

叶型探针头部对跨声速涡轮叶栅流场的影响

张庆典¹, 马宏伟^{1,2}, 杨 益¹, 钟亚飞²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206)

摘 要: 为探究叶型探针头部对跨声速涡轮叶栅流场的影响, 采用数值模拟的方法, 对叶片前缘的不同叶高位置处装有探头的跨声速涡轮叶栅流场进行了研究。分析了不同攻角下叶片负荷性能变化、流场的旋涡结构、流动损失以及探针的适用性。结果表明: 叶型探针头部影响了叶片加载性能, 且影响效果受气流攻角的变化明显。气流绕过探针头部后形成较长的流向涡结构。在大的正攻角下叶片吸力面出现附着涡层, 该附着涡层是带有探针的叶片负荷性能下降的主要因素。叶型探针叶栅通道各位置造成的损失占比沿流向逐渐减小, 大攻角下叶型探针使栅后流场损失增加 7.4%。安装在展向不同位置处的探针都能在整个可调进气攻角范围内具有较好的适用性。

关 键 词: 叶型探针; 跨声速涡轮叶栅; 攻角; 叶片负荷; 二次流; 流动损失

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of airfoil probe head on transonic turbine cascade flow field

ZHANG Qingdian¹, MA Hongwei^{1,2}, YANG Yi¹, ZHONG Yafei²

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: In order to investigate the effects of airfoil probe head on the transonic flow field, a numerical simulation was performed in the transonic turbine cascade with airfoil probes installed at the different heights of blade's leading edge. The variations of blade's load performance, vortex structure, flow loss and applicability of probes with different incidence angles were analyzed. The results indicated that the airfoil probe's head affected the loading performance of the blade, and the effect was quite sensitive to the flow incidence angles. A long streamwise vortex induced by the probe head was formed. And an attached vortex layer appeared on the suction surface of the blade at a large positive incidence angle. This attached vortex layer was the main factor for the decline of the load performance of the blade with the airfoil probes. The proportion of flow loss contributed by probes at each slice of the cascade passage decreased gradually along the flow direction. Compared with original cascade, the flow loss behind the cascade increased by 7.4% at high incidence angle. The probes installed at different positions in the spanwise direction had good applicability in the whole range of adjustable incidence angle.

Keywords: airfoil probe; transonic turbine cascade; incidence angle; blade load performance; secondary flow; flow loss

收稿日期: 2022-04-23

基金项目: 国家自然科学基金(51776011); 国家科技重大专项(2017-V-0016-0068); 国防科技重点实验室基金(2021-JCJQ-LB-062-0204)

作者简介: 张庆典(1995—), 男, 博士生, 从事叶轮机械气动研究。

通信作者: 马宏伟(1967—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: mahw@buaa.edu.cn

引用格式: 张庆典, 马宏伟, 杨益, 等. 叶型探针头部对跨声速涡轮叶栅流场的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2647-2658. ZHANG Qingdian, MA Hongwei, YANG Yi, et al. Effect of airfoil probe head on transonic turbine cascade flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2647-2658.

气动探针是航空发动机性能试验中一种重要的测试工具。由于价格低廉,易于实现且测量稳定可靠,在叶轮机内流测试中得到广泛的应用。然而作为一种接触式测试手段,探针引起的堵塞不可避免地对流场产生干扰^[1]。

长期以来,国外研究者已经对探针对流场的影响做出了较多的工作,这些工作有力推动了探针测试技术的发展^[2-6]。国内研究者重点关注减少探针对流场影响的办法。向宏辉等^[7-8]指出探针应放置在叶栅前缘通道的中间位置处,此时对流场的影响最小。除了在某些存在尾迹、激波等速度梯度变化剧烈的区域,探针对流场的影响较大外,在压气机或涡轮进入不稳定工作工况时,探针也会造成更大影响。如马宏伟等^[9-10]研究探针支杆对压气机失速特性的影响,探针支杆造成压气机稳定裕度的降低,同时失速团的形态和非定常发展模式也发生变化。Yang 等^[11]考虑了压气机进口段探针下游转子叶片激励效应的影响,试验证明探针支杆尺寸较大或数量不当都可能导致压气机转子叶片发生异常共振。钟亚飞等^[12]考虑采用吸气式探针支杆来减弱探针对流场的堵塞效果,提高压气机稳定工作裕度,并对吸气流量、支杆开孔数量等参数进行了详细的研究。

与广泛采用的插入式气动探针不同,叶型探针直接将叶片作为支撑部件,在叶片的前缘沿展向布置一个或多个探头,实现对级间气动参数的测量。叶型探针对流场的堵塞较小,但难免会影响叶片的型面,进而影响流场的绕流特性。由于叶型探针被安装在叶片前缘,受光路布置和传感器尺寸和测量区域限制,叶型探针对流场的影响鲜有研究,国内的马宏伟团队做了一些工作。Luo 和马宏伟等^[13-14]研究叶型探针及探头沿展向的安装位置对压气机叶栅流场的堵塞效应。马宏伟等^[9,14]试验验证了安装在叶顶附近叶型探针对尖区泄漏涡具有一定的抑制效果。贺象等^[15]借助水槽试验观察到了由叶型探针诱导的流向涡,该流向涡与端壁边界层相互作用导致叶片端壁附近发生局部分离。国外的 Henry 和 Ubald 等^[16-17]探讨了前缘 Kiel 型探头对低压涡轮喷嘴导叶的流场影响。流体经过探头后,在前缘探头和叶片连接处形成马蹄涡结构。叶型探针影响了叶片表面边界层的转捩特性,尽管减小了分离泡的尺寸,但同时主流造成堵塞,导致更大损失。

超跨声流场中存在激波,激波附近速度梯度较大,更应该精确地核验叶型探针头部对流场参

数测量的准确性。Boerner 等^[18]指出在跨声速流动时,由探针堵塞效应导致的动压变化可高达 15%。现有文献中多基于亚声速流场和插入式探针进行研究,缺少跨声速叶型探针流场的研究。同时来流攻角对前缘叶型探针流场的影响鲜见报道。本文基于跨声速涡轮叶栅,采用数值模拟,研究了叶片前缘安装叶型探针后的叶栅流场,并进一步分析叶型探针对跨声速涡轮叶栅流场的二次流旋涡结构和流场损失的影响。

1 几何描述

采用法国 SNECMA 公司设计的跨声高负荷涡轮叶型,其入口气流攻角在 -14° 到 10° 范围内,设计出口等熵马赫数为 1.11。该叶型对气流攻角敏感,在大攻角的情况下流道易堵塞,在吸力面附近易出现局部超声速区^[19],因此适合用于研究前缘叶型探针对流场的影响。叶型探针被安装在叶片中间叶高处和叶片两侧端壁处,考虑叶型探针的实际应用环境,该探针形状为圆柱形,探针头部具有 45° 外倒角,这种探头形式相比于半球头形式更适合应用于跨声速流场^[18]。探针直径和长度均为 3 mm,占叶高的 3%;叶顶间隙为 5 mm,占叶高的 5%。原始叶片和带有叶型探针的叶片几何形状如图 1 所示。

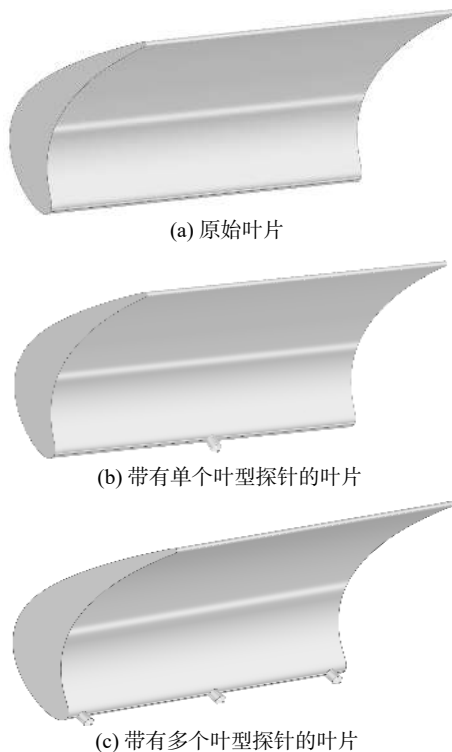


图 1 叶片几何形状示意图

Fig. 1 Schematic diagram of blade

2 数值计算方法

2.1 网 格

图 2 展示了带有单个叶型探针的叶片的网格。该网格为结构化网格, 由 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing) 生成。进口延长 1.5 倍轴向弦长, 出口延长 2.5 倍轴向弦长。为了保证良好的网格质量, 同时实现端壁二次流结构的精确捕捉, 对两侧端壁和叶型探针附近的网格进行了局部细化。展向网格增长率均设置为 1.2, 而在叶顶间隙处和探针附近网格节点采用等间距布置。对壁面附面层进行加密, 沿叶片壁面法向方向上设置 30 层边界层网格, 网格增长率同样为 1.2, 尾缘点处第一层网格尺寸为 4.96×10^{-6} , 数值结果显示壁面 y^+ 小于 4, 满足计算要求。经网格无关性验证后, 计算域总网格数确定为 679.513 5 万。计算在 ANSYS Fluent 20.2 进行。给定进口来流总压、总温和出口平均静压, 栅后等熵马赫数 (Ma_{iso}) 为 1 左右。两侧采用周期性边界条件以模拟无限叶栅流动情况, 同时单通道的计算也可以减少计算资源的消耗。叶片表面、探针和上下端壁均采用绝热无滑移壁面条件。采用雷诺时均 Navier-Stokes (RANS) 方程进行了数值模拟, 对流项采用高阶离散化方法求解。当监测变量的方均根 (RMS) 残差达到 10^{-5} 以下时, 认为计算达到收敛条件。

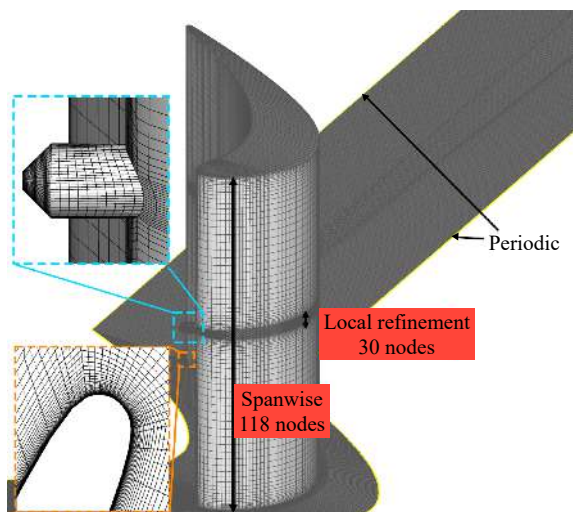


图 2 计算域和网格

Fig. 2 Computational domain and mesh

2.2 数值计算方法验证

依据 Arts 等^[19]的试验结果, 选择栅后等熵马赫数 Ma_{iso} 为 0.844, 来流攻角 α 为 -5° 的工况进行

验证。图 3 对比了不同湍流模型下中间叶高处的等熵马赫数 (Ma_{iso}) 沿轴向弦长方向上的分布, 其中 x 为轴向方向坐标值, C_{ax} 为叶栅轴向弦长长度。等熵马赫数由式 (1) 给出:

$$Ma_{iso} = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{t,in}}{p_s} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \frac{2}{\gamma-1}} \quad (1)$$

式中 $p_{t,in}$ 为来流总压; p_s 为各弦向位置的静压; γ 为比热比, 一般取 1.4。

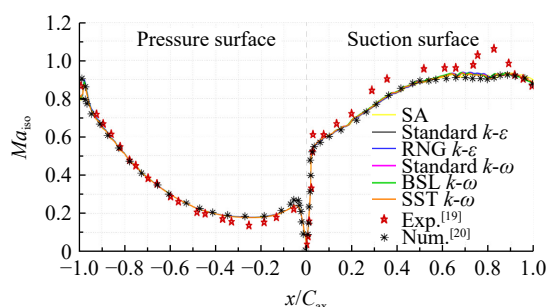


图 3 湍流模型比选

Fig. 3 Comparison and validation of turbulence models

分别选取 Spalart-Allmaras (SA)、standard $k-\epsilon$ 、renormalization-group $k-\epsilon$ (RNG $k-\epsilon$)、standard $k-\omega$ 、baseline $k-\omega$ (BSL $k-\omega$)、shear-stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型进行对比。由图 3 可知: 叶片前缘的数值模拟结果与 Arts 等^[19]的试验结果对比为一致, 而吸力面尾缘附近的等熵马赫数相比试验结果较低, 但与 Kim 等^[20]的数值模拟对比情况较好。Kim 分析了尾缘附近等熵马赫数试验与模拟的差异是由于 Arts 等测试时间较短, 采集时间大概只有 0.4 s, 风洞启动后试验段总压迅速下降且静压上升, 导致了试验得到的马赫数不可避免地偏高^[20]。采用不同的湍流模型, 叶片表面等熵马赫数的分布变化不大。由于 SA 湍流模型对壁面黏性底层的求解较为宽泛; $k-\epsilon$ 类湍流模型需要通过壁面函数对黏性底层求解, 预测近壁面的逆压梯度和边界层分离的能力较弱; $k-\omega$ 模型在求解壁面边界层特征细节方面通常更加准确; SST $k-\omega$ 湍流模型在湍流黏度的定义中同时考虑了湍流剪切应力的传递, 更适合于具有逆压梯度和跨声速的流动。因此, 本文选用 SST $k-\omega$ 湍流模型。

3 结果分析

3.1 叶型探针对中截面流场影响

图 4 给出了 0° 攻角下叶片 50% 叶高位置处

的负荷分布情况。图中三条封闭的曲线分别代表该攻角情况下原始叶片、带有单个叶型探针叶片和具有叶顶间隙的叶型探针叶片的负荷分布。每条曲线依据图中叶片前缘点和尾缘点位置分割为两半部分,其上压力系数较高,对应叶片压力面负荷;其下压力系数较低,对应叶片吸力面负荷。静压系数(C_{ps})的定义如下:

$$C_{ps} = \frac{p_s - p_{s,in}}{p_{t,in} - p_{s,in}} \quad (2)$$

式中 $p_{s,in}$ 为进口来流静压。当来流攻角为 0° 时,气流经原始叶片的前缘点附近形成绕流,分别作用于叶片的压力面和吸力面上产生加载。压力面最高负荷点出现在 $0.034C_{ax}$ 位置处,说明尽管来流为 0° 攻角,但其滞止点不在前缘点,而是后移到附近的压力面位置处。此后气流膨胀加速流动,吸力面负荷急剧下降,而压力面负荷在 $0.6C_{ax}$ 之前下降幅度不大。在 $0.7C_{ax}$ 位置处,吸力面负荷存在一个极小值,而后有小幅度的增长,此处恰巧对应于叶栅喉部区域,推测喉道位置存在一个局部的超声速区。气流通过喉部区域后,在斜切口区域内继续加速膨胀。在 $0.95C_{ax}$ 位置处,吸力侧负荷阶跃式上升,推测该处存在一道强激波。在尾缘点附近,压力侧的气流与吸力侧气流交汇,气流滞止形成尾迹,压力侧负荷也有所上升。

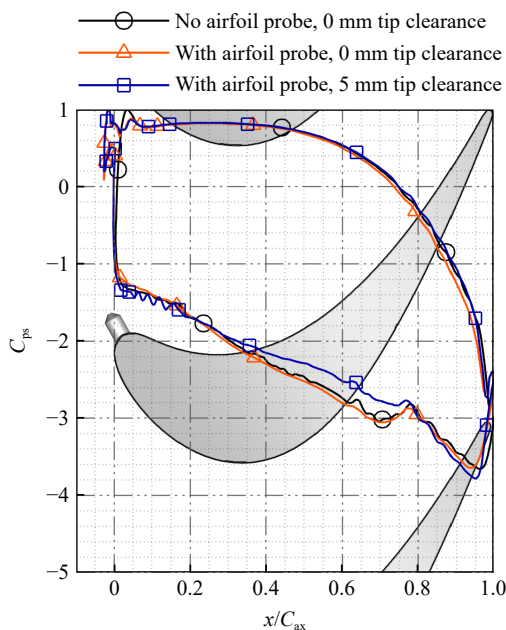


图4 叶片中径位置处静压系数分布($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 4 Static pressure coefficient distribution at midspan of the blade ($\alpha = 0^\circ$)

当叶片前缘具有探针时,如图4中红色线所示,前缘气流的滞止点发生前移,位于探针的压力侧外倒角截面上。定义探针靠近叶片压力面为探针的压力侧(probe's pressure side, PPS),探针靠近叶片吸力面一侧为探针的吸力侧(probe's suction side, PSS)。PPS的静压系数始终大于PSS的静压系数,同时探针对流场的堵塞并未造成叶片型线上负荷分布的明显变化。此时探针产生积极的加载效果,叶片负荷得到一定程度的增大。在吸力面 $0 \sim 0.2C_{ax}$ 内,静压系数不光顺分布,可能是受探针诱导产生的流向涡导致的。当叶顶具有间隙时,探针上的负荷分布与无间隙时基本一致,但间隙泄漏流导致流体沿叶高方向上的径向流动加剧,吸力侧静压系数整体上升,气流在通道内加速效果减弱,叶片负荷性能下降。

考虑不同来流攻角中间叶高的负荷分布。如图5所示,当气流攻角为 -10° 时,叶栅通道加速膨胀效果减弱,整体负载性能相比较攻角为 0° 时有所下降。压力侧负荷分布相比较 0° 攻角并未发生太大变化,但吸力侧负荷分布对攻角变化较为敏感,特别是从吸力侧前缘点到型线曲率最大的位置($0 \sim 0.4C_{ax}$ 范围内)负荷均有所上升。当前缘存在叶型探针时,发现负攻角情况下,PPS 负荷存在阶跃下降,而 PSS 负荷有所上升,这是因为气流负攻角入射,PSS 迎风而 PPS 背风,导致探

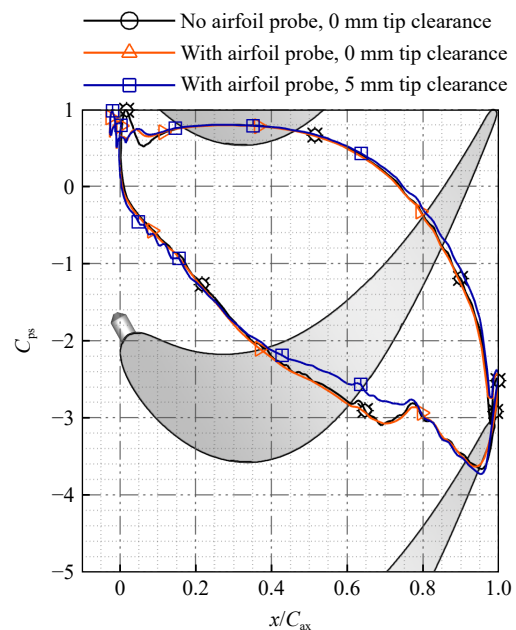


图5 叶片中径位置处静压系数分布($\alpha = -10^\circ$)

Fig. 5 Static pressure coefficient distribution at midspan of the blade ($\alpha = -10^\circ$)

针两侧的负荷分布曲线产生交叉, 因此负攻角时探针可能减弱叶片的负荷性能。

当气流正攻角入射时, 整体的负荷性能相比 0° 和 -10° 时变化更为显著, 如图 6 所示。这印证了 Arts 等的试验结论, 即“该翼型对攻角的变化非常敏感, 吸力侧边界层的最早转捩和分离可能就发生在正攻角时。”正攻角情况下, 尽管探针上的负荷分布产生增益效果, 但叶片吸力侧负荷分布受探头产生的尾流的影响。在前缘 $0.05C_{ax} \sim 0.3C_{ax}$ 位置处, 负荷要比原始叶片大, 这可能受正攻角时探针的扰流作用, 来流在探头之后分离, 分离区向下游传播形成尾迹, 进而影响了中截面上的速度分布。

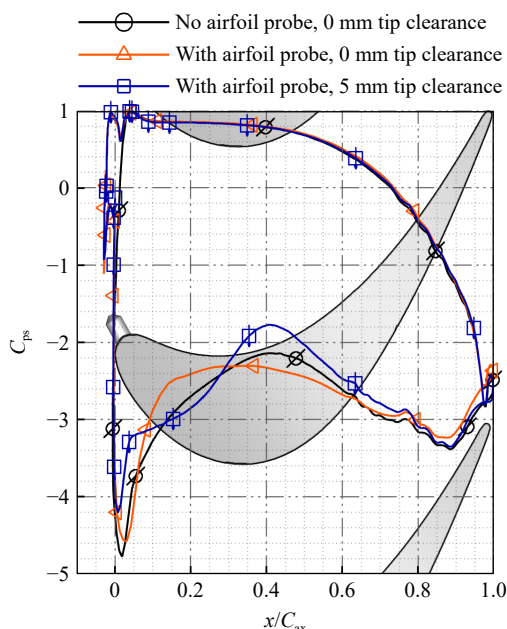


图 6 叶片中径位置处静压系数分布 ($\alpha=10^\circ$)

Fig. 6 Static pressure coefficient distribution at midspan of the blade ($\alpha=10^\circ$)

图 7 给出了不同攻角下中间叶高处轴向压力梯度分布。蓝色区域为强顺压梯度, 存在膨胀加速过程; 红色区域为强逆压梯度, 存在减速增压过程。图中进一步描绘了马赫数 Ma 的等值分布曲线。可以发现整个叶栅通道内基本上为顺压力梯度, 气流膨胀加速, 马赫数升高。但在叶片前缘点、叶背曲率最大位置点后以及尾缘点附近, 均存在强逆压梯度。前缘点的强逆压梯度区是由于来流产生滞止、静压升高导致的; 通道内叶背曲率最大的部位马赫数接近或达到 1, 出现局部超声速区, 可能存在激波, 波后压力上升, 也出现了逆压梯度; 而在尾缘附近产生了一道强的逆压

梯度面并贯穿整个通道, 其逆压梯度所在位置马赫数为 1, 同时在流场中形成了一个强间断面, 间断面前流场为超声速, 间断面后流场为亚声速, 间断面大致与尾缘吸力面型线垂直, 因此吸力面尾缘处的逆压梯度处存在一道强的正激波。当来流攻角为 0° 和 -10° 时, 前缘及通道内为亚声速膨胀区域, 叶型探针并未对之后叶栅通道内的流场造成太大影响; 而在正攻角情况下, 气流绕过前缘点之后迅速在附近产生一个局部超声速区, 该区以声速线开始, 并大致以一个正激波结尾。叶型探针影响了正攻角情况下气流绕流特性, 气流绕过探针头部后马赫数增加程度放缓, 前缘的声速线向内收缩且近壁面未存在逆压梯度, 说明大正攻角情况下, 探针诱导来流产生小部分分离, 脱离叶片表面并在下游产生尾迹。同时可以观测到, 无论何种攻角, 相比于无叶型探针的流场, 存在叶型探针时, 叶片尾缘正激波的强度也受到一定程度的减小。

综上所述, 攻角通过改变叶背前缘点到型线曲率最大的位置处的负荷分布进而影响跨声速涡轮叶片的负荷分布特性。在 0° 和负攻角下, 叶型探针对叶栅通道流场影响相对较小; 而在正攻角情况下, 前缘探针对下游的堵塞效应增大, 近壁面速度分布受探针下游尾迹影响较大, 叶片的负载性能有一定程度的下降。

3.2 叶型探针对叶栅端壁流场影响

采用 Q 准则对流场中旋涡进行识别。 Q 准则依据于张量的分解定理, 由 Hunt 等^[21]提出, 其定义流场速度梯度张量 J 的第二矩阵不变量 Q 具有正值的区域为旋涡。 Q 表达式如下:

$$Q_{ij} = \frac{1}{2} (\|R^2\| - \|S^2\|) \quad (3)$$

式中 R 为自旋张量, S 为应变率张量。

Q 反映了流体旋转运动与变形运动的差值。当自旋张量占据主导地位时, 认为该处是涡流的存在区域。尽管 Q 准则能不依赖于坐标系实现对旋涡的判定, 但对自旋张量占主导地位的判定则需要人为地加入阈值。根据量纲分析可知, Q 的单位为 s^{-2} 。通常 Q 量级较大, 影响了阈值的选取; 此外, 在不同的攻角下, 叶栅进口主流速度有较大的不同。为了减小 Q 值量级, 同时消除进口主流速度 U_{ax} 不同的影响, 便于在不同攻角下进行比较, 本文假定主流在无干扰情况下, 匀速经

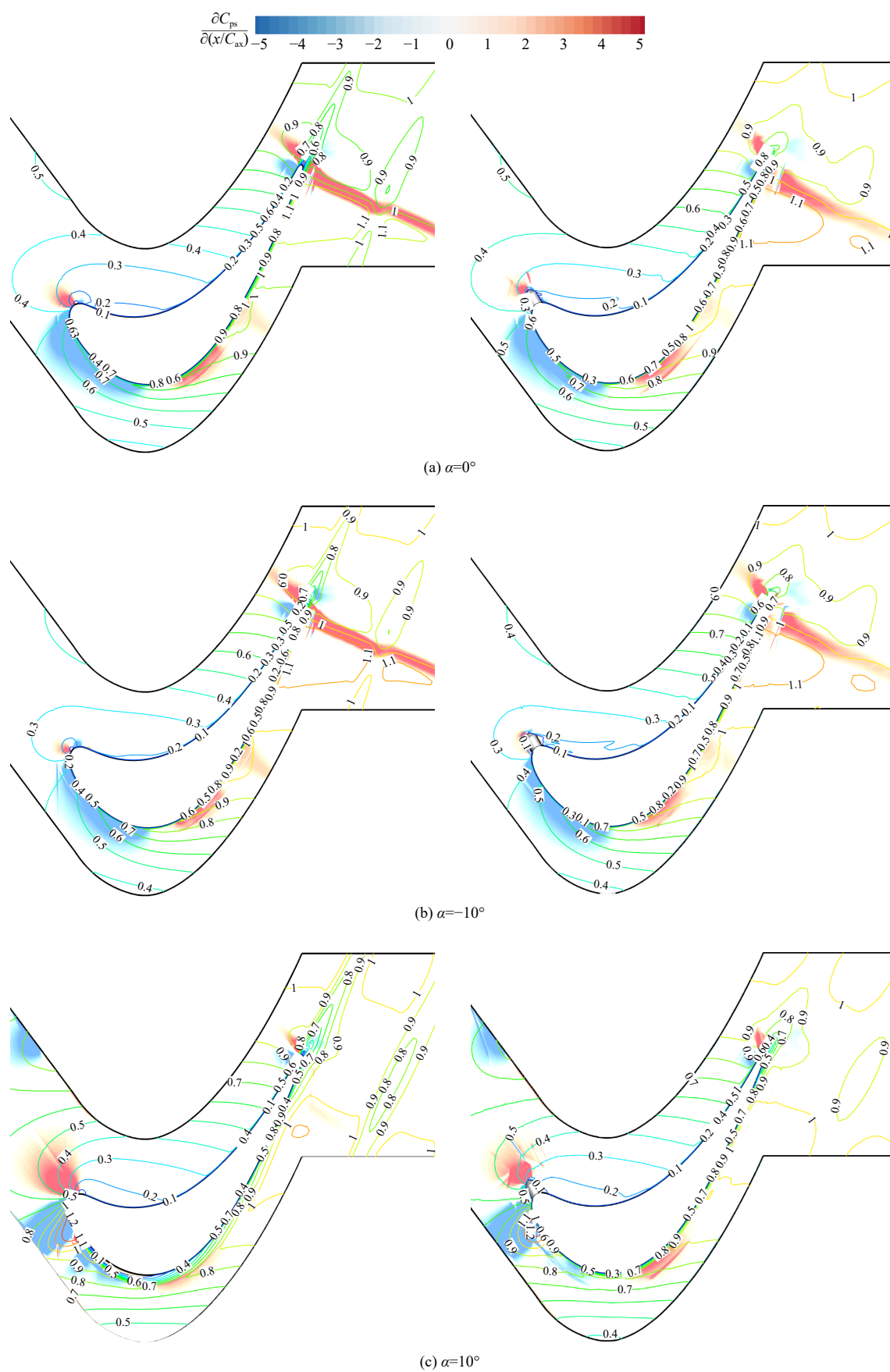


图7 不同攻角下叶栅流场轴向压力梯度和马赫数分布云图(左:无探针;右:有探针)

Fig. 7 Distributions of axial pressure gradient and Mach number in cascade flow field at different incidence angels (left: without probe; right: with probe)

过叶栅通道所需的时间 T_0 作为时间尺度, 将 Q 值进行无量纲化处理。时间尺度 T_0 和 Q 的无量纲化处理表示如下:

$$T_0 = C_{ax}/U_{ax} \quad (4)$$

$$Q_{\text{nond}} = QT_0^2 \quad (5)$$

图 8(a) 为 0° 攻角下原始叶片的流场涡识别结果, 其中阈值 Q_{nond} 选为 100。叶顶附近旋涡以泄漏涡(leakage vortex, LV)为主。尖区压力面流体在横向压差的作用下通过间隙形成泄漏, LV 强度较大, 卷积了上通道涡(passage vortex, PV)的流体, 向吸力面尾缘流动。LV 在间隙内上洗, 脱离固体壁面并造成分离, 造成间隙内静压系数的大幅度降低。叶根附近的旋涡以马蹄涡(horse-shoe vortices, HV)和下通道涡为主。图中耦合下端壁的极限流线来描绘二次流旋涡的涡动力学行为。 0° 攻角时前缘点附近来流滞止且扰动向上游传播, 导致前缘附近压力升高, 存在压力梯度, 流场产生马蹄涡。极限流线显示流体在叶片前缘不远处发生分离, 分离线以一个鞍点起始, 并分别向两侧叶栅通道延伸。端壁旋涡的发展区域与分离线基本重合, 即马蹄涡产生之后, 分为压力面分支(horseshoe vortices of pressure surface region, HP)和吸力面分支(horseshoe vortices of suction surface region, HS), HP 和 HV 都向上卷起, 脱离壁面并造成流动分离。图中马蹄涡对应位置下端壁静压卸载也说明了马蹄涡的分离趋势。卷起的马蹄涡进入叶栅通道。HS 逐渐耗散, 而 HP 在通道中横向运动, 到达相邻叶片的吸力面并继续向下游发展。近年来的研究表明 HP 由于与 PV 旋向相同而相互融合并在角区诱导分离壁角涡。图 8(b) 为 0° 攻角下具有多个探头的叶型探针流场旋涡识别结果, 前缘叶型探针的存在诱发流场产生涡流, 尽管相对于 HP, 叶型探针诱发的流向涡尺度较小且在下游耗散, 但在一定程度上影响了吸力面流体的膨胀性能。在该工况下, 当叶片前缘存在叶型探针时, 端壁二次流的结构差异不明显, 这说明该设计来流工况下叶型探针对叶栅端壁流场的影响较小。

当气流攻角为 10° 时, 如图 9 所示, 吸力面附着涡层明显增加, 气流绕过叶型探针之后形成较长的尾迹, 影响了附着涡层的分布。下端壁附近流体在驻点处分离, HP 未沿流向发展, 而是在通

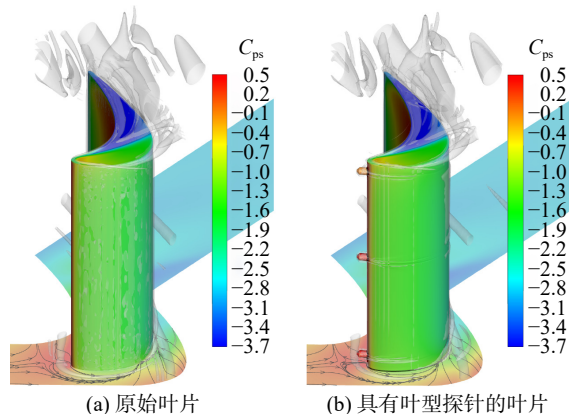


图 8 叶栅端壁流场旋涡结构 ($\alpha=0^\circ$, $Q_{\text{nond}}=100$)

Fig. 8 Vortex structure of secondary flow in cascade endwall ($\alpha=0^\circ$, $Q_{\text{nond}}=100$)

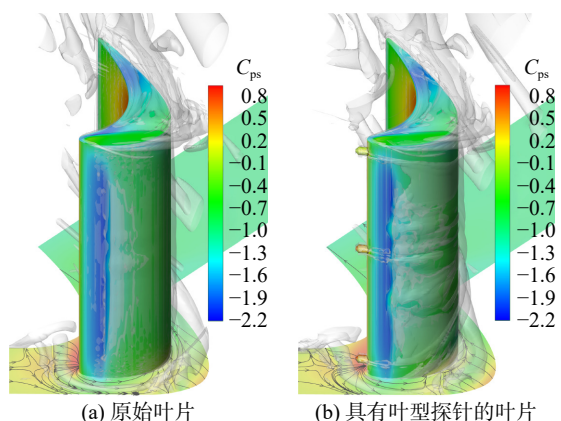


图 9 叶栅端壁流场旋涡结构 ($\alpha=10^\circ$, $Q_{\text{nond}}=100$)

Fig. 9 Vortex structure of secondary flow in cascade endwall ($\alpha=10^\circ$, $Q_{\text{nond}}=100$)

道内横向压差的作用下, 向相邻叶片的吸力面迁移, 直至中间栅距处与相邻叶片吸力面前缘发展的 HS 相遇, 两股流动轴向旋转方向相反, 在端壁上形成了一个稳定的螺旋点, 旋涡识别结果也显示此处涡核的轨迹线发生弯折。同时注意到: 相比于 0° 攻角情况, 10° 攻角情况下, 通道内横向压力梯度升高, PV 强度较高, 其与 HP 一起卷积后向相邻叶片的吸力面发展, 并沿径向上洗, 尾缘附近旋涡能发展到 30% 叶高位置。叶顶附近的 PV 同样能下洗到 70% 叶高处, 上下通道涡共同造成了流场的气动损失增加。

由图 8 看出, 相比于 0° 攻角, 在该大正攻角来流情况下, 叶片吸力面的附着涡层更为明显, 同时叶型探针对吸力面旋涡影响较大。为探究叶型探针对端壁旋涡的影响, 对叶片吸力面旋涡结构进行拓扑分析。图 10 分别为原始叶片和带有

叶型探针的叶片吸力面极限流图谱。在大攻角情况下,气流在吸力面前缘 SL_0 处分离,并随后在 AL_0 处再附后耗散,形成明显的沿展向分布的附着涡层(I)。 SL_0 和 AL_0 包裹的区域即为原始叶片吸力面附着涡层的发展区域。当存在叶型探针时,探针诱导的流向涡“割裂”了分离线 SL_0 ,并影响附着涡层沿展向的分布。如图 10 黄色线框所示,中间叶高处探针诱导的流向涡与附着涡层产生交互作用,在上下两侧分别形成两个旋向相反的螺旋点(Sp)。上下端壁附近的探针诱导的流向涡受端壁二次流的影响,分别只形成一个稳定的螺旋点(Sp),但上下端壁螺旋点附近旋向相反。上半叶高的附着涡层(I)在再附结点附近逐渐耗散,而下半叶高的附着涡层向下游发展,附着涡层在鞍点附近表现为局部闭式分离的特征,具有局部闭式分离特征的附着涡层可能是影响带有探针叶片负荷性能改变的主要因素。

叶型探针诱导的流向涡对两侧端壁旋涡影响不大。 SL_1 将叶顶间隙泄漏涡分为附着泄漏区(II)和脱落泄漏涡流区(III)。根据 Anto 等^[22]的彩色油流试验结果, SL_1 为泄漏流跨过间隙到吸

力面时,与吸力面叶顶附近上洗的气流相互作用位置标记线。同时 Key 等^[23]指出在吸力面叶顶附近还有一条再附线 AL_1 ,将参与上洗到间隙泄漏涡的气流与下洗气流分开。再附线 AL_1 实际指示出脱落的泄漏涡撞击到叶片吸力面上的位置。左右两图对比可看出,无论是否存在叶型探针,叶顶间隙泄漏流的结构和分布范围相差不大。下端壁通道涡受探针尾迹涡流的影响,发展区域有所增加。尽管极限流谱显示下端壁旋涡的分离线 SL_2 分布一致,但下端壁通道涡和角涡的强度和上洗高度有所增加,这可能是受下端壁前缘叶型探针诱导的流向涡导致的。因此,当叶片前缘具有叶型探针时,探针加剧流场堵塞,且诱导产生涡流与端壁处旋涡发生交互影响,造成流场内的损失增加。

3.3 叶型探针对叶栅通道流场损失

当跨声速叶栅通道存在激波时,由可压缩性导致的激波损失在整个不可逆流动损失中将占据 30% 以上的比例^[24]。本节对叶栅通道中的流场损失进行研究,目的在于理清二次流及旋涡对于跨声速涡轮叶栅流场流动损失的深层次影响机理,同时重点关注叶型探针对流场损失的影响。以总压损失系数(C_{pt})衡量流场流动损失的大小,定义如下:

$$C_{pt} = \frac{p_{t,in} - p_t}{p_{t,in} - p_{s,in}} \quad (6)$$

式中 p_t 为总压。总压损失系数越大,说明此处流动损失越大。而二次流被定义为与主流方向不一致的流动。通常指定 50% 叶高位置的叶栅中间节距位置处的流动方向为主流方向。从主流视角看去时,看到的矢量即为二次流矢量^[25]。沿主流方向选取了如图 11 所示 8 个切面作为特征面,切面法向量方向与主流流线方向重合。#1 和 #2 为进口截面;#3、#4 和 #5 分别为有效叶栅通道的进口、曲率最大位置及出口截面;#6 和 #7 均为叶栅吸力面的斜切口区域,气流继续在此区域内膨胀加速,达到超声速;#8 为叶栅的尾缘出口截面。以上述 8 个特征面,研究叶栅流场通道中的二次流及流动损失。

图 12 为叶栅通道各特征截面马赫数与二次流总压损失分布图,其中图 12(a)给出了原始叶栅上述 8 个特征面的马赫数分布云图和二次流速度矢量分布,来流攻角为 10° 。图中速度矢量的

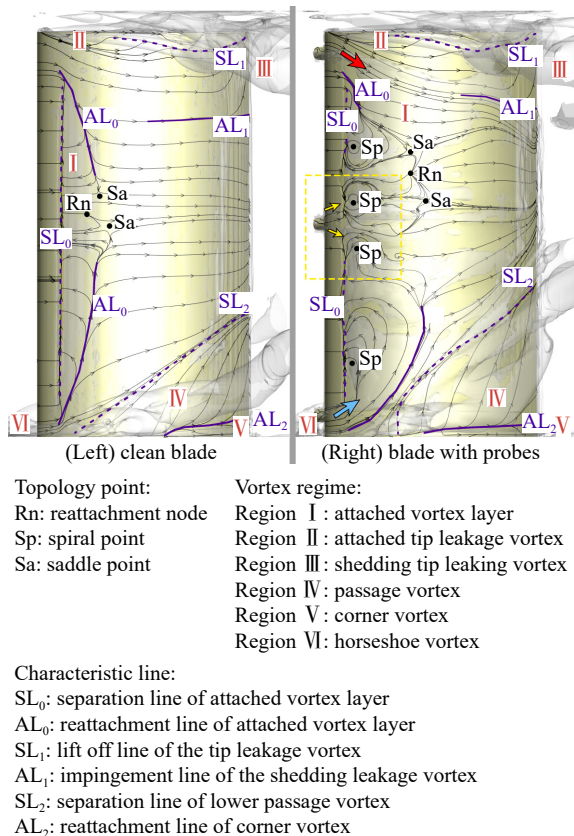


图 10 叶片吸力面极限流线($\alpha=10^\circ$)

Fig. 10 Limiting streamlines of blade suction surface ($\alpha=10^\circ$)

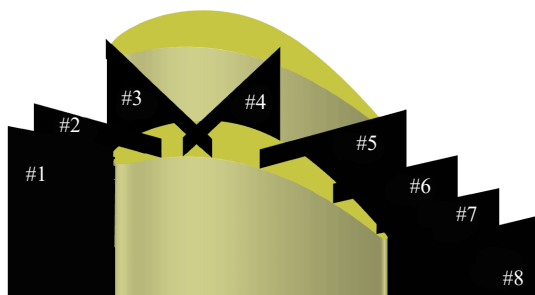
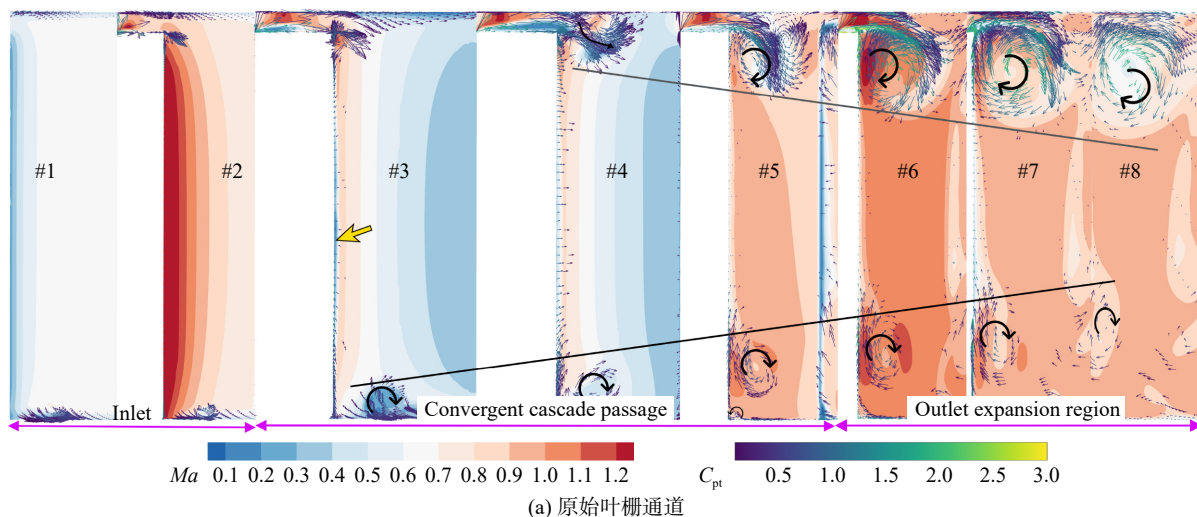


图 11 叶栅通道特征面示意图

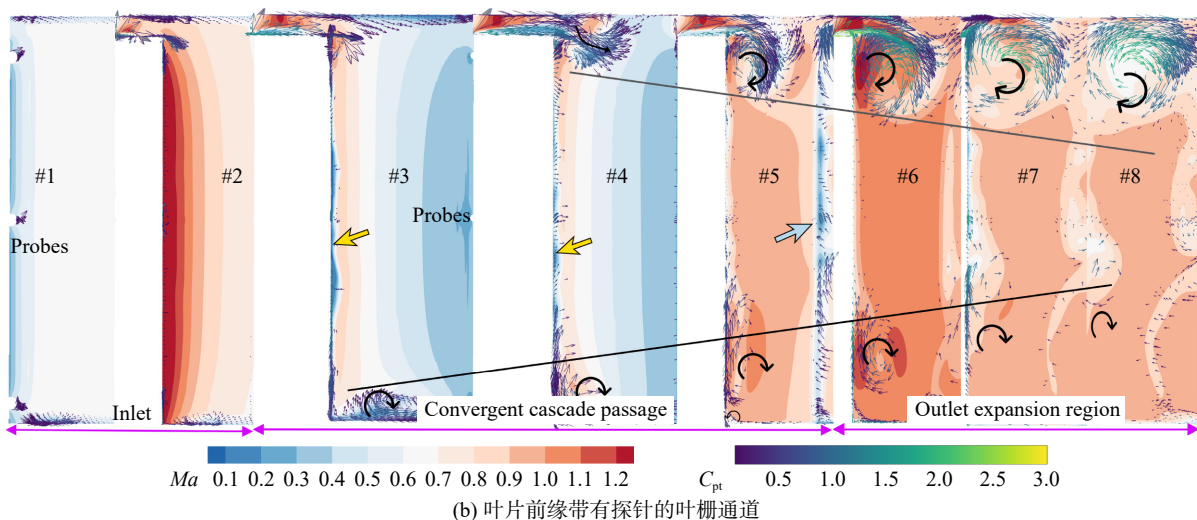
Fig. 11 Schematic diagram of characteristic plane of cascade passage

长短代表该处二次流强度的大小, 速度矢量的颜色则耦合了该处总压损失的大小。每个特征面左侧为叶片的吸力边, 右侧为相邻叶片的压力边。从图中可以看到通道前缘的二次流强度较小, 且影响区域主要集中在叶根和尖区附近。而自 #5 截面之后的斜切口区域二次流强度较高, 形成明

显的旋涡。旋涡从端壁脱落、发展并参与上洗和下洗运动, 使整个通道内的流动损失增加。结合上一节研究, 考虑各个特征面二次流分布, #1 截面端壁旋涡主要为 HS; #2 截面显示吸力边沿展长方向已经出现了局部超声速区, 这是由于大正攻角情况下, 来流在前缘堵塞。超声速气流在叶栅通道中偏转, 释放出一系列斜激波, 同时吸力边壁面附近也具有二次流速度矢量, 此处总压损失主要是由激波导致的。#3 截面显示下端壁的 PV 在横向压力梯度的作用下已经发展到吸力面, 形成明显的旋涡。同时值得注意的是, #3 截面的吸力边出现了一个沿展向分布的低速涡流区, 如黄色箭头所示, 该低速区内二次流的强度较低。结合图 10 可知此处为附着涡层。该附着涡层具有局部闭式分离的特征, 产生流动损失。尖区泄漏流在 #4 出现, 一开始强度较低, 且与上通道涡



(a) 原始叶栅通道



(b) 叶片前缘带有探针的叶栅通道

图 12 叶栅通道各特征截面马赫数与二次流总压损失分布 ($\alpha=10^\circ$)Fig. 12 Distributions of Mach number and total pressure loss of secondary flow on characteristic planes of cascade passage ($\alpha=10^\circ$)

方向相反,未形成明显旋涡。随后上通道涡耗散,而泄漏流强度逐渐加强,形成顺时针的泄漏涡,泄漏涡脱落壁面向通道中间节距处发展。尖区附近气流马赫数较高且泄漏涡的强度较大,因此尖区尾缘附近的气动损失由泄漏涡损失和激波损失共同造成。在下端壁附近,随着下通道涡和集中脱落涡的发展,尽管二次流矢量和影响区域较大,但下端壁总压损失小于叶顶尖区处损失,说明了跨声速涡轮叶栅叶顶间隙处存在的激波对总压损失具有重要的影响。

图 12(b)为具有叶型探针的叶栅通道的马赫数和二次流速度矢量分布。相比原始叶片叶栅,探针通道内马赫数的分布影响不大。#1 截面探针附近具有小规模二次流动,产生一定的流动损失。#3 和 #4 截面吸力边沿展向分布的附着涡层范围明显增大,涡层内二次流矢量较小,但当地局部总压损失系数可达 3 左右。该处附着涡层的发展是受到#2 截面局部超声区产生的斜激波和探针诱导的流向涡共同导致的。该附着涡层具有明显的低速、高损失特征,同时附着涡层

加剧了不同叶高处流场的差异。如 #5 截面中蓝色箭头所示为气流绕过尾缘点后形成的尾迹,对比图 12(a),尾迹沿展向的分布不均匀,栅后流场的速度亏损区有所增加。为充分评估叶型探针跨声速叶栅通道损失的影响,给出了原型叶栅和带有探针的叶栅在 #1、#3、#5、#7 四个通道截面下质量流量平均的总压损失系数($\bar{C}_{pt}$)沿展向分布规律,如图 13 所示。在 #1 所示的进口截面处,探针头部诱导产生流向涡,引起部分总压损失。探针所在展向位置的质量流量平均的总压损失系数可达 0.02,在该跨声速工况下相当于 927 Pa 的总压降。同时对比原始叶栅 $\bar{C}_{pt}$ 曲线可知:叶顶处和中间叶高位置处形成突跃型的“尖峰”,而下端壁附近处流向涡并未形成突跃型的“尖峰”,这说明叶顶处和中间叶高处流向涡只在该 0.1 展长范围内发展和耗散,未与叶顶间隙泄漏流等其他二次流动相互作用;叶根附近探针诱导的流向涡与下通道涡相互作用,使下端壁二次流强度加强,流动损失增加。综合图 8 旋涡可视化结果,分析原因可能是探针诱导的流向涡和下端壁通道涡具有

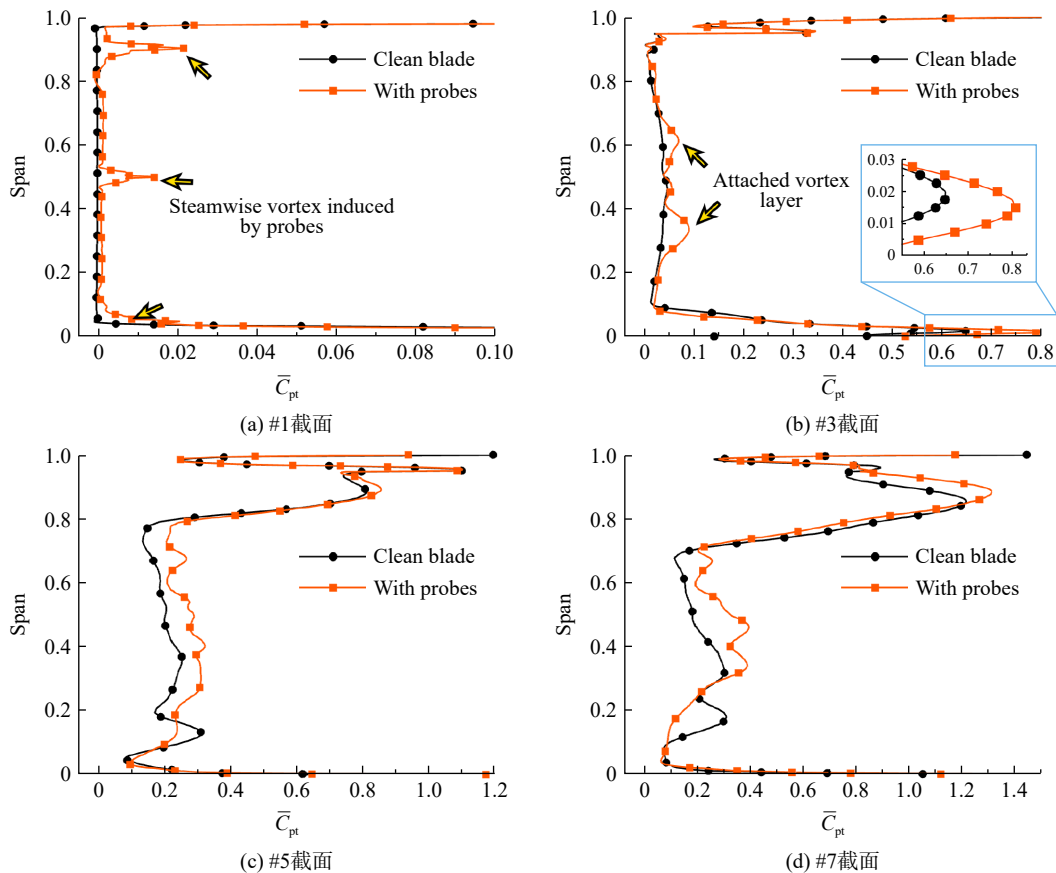


图 13 原型叶栅和带有探针的叶栅通道各特征截面质量流量平均的总压损失系数展向分布

Fig. 13 Spanwise distribution of averaged mass flow rate total pressure loss coefficient on characteristic planes of clean and instrumented cascades

相同的旋转方向,因而能够相互融合和发展。而叶顶处流向涡与上通道涡旋向相反,泄漏流还未在此处跨过间隙,形成流动,因此被上端壁流向涡逐渐耗散。#3 为叶栅有效通道进口截面,由于大攻角流动下堵塞效应严重,出现了附着涡层,而探针诱导的流向涡加剧了附着涡层引起的流动损失。在叶片 0.35 和 0.6 展长位置处,附着涡层厚度最厚,对应于吸力面上两个稳定的螺旋点。局部放大图可看出叶根位置处的探针诱导的流向涡增加了下端壁二次流强度。相比于原型叶栅,探针使整个截面内 $\overline{C}_{pt}$ 增加了 20.4%。#5 为有效叶栅通道出口截面,此时流场内主要流动损失为脱落的泄漏涡产生的叶顶间隙泄漏损失、气流在尾缘交汇产生的尾迹损失等。由探针造成的 $\overline{C}_{pt}$ 相比原始流场增加了 15.1%。在 0~0.1 展长内, $\overline{C}_{pt}$ 曲线较一致,这是下通道涡向上发展和抬升导致的。由图 10 旋涡可视化结果,探针诱导的流向涡和下通道涡融合后,沿叶高方向继续抬升。在 #7 所示的出口截面处,下通道涡抬升至 0.4 展长位置,而原型叶栅下通道涡发展到 0.2 展长位置处。探针造成的截面 $\overline{C}_{pt}$ 的增加幅度进一步减小,达到 7.4%。

4 结 论

本文采用数值模拟的方法,分别对跨声速涡轮叶栅和前缘具有叶型探针的叶栅进行研究,得出以下结论:

1) 前缘叶型探针影响了叶片加载性能,且影响效果受气流攻角的变化明显。在零度攻角和负攻角下,叶型探针对叶片加载性能影响相对较小。在零度攻角下,叶型探针具有正向加载效果。在正攻角下,前缘叶型探针引起跨声速涡轮叶栅流道堵塞严重,探针压力侧和吸力侧压差急剧增加,叶片近壁面速度分布受探针下游尾迹影响较大。

2) 零度攻角时,叶型探针诱发流体产生流向涡,尽管尺度相对马蹄涡较小且很快耗散,但在一定程度上影响了吸力面流体的膨胀性能。在大正攻角下,气流绕过叶型探针之后形成较长的尾迹,吸力面出现一个明显的附着涡层,该涡层具有局部闭式分离的特征,是影响带有探针的叶片负荷性能的主要因素。叶型探针诱导的流向涡对端壁旋涡影响不大。叶根附近叶型探针诱导的流向涡和通道涡旋向相同,使下端壁旋涡抬升范围有所增加。

3) 对大正攻角下叶栅通道各特征面的二次流速度矢量进行提取,上端壁和下端壁二次流分别参与下洗和上洗运动,造成跨声速涡轮叶栅出口流场流动损失。叶顶间隙内马赫数较高,激波与旋涡作用强烈。叶型探针诱导的流向涡增加了吸力面附着涡层的强度,尽管附着涡层内的二次流矢量较小,但依旧造成较大损失。

4) 叶型探针对叶栅通道造成的损失在总流动损失中的占比沿流向逐渐减小。叶栅通道前缘损失主要由叶型探针及附着涡层主导,探针可使前缘通道截面总压损失增加 20.4%。而叶片尾缘损失主要由尾迹、泄漏损失等组成,相比原始叶栅流场,探针造成的栅后总压损失的增幅缩小到 7.4%。

参考文献:

- [1] 马宏伟, 项乐. 探针支杆对压气机转子性能及流场影响的数值模拟研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(12): 2288-2295.
MA Hongwei, XIANG Le. Numerical investigation of effects of probe support on performance and flow field of compressor rotor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2288-2295. (in Chinese)
- [2] YARUSEVYCH S, SULLIVAN P E, KAWALL J G. On vortex shedding from an airfoil in low-Reynolds number flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 632: 245-271.
- [3] BOUTILIER M S H, YARUSEVYCH S. Influence of hot-wire probe and traverse on low-Reynolds-number airfoil experiments[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(11): 2619-2623.
- [4] BRENDEN M, MUELLER T. Boundary-layer measurements on an airfoil at low Reynolds numbers[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(7): 612-617.
- [5] SEVILLA E. Experimental investigation of the systematic errors of pneumatic pressure probes induced by velocity gradients[D]. Vienna, Austria: Vienna University of Technology, 2002.
- [6] HOENEN H T, KUNTE R, WANICZEK P, et al. Measuring failures and correction methods for pneumatic multi-hole probes[R]. ASME Paper GT2012-68113, 2012.
- [7] XIANG Honghui, GE Ning, HOU Minjie, et al. An experimental investigation of the effects of upstream probe disturbance on compressor cascade performance[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(7): 1248-1257.
- [8] XIANG Honghui, GE Ning, GAO Jie, et al. Experimental investigation of the effect of the probe support tail structure on the compressor cascade flow field[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2019, 36(1): 9-18.
- [9] MA Hongwei, LI Shaohui, WEI Wei. Effects of probe support on the flow field of a low-speed axial compressor[J]. *Journal of Thermal Science*, 2014, 23(2): 120-126.
- [10] MA Hongwei, LI Shaohui, WEI Wei. Effects of probe support on the stall characteristics of a low-speed axial compressor[J]. *Journal of Thermal Science*, 2016, 25(1): 43-49.
- [11] YANG Yong, XIANG Honghui, GAO Jie, et al. Experimental study of the vibration phenomenon of compressor rotor blade

- induced by inlet probe support[J]. *Journal of Thermal Science*, 2021, 30(5): 1674-1683.
- [12] ZHONG Yafei, MA Hongwei, YANG Yi. Effects of probe stem surface suction on the aerodynamic performance of a compressor[R]. ASME Paper GT2009-59384, 2009.
- [13] LUO Jun. Analysis of 3D numerical simulation for an airfoil probe in a compressor[C]//Proceedings of Second International Conference on Computer and Electrical Engineering. Los Alamitos, US: IEEE, 2009: 560-562.
- [14] MA Hongwei, JIN Chao, ZHAO Lianpeng, et al. Effects of airfoil-probe tubes on the flow field of a compressor cascade[J]. *Journal of Thermal Science*, 2017, 26(4): 321-330.
- [15] HE Xiang, MA Hongwei, REN Minglin, et al. Investigation of the effects of airfoil-probes on the aerodynamic performance of an axial compressor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(4): 517-523.
- [16] NG H C H, COULL J D. Parasitic loss due to leading edge instrumentation on a low-pressure turbine blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(4): 041007.1-041007.10.
- [17] UBALD B N, TUCKER P G, CUI J, et al. Numerical analysis of an instrumented turbine blade cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(5): 051013.1-051013.9.
- [18] BOERNER M, BITTER M, NIEHUIS R. On the challenge of five-hole-probe measurements at high subsonic Mach numbers in the wake of transonic turbine cascades[J]. *Journal of the Global Power and Propulsion Society*, 2018, 2: 453-464.
- [19] ARTS T, DUBOUE J M, ROLLIN G. Aerothermal performance measurements and analysis of a two-dimensional high turning rotor blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 494-499.
- [20] KIM J H, LEE S Y, CHUNG J T. Numerical analysis of the aerodynamic performance & heat transfer of a transonic turbine with a partial squealer tip[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 152: 878-889.
- [21] HUNT J, WRAY A, MOIN P. Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows[R]. Palo Alto, US: Center for Turbulence Research, 1988.
- [22] ANTO K, XUE S, NG W F, et al. Effects of tip clearance gap and exit mach number on turbine blade tip and near-tip heat transfer[R]. ASME Paper GT2013-94345, 2013.
- [23] KEY N L, ARTS T. Comparison of turbine tip leakage flow for flat tip and squealer tip geometries at high-speed conditions[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 213-220.
- [24] 邹正平. 航空燃气轮机涡轮气体动力学: 流动机理及气动设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [25] 刘昊. 考虑缘板间隙下非轴对称端壁的实验和数值研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.

(编辑: 陈 越)