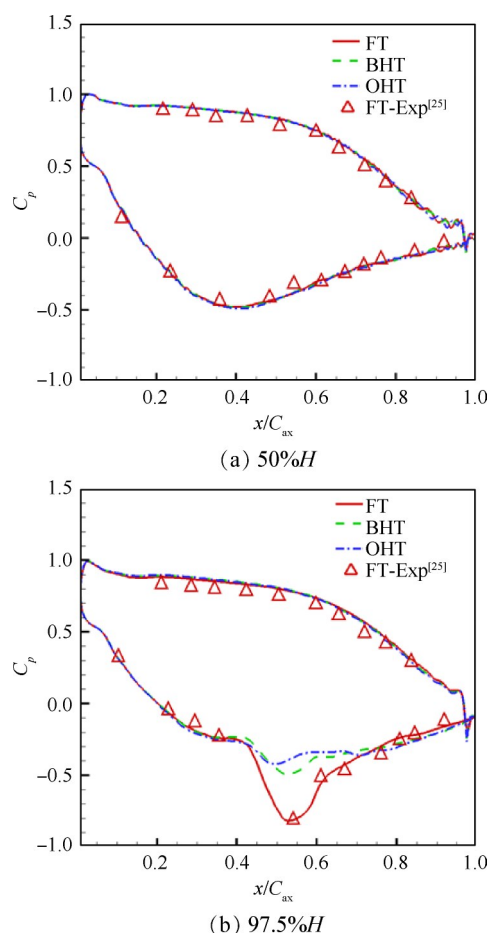


Fig. 9 Static pressure coefficient distribution along blade surface

间隙内的流动方向几乎都指向间隙出口,而在蜂窝叶顶中,部分泄漏流由于空腔效应进入蜂窝结构内,流动结构发生改变,部分流体撞击蜂窝壁面形成局部高滞止压力。蜂窝棱台的结构使其在腔内旋转更充分,同时更多的与壁面接触提高了泄漏流在间隙内的机械能损耗,降低了泄漏流的能量。流出腔体

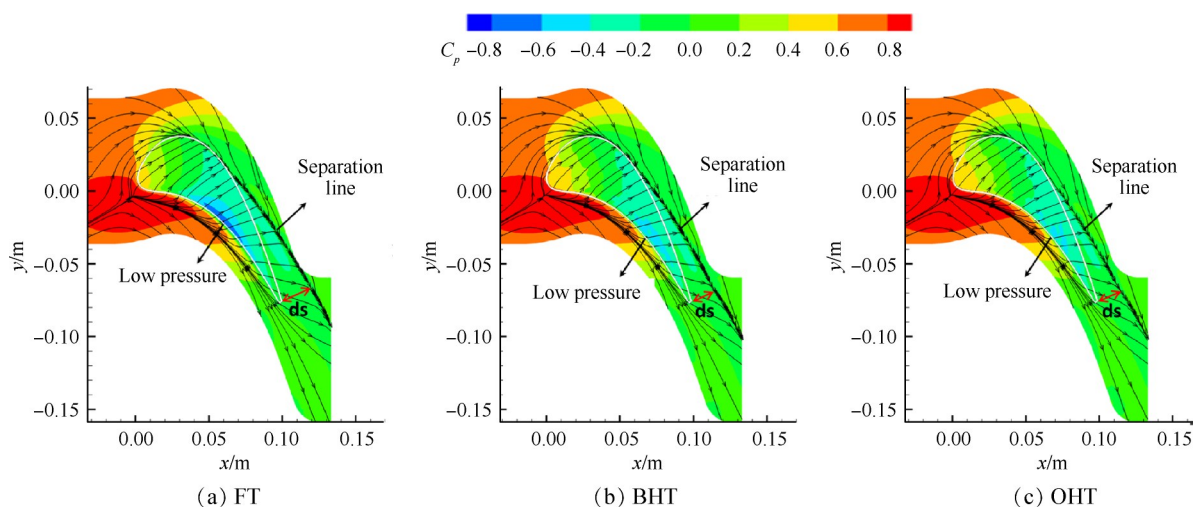


Fig. 10 Contours of static pressure coefficient (C_p) and streamline on the casing

时,更多的径向速度分量在叶顶形成了“气流墙”,阻碍了横向跨叶尖的流动,降低了直对吸力面出口的速度,同时增大了间隙内部的掺混损失,减弱了泄漏流的强度。

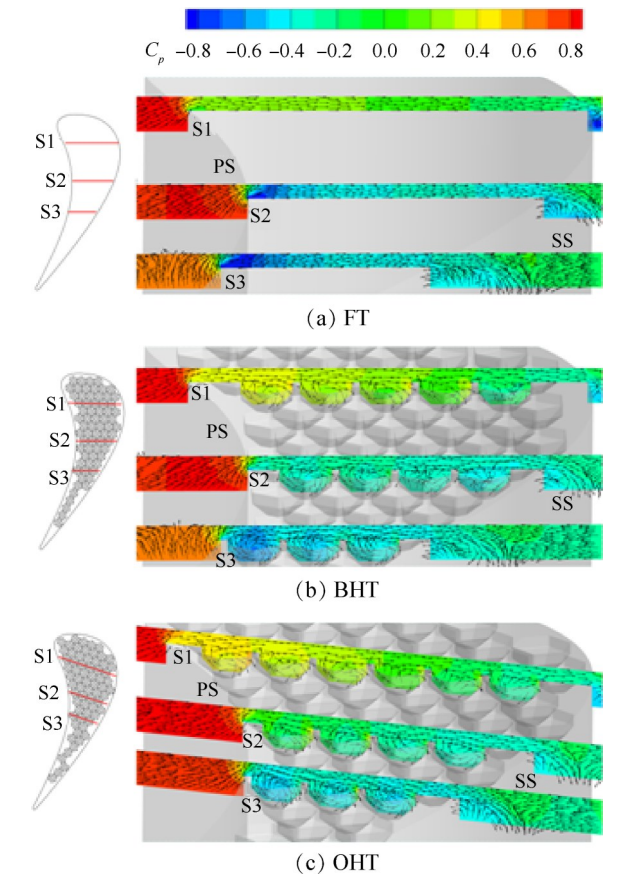


Fig. 11 Contours of static pressure coefficient and velocity vectors inside the gap

图 12 给出了叶顶间隙内三个平面的流线图,可以看出平叶顶中流线大多较为平整,仅在靠近压力边处存在分离泡。蜂窝结构迫使一部分泄漏流进入空腔,空腔内的压力梯度使腔流体发生旋转,引入更多已经进入间隙的泄漏流进入空腔,从而增大蜂窝腔的耗散作用。通过对比发现,BHT 蜂窝在 S1 的最右空腔和 S2 靠右的两空腔均出现腔内漩涡不规则,并未完全发挥蜂窝腔的抑制作用。OHT 蜂窝腔内漩涡均较为规则完整,可以更多地起到抑制作用。

为观察蜂窝凹腔方向变化对腔内泄漏流的影响,图 13 给出 S2 位置处四个蜂窝凹腔的三维流线图。通过进入蜂窝前的流线和蜂窝内流线对比,可以看出蜂窝方向的变化对泄漏流进入间隙时的方向影响较小,对蜂窝凹腔内旋转的影响较大。凹腔中部流速相对较高,近壁面的流速相对较低。BHT 叶顶结构中,根据 1,2,3,4 号蜂窝凹腔漩涡的旋向判断

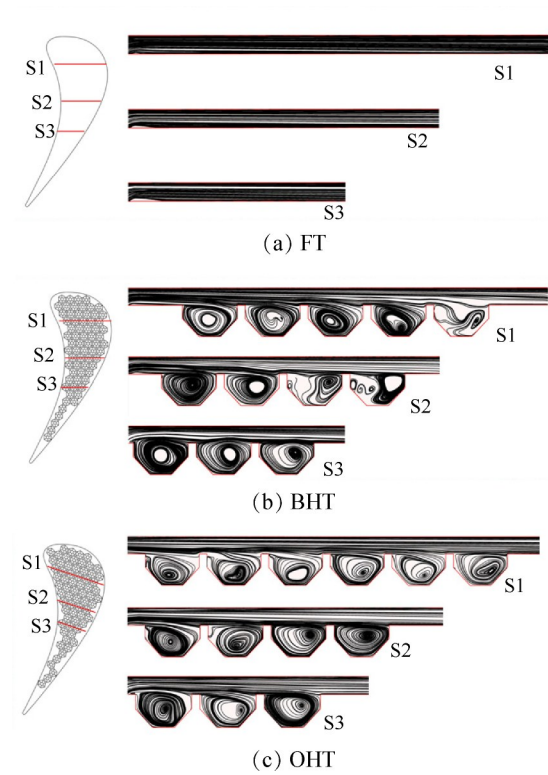


Fig. 12 Streamline inside the gap

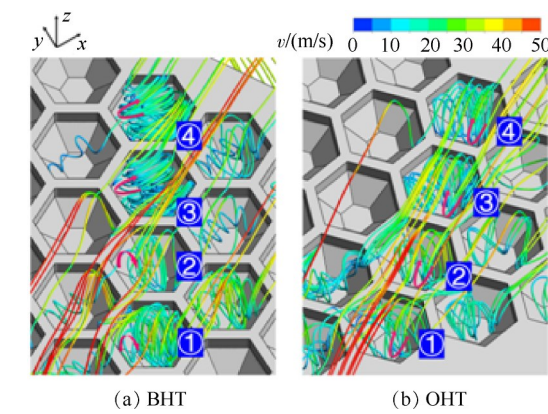


Fig. 13 3D Streamline inside S2 honeycomb

漩涡均为斜向涡,且 1,2 与 3,4 漩涡方向差异较大。OHT 叶顶结构中,蜂窝凹腔内气流旋向为图示的横向涡,基本与蜂窝排布方向(图 3 定义)垂直。在其余位置的蜂窝凹腔内也可见到从编号的 4 个凹腔中流入流出的不规则三维流线。由此可见,叶顶蜂窝凹腔内的流动较为复杂,间隙内气流与蜂窝的相对位置是不断发展变化的。

图 14 给出了 BHT 结构和 OHT 结构 S2 排蜂窝内三截面的径向速度云图。正值表示速度指向叶顶,负值表示速度指向叶根。泄漏流进入间隙后从不同位置和方向流入蜂窝内,在蜂窝内的旋转是十分不规则的。对比上图可知蜂窝凹腔方向的变化,引起

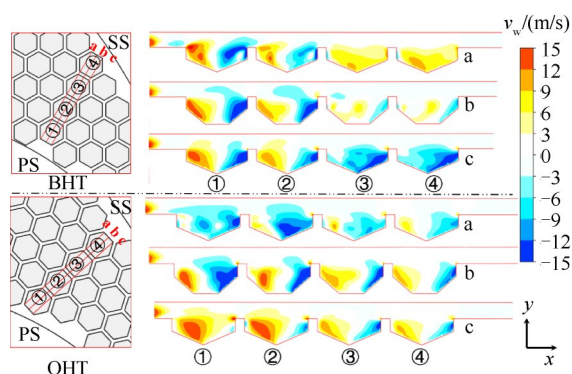


Fig. 14 Contours of radial velocity (v_w) inside the honeycomb

腔内漩涡的变化。BHT中,①②蜂窝凹腔内3个截面旋转较为均衡,③④蜂窝凹腔内会出现与泄漏流主方向不同的漩涡,结合图15,即c侧流入a侧流出的漩涡。b截面的③④蜂窝凹腔内出现低速漩涡,这会降低蜂窝凹腔的抑制效果。OHT中①②蜂窝凹腔内出现与泄漏流主方向不同的漩涡,结合图15,即a侧流入c侧流出的漩涡。

为对比蜂窝对泄漏流的抑制效果,图15给出三种叶顶结构控制下的间隙相对泄漏量云图和间隙面上的平均速度矢量。相对泄漏量为泄漏流量(m_{leak})与进口流量(m_0)的比值,其中泄漏流量是使用垂直于间隙入口的速度分量计算得出的。正值表示流入,负值表示流出。泄漏流主要从压力面中部进入间隙内,蜂窝结构控制下进入的泄漏流明显减少,如图中绿圈标注。在图中红圈标注位置可以发现BHT和OHT蜂窝结构对吸力面中部流出的泄漏流影响较大,该区域内流出的泄漏流流量降幅较为明显。并且由于蜂窝排布的周期性,可以观察到在吸力面上泄漏量存在波动现象。观察间隙面上的平均速度矢量,发现蜂窝结构不仅降低了了泄漏流的速度大小,还改变了泄漏流在吸力面的出口方向。在FT中,出口速度方向基本垂直于吸力面,OHT的出口速度更加靠近叶片出口气流角,特别在吸力面后半部,出口方向变化更明显。使得泄漏涡更加靠近叶片,从而减弱泄漏涡的影响范围。

图16比较了间隙相对泄漏流量沿轴向的分布,正值表示流入间隙。由图可知,大部分泄漏流从压力面进入,吸力面前20%也有部分泄漏流进入。泄漏流经过间隙后,在吸力面20%轴向位置处开始流出。在前缘位置附近,OHT流入的流体最少,FT最多。85%轴向位置前,具有蜂窝结构的泄漏流的进入量均小于平叶顶结构。在30%至90%轴向位置间蜂

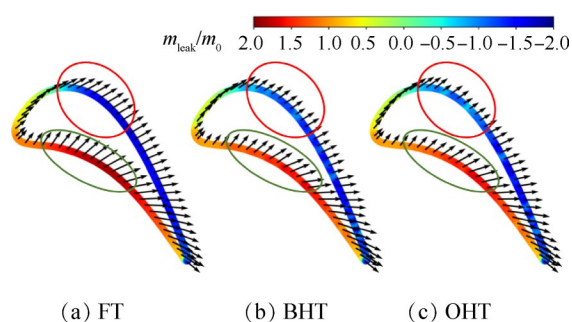


Fig. 15 Contours of the normalized leakage flow rate and span-wise averaged velocity vector

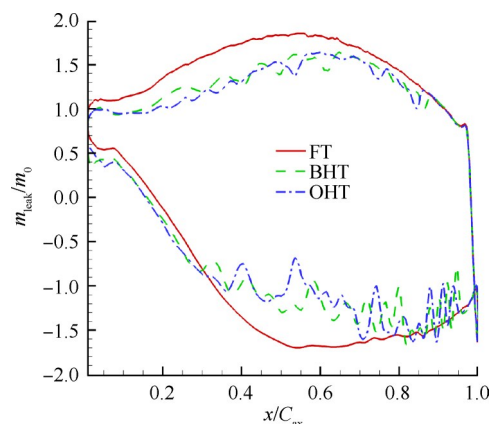


Fig. 16 Axial distributions of the normalized leakage flow rate

窝结构控制下的泄漏量明显少于FT,也是相对泄漏量最大的位置区间。吸力面65%至尾缘处,由于叶片厚度逐渐减小,蜂窝对间隙内流场的扰动作用更加明显,相对泄漏量的波动情况也更加明显。

图17给出的叶栅出口30% C_{ax} 处总压损失系数云图,用以对比FT,BHT和OHT泄漏涡引起的高损失区。可以看出蜂窝叶顶结构控制下,通道内二次流带来的基本损失结构没有发生改变,主要高损失区依然来自于泄漏涡所在的区域。蜂窝叶顶结构改变了泄漏涡的影响范围,泄漏涡带来的高损区在展向和径向的尺寸均减小,核心位置更靠近叶顶,整体的总压损失更小。由于泄漏涡位置改变,通道涡的核心损失区也向叶顶方向靠近。与BHT相比可以看出,OHT蜂窝角度的改变,使得通道涡更靠近泄漏涡,二次流整体的影响范围更小。

图18对比了叶栅出口30% C_{ax} 处的上半叶高的节距平均总压损失系数 $\bar{\omega}$, $\bar{H}$ 为无量纲的展向高度。由图可知,展向从上至下损失最大的为泄漏涡,相对较小为上通道涡,最小为尾缘脱落涡。与平叶顶相比,蜂窝结构控制下的泄漏流带来的泄漏涡损失更小,OHT蜂窝的损失极更小。虽然蜂窝结构控制下的通

道涡损失略有增大,径向位置更加靠近叶顶,但由于泄漏涡总压损失仍为主要损失,蜂窝结构依旧减小了叶栅二次损失。图 19 给出叶栅出口 $30\%C_{ax}$ 处上半叶高的面平均总压损失系数($\bar{\omega}$),与平叶顶相比,BHT 蜂窝降低了 3.93% 的总压损失,OHT 蜂窝降低了 5.21% 的总压损失系数。

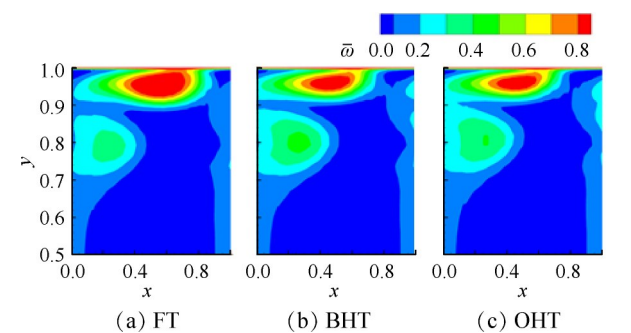


Fig. 17 Contours of total pressure loss coefficient at outlet $30\%C_{ax}$

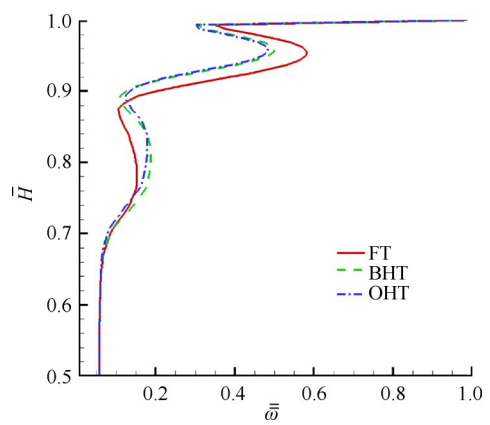


Fig. 18 Span-wise distributions of the pitch-wise averaged total pressure loss coefficient

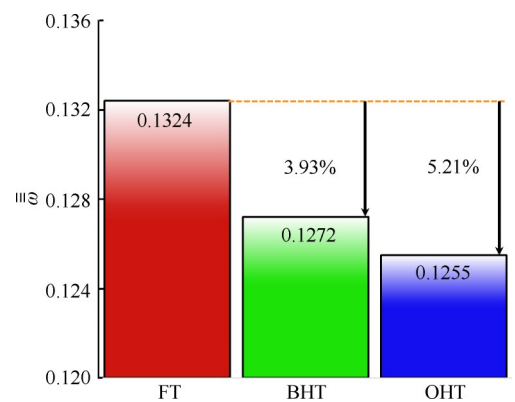


Fig. 19 Histogram of the mass flow averaged total pressure loss coefficient in the upper half passage at outlet $30\%C_{ax}$

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)蜂窝结构可以改变叶顶局部压力分布,增大压力侧分离泡附近的静压值,降低泄漏流的流入和流出速度。腔内的流动漩涡使得叶顶流场变得更加复杂,泄漏流撞击蜂窝侧壁在每个蜂窝内形成径向射流,对缝隙流动形成阻塞,从而减少其泄漏流量与泄漏损失。

(2)蜂窝角度变化会影响泄漏流在间隙内的流动从而改变泄漏涡的损失,不同角度的蜂窝凹腔内的漩涡强度和方向会发生变化,腔内损耗也会随之变化。BHT 叶顶结构即 0° 蜂窝工况可以抑制泄漏流,但在个别蜂窝凹腔内旋转不充分,无法完全发挥蜂窝的抑制作用。叶顶结构 39° 工况的蜂窝平均效果最好,腔内漩涡更加完整,增大蜂窝凹腔内的旋转损耗。

(3)相比于其他角度蜂窝,OHT 叶顶结构对泄漏流的抑制效果更好,降低间隙进出口流速,减少泄漏涡带来的损失,叶栅出口 $30\%C_{ax}$ 处面平均总压损失较于平叶顶结构降低 5.21%,较于 BHT 蜂窝降低 1.34% 损失。改变间隙出口流动方向,使泄漏流更贴近叶片出口气流角,缩小了泄漏涡高损失区的影响范围。

致 谢:感谢航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目的资助。

参考文献

[1] Bindon J P. The Measurement and Formation of Tip Clearance Loss [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 257-263.

[2] Yamamoto A. Endwall Flow/Loss Mechanisms in a Linear Turbine Cascade with Blat Tip Clearance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 264-275.

[3] Bunker R S. Axial Turbine Blade Tips: Function, Design, and Durability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 271-285.

[4] 侯宽新. 涡轮叶尖间隙泄漏流动控制研究进展 [J]. *飞航导弹*, 2014(1): 85-90.

[5] Tallman J A. A Computational Study of Tip Desensitization in Axial Flow Turbines [D]. *Pennsylvania: The Pennsylvania State University*, 2002.

[6] Seo Y C, Lee S W. Tip Gap Flow and Aerodynamic Loss Generation in a Turbine Cascade Equipped with Suction-Side Winglets [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2013, 27(3): 703-712.

[7] Cheon J H, Lee S W. Winglets Geomertry Effects on Tip Leakage Loss over the Plane Tip in a Turbine Cascade [J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2018, 32(4): 1633-1642.

[8] Zhou C. Effects of Endwall Motion on Thermal Perfor-

- mance of Cavity Tips with Different Squealer Width and Height[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, 91: 1248–1258.
- [9] Lee S W, Chae B J. Effects of Squealer Rim Height on Aerodynamic Losses Downstream of a High-Turning Turbine Rotor Blade[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2008, 32(8): 1440–14474.
- [10] Mischo B, Behr T, Abhari R S. Flow Physics and Profiling of Recessed Blade Tips: Impact on Performance and Heat Load[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(2): 021008.
- [11] Zou Z, Shao F, Li Y, et al. Dominant Flow Structure in the Squealer Tip Gap and Its Impact on Turbine Aerodynamic Performance[J]. *Energy*, 2017, 138: 167–184.
- [12] Li W, Qiao W Y, Xu K F, et al. Numerical Simulation of Tip Clearance Flow Control in Axial Turbine Rotor: Part 1—Active Flow Control Injection from Turbine Blade Tip [C]. *Berlin: ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*, 2008: 939–950.
- [13] Sang W L, Cheon J H, Zhang Q. The Effect of Full Coverage Winglets on Tip Leakage Aerodynamics over the Plane Tip in a Turbine Cascade[J]. *International Journal of Heat & Fluid Flow*, 2014, 45(1): 23–32.
- [14] Bunker R S. A Review of Turbine Blade Tip Heat Transfer[J]. *Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, 2001, 934(1): 64–79.
- [15] 高杰, 郑群. 叶顶凹槽形态对动叶气动性能的影响[J]. *航空学报*, 2013, 34(2): 218–226.
- [16] Gao J, Zheng Q, Zhang H, et al. Aero-Thermal Performance Improvements of Unshrouded Turbines Through Management of Tip Leakage and Injection Flows[J]. *Energy*, 2014, 69: 648–660.
- [17] Gao J, Zheng Q, Zhang H, et al. Comparative Investigation of Tip Leakage Flow and Its Effect on Stage Performance in Shrouded and Unshrouded Turbines[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 227(8): 1265–1276.
- [18] Gao J, Zheng Q, Wang Z. Effect of Honeycomb Seals on Loss Characteristics in Shroud Cavities of an Axial Turbine [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 26(1): 69–77.
- [19] Tallman J A, Lakshminarayana B. Methods for Desensitizing Tip Clearance Effects in Turbines [R]. *ASME GT 2001–0486*.
- [20] Fu Y F, Chen F, Yu J Y, et al. Numerical Study of the Effect of Honeycomb Tip on Tip Leakage Flow in Turbine Cascade[R]. *ASME GT 2016–56907*.
- [21] Fu Y F, Chen F, Yu J Y, et al. Effective Control of Composite Honeycomb Structures on the Tip Leakage Flow in Turbine Cascade[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(6).
- [22] Fu Y F, Chen F, Liu H P, et al. Experimental and Numerical Study of Honeycomb Tip on Suppressing Tip Leakage Flow in Turbine Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(6).
- [23] Wang Y, Yu J, Song Y, et al. Parameter Optimization of the Composite Honeycomb Tip in a Turbine Cascade[J]. *Energy*, 2020, 197: 117236.
- [24] Bianchini C, Micio M, Maiuolo F, et al. Numerical Investigation to Support the Design of a Flat Plate Honeycomb Seal Test Rig[R]. *ASME GT 2013–95612*.
- [25] 付云峰. 蜂窝叶顶结构控制涡轮叶栅叶尖泄漏流动的机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.

(编辑:梅 瑛)