

开槽尾流板对跨声速涡轮平面叶栅 流场影响的实验

巩 昊, 徐惊雷, 陈 宇

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用数值计算和实验相结合的方式研究了开槽尾流板对跨声速涡轮平面叶栅流场周期性的影响。通过数值计算研究了不同开孔率(10%、15%、30%、50%)和偏转角度(70°、71°、72°)下尾流板对叶片表面及叶栅流道出口压力分布的影响,并通过实验验证了尾流板对流道出口流场周期性的改善作用。结果表明:无尾流板时叶片表面压力分布明显偏离周期性计算结果,且流道出口压力分布的周期性误差较大;尾流板偏转角度和开孔率会影响叶片表面及叶栅流道出口的压力分布,适当调节尾流板参数能改善流场周期性;安装开孔率为 50%,偏转角度为 70°的尾流板时各流道出口的压力分布一致性最好且最接近周期性计算结果,计算和实验结果的周期性误差较无尾流板时分别降低 47.6%和 28.1%。

关 键 词: 叶栅流场周期性; 开槽尾流板; 开孔率; 偏转角度; 平面叶栅风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on effects of slotted tailboard on flow field of transonic turbine linear cascade

GONG Hao, XU Jinglei, CHEN Yu

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Numerical and experimental investigations were performed to study the effect of the slotted tailboard on the periodicity of transonic gas turbine cascade. Computational fluid dynamics was employed to study the effect of tailboards for pressure distributions of the blades and cascade passage exits with different void ratios (10%, 15%, 30%, 50%) and pitch angles (70°, 71°, 72°), meanwhile experiment was performed to verify that the tailboard improved the periodicity of cascade passage exit flow field. Results showed that, without tailboard, pressure distributions of the blades deviated from the periodic result apparently and the periodicity error of the cascade passage exits was quite large. Pressure distributions were affected by tailboards with different void ratios and pitch angles, besides, the periodicity of the flow field can be improved with a tailboard of appropriate parameters. Pressure distributions of cascade passage exits were much closer to each other and the periodic result with void ratio of 50% and pitch angle of 70° tailboard when compared with no tailboard condition, while the periodicity errors of numerical and experimental results were reduced by 47.6% and 28.1%, respectively.

收稿日期: 2017-11-26

作者简介: 巩昊(1993—),男,硕士生,主要从事高超声速内流气体动力学。

引用格式: 巩昊,徐惊雷,陈宇. 开槽尾流板对跨声速涡轮平面叶栅流场影响的实验[J]. 航空动力学报,2018,33(12):3048-3056.
GONG Hao, XU Jinglei, CHEN Yu. Experiment on effects of slotted tailboard on flow field of transonic turbine linear cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 3048-3056.

Key words: periodicity of cascade flow field; slotted tailboard; void ratio; pitch angle; linear cascade wind tunnel experiment

随着航空推进技术的不断进步,涡轮喷气发动机逐渐向高性能、高推质比的方向发展,从而要求不断提高涡轮前燃气温度并减少涡轮级数,这势必引起涡轮负荷的增加,从而导致跨声速涡轮级的出现。在获得叶片气动性能以初步改善叶片几何型线的各类方法中,平面叶栅风洞实验占有重要地位^[1-7]。平面叶栅风洞实验需要满足 4 个基本条件:进口流场均匀性,出口流场周期性,轴向密流比为 1(误差小于 3%)和端壁二次流低于展向高度的 30%^[1-3]。其中保证叶栅出口流场的周期性尤为重要。流场周期性描述了各叶栅流道及出口流场的一致性,本文主要通过叶片表面及叶栅流道出口的压力分布来衡量这一流场特性。

与旋转叶栅相比,将平面叶栅作为实验对象可以减少模型加工难度,简化实验设备和实验方案,进而减少实验周期并降低实验成本,但由于实验叶栅模型中叶片数目是有限的,往往很难满足流场的周期性要求^[8]。对于超声速涡轮平面叶栅风洞实验,至少需要安装 3~9 个叶片才能基本满足流场周期性的要求;而对于亚声速涡轮叶栅,则需要安装 5~15 个叶片才能保证流场的周期性;若要准确测量叶栅损失,则需要安装更多叶片才能模拟真实涡轮叶片的气动性能并得到可靠的测量数据。除叶片数目外,流场周期性还受到流场中复杂波系的影响。由于跨声速涡轮叶栅流道出口气流在设计点达到超声速,叶片尾缘产生激波和膨胀波,并经相邻叶片吸力面生成反射激波和反射膨胀波,复杂波系与叶片尾迹相互干扰使叶片尾缘附近的流场变得更加复杂,很难复现周向流场的周期性。

现今国内外诸多平面叶栅风洞实验均通过安装开槽或开孔尾流板的方式减少反射波系对叶栅流场的干扰,从而改善流场周期性^[9-16]。影响尾流板性能的主要参数有尾流板开孔率(开孔/槽面积与尾流板面积之比)^[9]、偏转角度(尾流板与实验段气流来流所呈角度)、开孔直径/开槽宽度等^[17-21],本文侧重研究开槽尾流板的开孔率和偏转角度对流场周期性的影响。针对安装 6 个跨声速涡轮叶片的平面叶栅风洞实验,本文通过数值计算和实验相结合的方式研究开槽尾流板对叶栅流场周期性的改善作用。

1 数值计算模型

1.1 计算模型

本文使用两种计算模型对平面叶栅流场进行数值计算。图 1 所示为平面叶栅流场计算模型及其网格划分。由于叶栅出口气流在设计点达到超声速,下游对上游流场的影响很小,因此图 1(a)的计算模型中叶栅下游不需要划分较大的计算域。图 1(b)所示为局部网格划分情况。

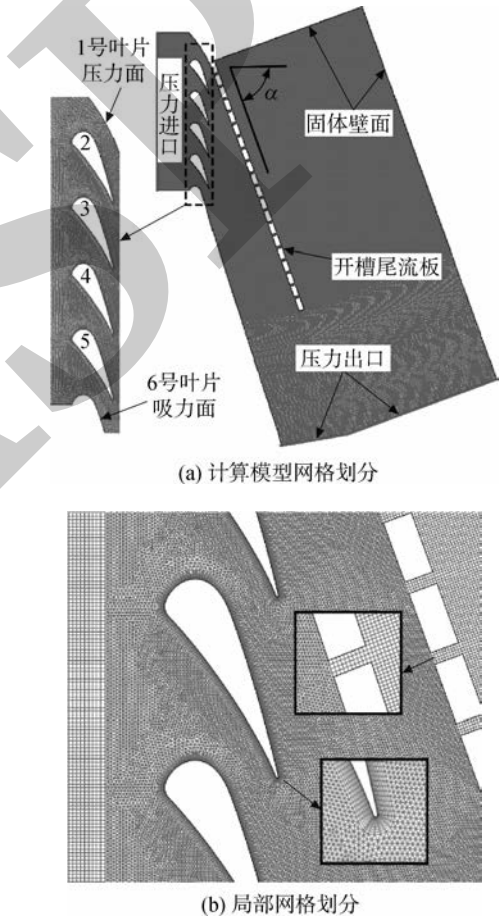


图 1 平面叶栅流场计算模型及网格划分
Fig. 1 Linear cascade flow field computational model and grid

如图 1(a)所示,平面叶栅由 6 个高压涡轮导叶叶片等距排列组成,叶栅主要几何参数如表 1 所示。栅距 $t=67.74\text{ mm}$,弦长 $b=80.86\text{ mm}$,进口气流角 $\beta_1=90^\circ$,出口构造角 $\beta_2=18^\circ$,设计出口马赫数 $Ma_{\text{out}}=1.16$ 。尾流板偏转角度如图中 α 所示。该模型采用混合网格,为了准确捕捉边界

层流动,网格划分时保证叶片表面的 y^+ 在 1 的量级。计算时采用理想气体状态方程描述热物理参数,动力黏度由 Sutherland 公式确定。流场求解基于雷诺平均 N-S(Navier-Stokes)方程,空间离散格式为 2 阶迎风格式,湍流模型为 SA(Spalart-Allmaras)一方程模型,壁面设为无滑移绝热边界条件。

表 1 叶栅几何参数
Table 1 Cascade parameters

t/mm	b/mm	$\beta_1/(\text{^\circ})$	$\beta_2/(\text{^\circ})$	Ma_{out}
67.74	80.86	90	18	1.16

为了模拟平面叶栅实验中的真实流场,该计算模型的压力进口给定总压和静压,压力出口给定静压,其余未标注的外围边界、叶片表面及尾流板均设为固壁边界。无尾流板计算模型是在图 1(a)所示计算模型的基础上去掉槽尾流板,其他边界条件及参数的设置均与有尾流板情况完全相同。

图 2 所示为平面叶栅周期性流场计算模型及其网格划分,主要用于计算周期性边界条件下叶片表面的压力分布并作为参考。该模型采用结构化网格,叶片表面网格划分时保证 y^+ 在 1 的量级,上下边界设为周期性边界,压力进口给定总压和静压,压力出口给定静压,其余设置均与平面叶栅流场计算模型相同。

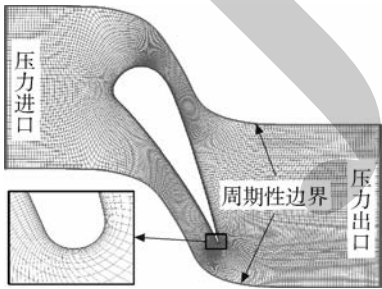


图 2 平面叶栅周期性流场计算模型及网格划分
Fig. 2 Periodic linear cascade flow field computational model and grid

1.2 数值计算的准确性分析

图 3 所示为沿叶高方向 $z/c=0, 0.13, 0.25, 0.38, 0.50$ 处截面的 U_z 分布云图,其中 U_z 为沿叶高方向的速度, c 为叶片高度。由图可知,随 z/c 的增加(截面靠近叶高中截面), z 向速度逐渐减小。在叶高中截面, z 向速度小于主流最大速度的 0.5%,可以认为叶高中截面尤其是叶片表面

及叶栅流道出口流场几乎不受叶栅两侧端壁的影响。这也说明本文对平面叶栅叶高中截面二维流场数值计算结果是可靠的,能够反映实际三维流场的基本结构特征。

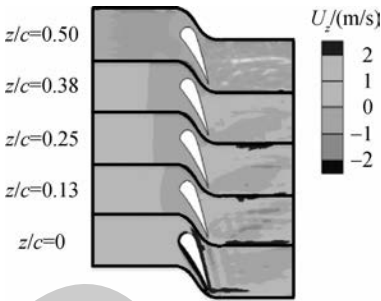


图 3 沿叶高方向各截面 U_z 云图
Fig. 3 U_z contours of different spanwise sections

图 4 分别给出了通过不同网格数量的图 1(a)模型分别计算的 3 和 4 号叶片表面压力分布的对比结果,除网格数量外其余计算条件完全相同。横坐标 x/x_0 为无量纲长度(x_0 为叶栅轴向弦长),纵坐标 p/p_0 为无量纲压力(p_0 为叶栅进口总压)。粗网格数为 15 万,中等密度网格数为 20 万,细网格数为 30 万左右。由图可知,细网格和中等密度网格的计算结果几乎重合,与粗网格的计算结果略有偏差,说明中等密度网格已能满足计算要求。本文涉及的计算结果均由中等密度

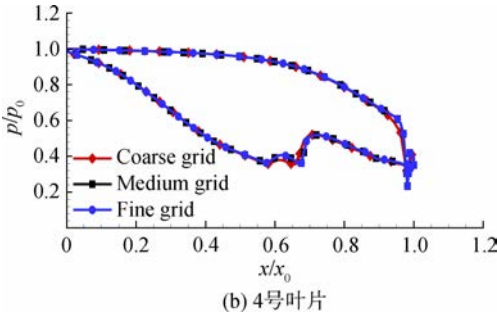
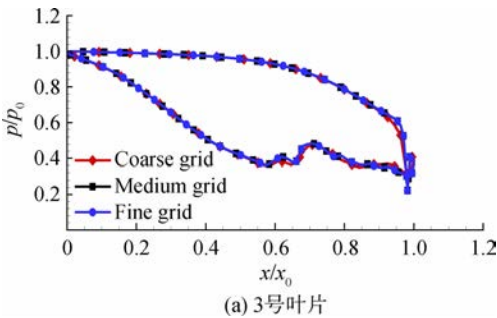


图 4 不同网格数下叶片表面压力分布
Fig. 4 Pressure distributions of blade surface with different grid quantities

网格计算得到。

2 数值计算结果分析

叶栅流道出口流场的周期性是判断平面叶栅风洞实验测量数据是否可靠的重要依据。在跨声速涡轮平面叶栅流场中,叶栅流道出口气流在设计点达到超声速,叶片尾缘附近产生一系列膨胀波和激波,经相邻叶片吸力面反射并与下游尾迹相互干扰,使斜切口区(叶栅喉部至出口额线之间的区域)和叶栅流道出口流场变得异常复杂。为了研究尾流板对平面叶栅流场周期性的影响,主要分析设计点处叶片表面和叶栅流道出口的压力分布情况。为了保证流场周期性,各叶片表面压力分布应大致相同,且与周期性计算结果相近。首先对不同构型尾流板对应的叶栅流场进行数值计算,并通过 2~5 号叶片设计点处表面压力分布来初步评估尾流板对流场周期性的改善作用。

图 5 所示为无尾流板时 2~5 号叶片表面的压力分布。Periodic 为通过图 2 所示的计算模型得到的周期边界条件下叶片表面的压力分布。由图可知,2~5 号叶片压力面及部分吸力面($0 < x/x_0 \leq 0.6$)的压力分布相同,且与周期性计算结果(periodic)相吻合,说明流场中复杂波系主要对叶片尾缘附近部分吸力面($0.6 < x/x_0 < 1$)有显著影响。无尾流板时 2~5 号叶片表面压力分布与吸力面激波点位置彼此差异较大,且均明显偏离周期性计算结果。

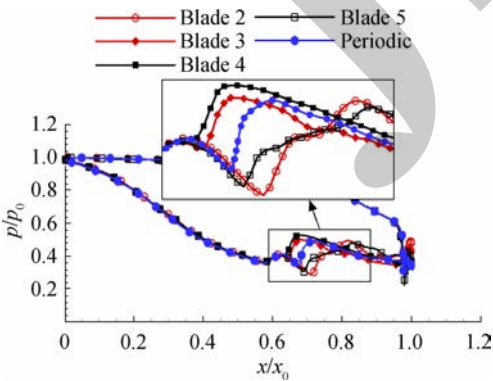


图 5 无尾流板时叶片表面压力分布
Fig. 5 Pressure distributions of blade surface without tailboard

由于随偏转角度和开孔率的变化,2 和 5 号叶片表面压力分布的变化规律并不明显,但均明显偏离周期性计算结果,为了使图例更直观只给出 3 和 4 号叶片表面的压力分布。图 6 给出了尾

流板偏转角度分别为 $\alpha=72^\circ, 71^\circ$ 和 $70^\circ, S=15\%$ 时叶片表面的压力分布。由图可知,安装尾流板时各叶片吸力面激波点位置较无尾流板情况更加接近周期性计算结果;随偏转角度的减少,4 号叶片表面压力分布逐渐接近周期性计算结果; $\alpha=71^\circ$ 时,3 号叶片表面压力分布非常接近周期性计算结果; $\alpha=70^\circ$ 时,4 号叶片表面压力分布几乎与周期性计算结果相吻合;通过以上分析,尾流板偏转角度对 3 和 4 号叶片表面压力分布影响较大,选择合适的尾流板参数能使 3 号和 4 号叶片表面压力分布更接近周期性计算结果。

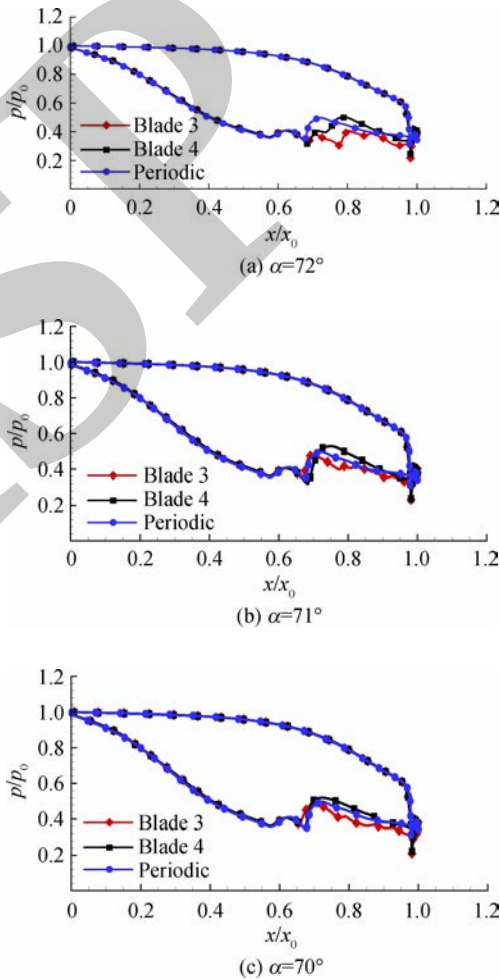


图 6 不同偏转角度下叶片表面压力分布($S=15\%$)
Fig. 6 Pressure distributions of blade surface with different pitch angles ($S=15\%$)

图 7 给出了尾流板开孔率分别为 $S=10\%, 30\%, 50\%, \alpha=70^\circ$ 时叶片表面的压力分布。由图可知,安装尾流板时 4 号叶片吸力面激波点位置较无尾流板情况更接近周期性计算结果; $S=15\%, 50\%$ 时 4 号叶片表面压力分布非常接近周期性计算结果,其中 $S=15\%$ 时 4 号叶片吸力面

激波点位置与周期性计算结果相吻合;通过以上分析,尾流板开孔率对 4 号叶片表面压力分布影响较大,选择合适的尾流板参数能使 4 号叶片表面压力分布更接近周期性计算结果。

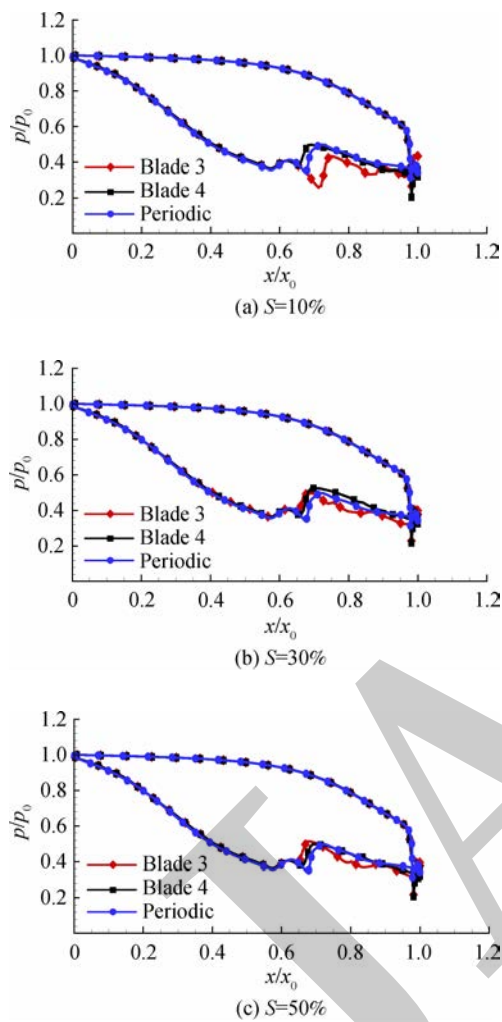


图 7 不同开孔率下叶片表面压力分布($\alpha=70^\circ$)
Fig. 7 Pressure distributions of blade surface with different void ratios ($\alpha=70^\circ$)

3 平面叶栅风洞实验及结果分析

3.1 风洞实验台及叶栅实验模型

平面叶栅风洞实验是获得叶片气动性能的重要手段,通过对比数值计算结果与实验测得的压力分布能够验证尾流板对叶栅流场周期性的改善作用。此外,本文实验还通过纹影技术直观显示叶栅流道及出口的流场。由于叶片尺寸及安装方式的限制,无法在叶片表面获得足够多且可靠的压力数据,因而主要测量叶栅流道出口的压力分布,并以此衡量叶栅流道出口流场的周期性。本文实验是在南京航空航天大学跨声速平面叶栅风

洞实验台上进行的,图 8 所示为该实验台的示意图,将风洞试验段简化便得到图 1(a)所示计算模型。该暂冲式风洞实验台由四部分组成:进气段、稳流段、收缩段和真空箱。由于本次实验叶栅设计出口马赫数为 1.16,实验马赫数范围为 0.6~1.2,所需压比不高,因而采用大气进气和真空抽吸的供气方式。

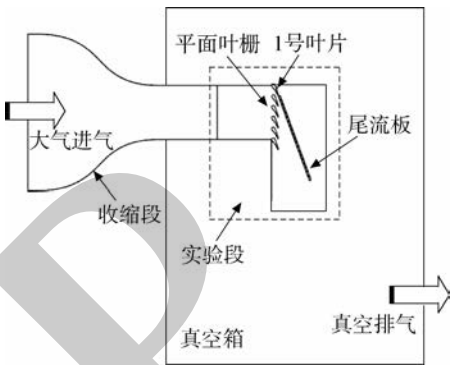


图 8 平面叶栅风洞实验台示意图
Fig. 8 Schematic diagram of linear cascade wind tunnel experiment rig

叶栅实验模型如图 9 所示,叶片通过榫头榫槽的连接方式固定于两侧板之间,实验时将尾流板安装于 1 号叶片尾缘处,尾流板通过两侧板上的滑槽实现竖直平面内一定角度范围的转动。本文实验选择开孔率 $S=15\%$ 和 $S=50\%$ 两种构型的尾流板,尾流板开槽宽度为 2 mm,尾流板厚度为 5 mm,具体尺寸如图 10 所示。实验时分别调整尾流板偏转角度至 $\alpha=71^\circ$ 和 $\alpha=70^\circ$ 以研究不同构型尾流板对叶栅流道出口流场周期性的影响。

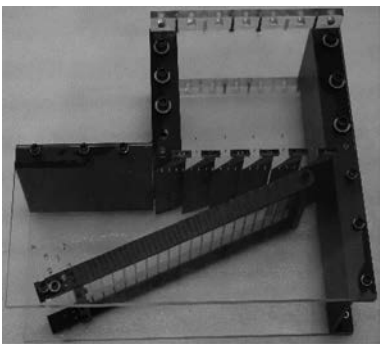


图 9 叶栅实验模型
Fig. 9 Linear cascade experimental model

如图 11 所示,为了测量叶栅流道出口的压力分布,在流道 2-3,3-4 和 4-5 的进口沿额线等距分布 3 个测压点,分别位于各流道 $y/h=0.5$ 位置处;出口沿额线等距分布 12 个测压点,分别位于

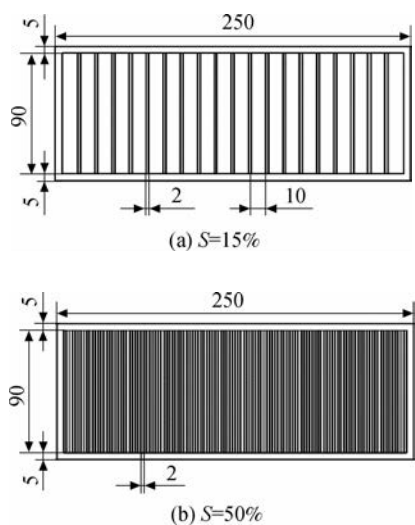


图 10 实验尾流板模型(单位:mm)

Fig. 10 Tailboard experimental model (unit:mm)

各流道 $y/h=0.25,0.5,0.75$ 位置处。本文实验采用多通道电子压力扫描阀实时监控并采集各测压点的压力数据,测量误差小于满量程的 0.03% ,采集频率为 20 Hz 。由于叶栅流道出口气流处于跨声速区,实验时要尽量保证背压稳定以减少下游流场变化对上游压力测量的干扰。

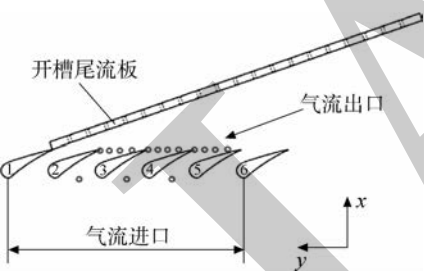


图 11 叶栅流道进出口测压点分布

Fig. 11 Pressure taps distribution of the cascade passage exits

3.2 实验结果分析

图 12 所示为设计点处叶栅流道及出口流场的实验和数值纹影。纹影图可清晰地观察到各叶片尾缘激波及尾迹,且两者吻合得很好,说明数值计算结果能够准确地反映实际流场的基本结构。

实验纹影图中,尾缘右伸激波(如 1 所示,叶片尾缘激波的方向从叶栅流道进口向出口方向看)打在相邻叶片吸力面产生反射激波,并与下游尾迹相互干扰;吸力面反射激波的影像在实验纹影中不明显,但在数值纹影中清晰可见(如 6、7 所示);尾缘左伸激波(如 2 所示)经相邻叶片尾迹(如 3 所示),部分反射回叶栅流道,进而影响其余流道及出口流场,部分折射并稍向外偏斜(如 4 所

示)。在无尾流板情况下,穿过尾迹的左伸激波打在 1 号叶片尾迹上反射为膨胀波,进而干扰其余叶栅通道的流场,该反射膨胀波的强度与入射左伸激波相近;在有尾流板情况下,穿过尾迹的左伸激波打在尾流板上,由于尾流板上开有槽,超声速气流经过槽边缘将产生一系列膨胀波,气流经过入射左伸激波和一系列膨胀波的压力变化相互抵消,便能减弱甚至消除反射波对其余叶栅通道的干扰^[18-19],使得各叶片吸力面($0.6<x/x_0<1$)及叶栅通道出口的压力分布更接近周期性计算结果。如图 12 所示安装 $S=15\%$, $\alpha=70^\circ$ 尾流板时,左伸激波打在尾流板上反射为强度较弱的膨胀波(如 5 所示)。

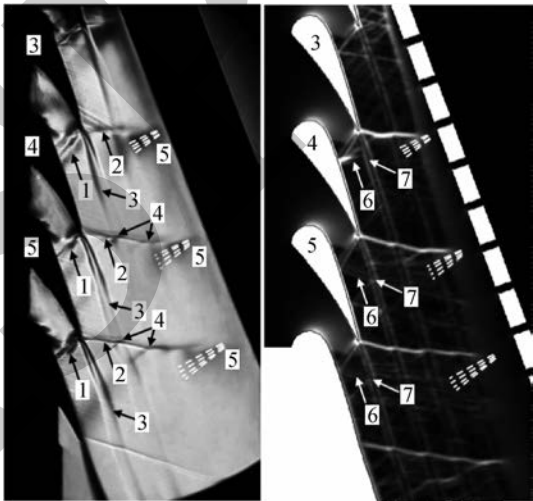


图 12 叶栅流场的实验和数值纹影

Fig. 12 Experimental and numerical schlierens of cascade flow field

图 13 分别给出了不同构型尾流板情况下设计点处叶栅流道出口压力分布的计算和实验结果对比。Periodic 和 CFD(computational fluid dynamics)分别为图 1(a)和图 2 模型的计算结果。横坐标 p/p_0 为无量纲压力(p_0 为叶栅进口总压),纵坐标 y/h 为无量纲高度(h 为叶栅栅距)。

对于 CFD 结果,无尾流板时流道 4-5 的出口压力分布与其余流道有较大差异且明显偏离周期性计算结果,此外 2 号叶片尾缘压力也明显低于周期性计算结果;安装 $S=15\%$, $\alpha=71^\circ$ 尾流板时流道 4-5 的出口压力分布得到一定改善,但与周期性计算结果仍有所偏差,且各流道出口压力分布一致性较差;安装 $\alpha=70^\circ$, $S=15\%$ 和 50% 尾流板时流道 4-5 出口压力分布更接近周期性计算结果,其中 $S=50\%$ 时各流道出口压力分布一致性

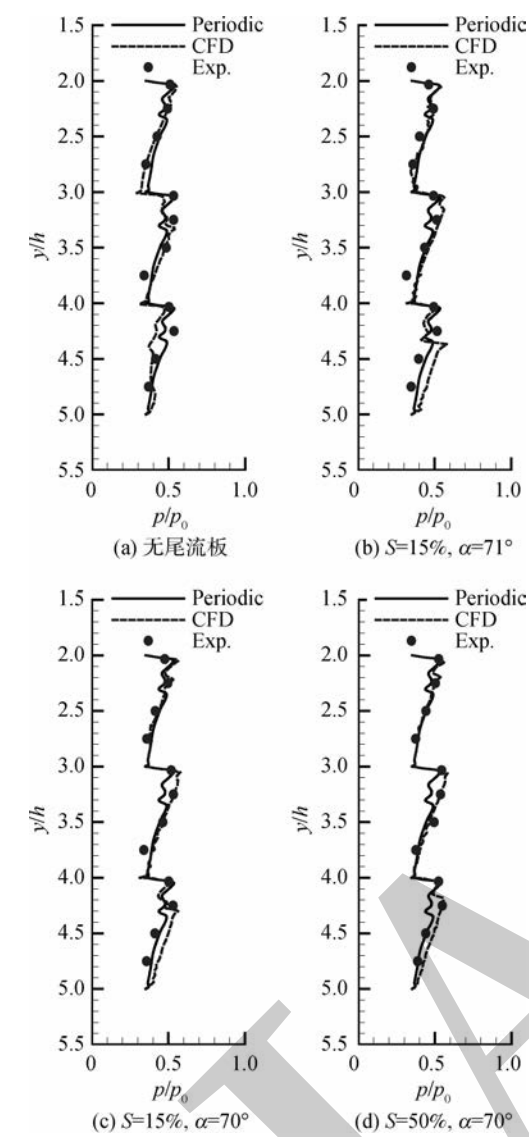


图 13 不同构型尾流板下流道出口压力分布
Fig. 13 Pressure distributions of the passage exits with different tailboards

最好。

对于实验结果,不同情况下流道 2-3 和 3-4 的出口压力分布与 CFD 结果较为吻合,其中流道 2-3 的出口压力分布最接近周期性计算结果;无尾流板和安装 $S=15\%,\alpha=71^\circ$ 尾流板时流道 4-5 的出口压力分布与 CFD 结果差异较大;整体上看,安装 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时各流道压力分布的一致性较好且最接近周期性计算结果。

为了更准确地反映开槽尾流板对叶栅流场周期性的改善作用,可以定义周期性误差来评估各叶栅流道出口流场压力分布的一致性^[17]。对于理想平面叶栅流场,各流道出口流场应完全一致,即 $p(2.5h)=p(3.5h)=p(4.5h)$ 。根据实验测压点的分布,主要通过 $y/h=0.25,0.5,0.75$ 处

测点的压力计算流道出口流场的周期性误差。各流道在 $y/h=0.5$ 处对应的周期性误差可表示为

$$\Delta p_{50\%} = (|p(2.5h) - p(3.5h)| + |p(2.5h) - p(4.5h)| + |p(3.5h) - p(4.5h)|)/3 \tag{1}$$

$y/h=0.25,0.75$ 对应的压力分布周期性误差 $\Delta p_{25\%}$ 和 $\Delta p_{75\%}$ 可由此得出。根据 Simpson 法则,沿额线方向的周期性误差 $\bar{E}$ 可表示为

$$\bar{E} = 0.5(0.33\Delta p_{25\%} + 1.33\Delta p_{50\%} + 0.33\Delta p_{75\%})/\bar{p} \tag{2}$$

其中 $\bar{p}$ 是各流道出口的计算平均压力,可表示为

$$\bar{p} = \int_{0.25h}^{0.75h} p(y)dy/0.5h \tag{3}$$

根据式(2)处理图 13 的计算和实验结果。表 2 给出各构型尾流板对应流道出口流场的周期性误差,其中 $\bar{E}_{\text{cfd}}$ 为计算结果的周期性误差, $\bar{E}_{\text{exp}}$ 为实验结果的周期性误差。由表 2 可知,无尾流板时计算和实验结果对应的周期性误差最大,安装尾流板能减少压力分布的周期性误差;计算结果中,安装 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时周期性误差较无尾流板时降低 47.6%;实验结果中,安装 $\alpha=70^\circ,S=15\%$ 和 50% 尾流板时周期性误差较无尾流板时分别降低 30.4% 和 28.1%;结合以上分析,安装 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时各流道出口压力分布的一致性最好。

表 2 压力分布的周期性误差

尾流板构型	$\bar{E}_{\text{cfd}}$	$\bar{E}_{\text{exp}}$
无尾流板	0.1293	0.0921
$S=15\%,\alpha=71^\circ$	0.1133	0.0692
$S=15\%,\alpha=70^\circ$	0.0871	0.0641
$S=50\%,\alpha=70^\circ$	0.0677	0.0662

除了保证各流道出口流场的一致性外,还要考虑各测点压力分布与周期性计算结果的差异。根据周期性误差计算公式(式(1)~式(3)),可以得到各测点压力与周期性计算结果的偏差,计算公式如下:

$$\Delta p_{\text{periodic}_50\%} = (|p(2.5h) - p_{\text{periodic}_50\%}| + |p(3.5h) - p_{\text{periodic}_50\%}| + |p(4.5h) - p_{\text{periodic}_50\%}|)/3 \tag{4}$$

其中 $p_{\text{periodic}_50\%}$ 是 $y/h=0.5$ 对应的周期性计算结

果。 $y/h=0.25,0.75$ 对应的偏差 $\Delta p_{\text{periodic}_25\%}$ 和 $\Delta p_{\text{periodic}_75\%}$ 可由此得出。沿额线方向各测点压力与周期性计算结果的偏差 $\bar{E}_{\text{periodic}}$ 可表示为

$$\bar{E}_{\text{periodic}} = 0.5(0.33\Delta p_{\text{periodic}_25\%} + 1.33\Delta p_{\text{periodic}_50\%} + 0.33\Delta p_{\text{periodic}_75\%})/\bar{p}_{\text{periodic}}$$

(5)

其中 $\bar{p}_{\text{periodic}}$ 是周期性计算结果中各流道出口的平均压力,可表示为

$$\bar{p}_{\text{periodic}} = \int_{0.25h}^{0.75h} p_{\text{periodic}}(y)dy/0.5h$$

(6)

根据式(5)处理图 13 的计算和实验结果。表 3 给出安装各构型尾流板下,流道出口流场的计算和实验结果与周期性计算结果的偏差,其中 $\bar{E}_{\text{periodic_cfd}}$ 为计算结果的周期性偏差, $\bar{E}_{\text{periodic_exp}}$ 为实验结果的周期性偏差。由表 3 可知,无尾流板时计算和实验结果对应的偏差均较大;计算结果中,安装 $\alpha=70^\circ,S=15\%$ 和 $S=50\%$ 尾流板时偏差较无尾流板时分别降低 19.8%和 20.6%;实验结果中,安装和 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时偏差较无尾流板时降低 29.5%;结合以上分析,安装 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时各流道出口压力分布最接近周期性计算结果。

表 3 压力分布与周期性计算结果的偏差

Table 3 Deviations between the pressure distribution and the periodic computational result

尾流板构型	$\bar{E}_{\text{periodic_cfd}}$	$\bar{E}_{\text{periodic_exp}}$
无尾流板	0.0772	0.0767
$S=15\%,\alpha=71^\circ$	0.0719	0.0799
$S=15\%,\alpha=70^\circ$	0.0619	0.0730
$S=50\%,\alpha=70^\circ$	0.0613	0.0541

4 结 论

本文主要通过数值计算和实验相结合的方式研究开槽尾流板对跨声速涡轮平面叶栅流场周期性的改善作用。首先通过数值计算研究不同开孔率($S=10\%,15\%,30\%,50\%$)和偏转角度($\alpha=70^\circ,71^\circ,72^\circ$)下 2~5 号叶片表面的压力分布。然后通过平面叶栅风洞实验获得叶栅流道 2-3,3-4 和 4-5 的出口压力分布并与计算结果进行对比。通过数值计算和实验结果的分析,得到以下结论:

1) 无尾流板时各叶片表面压力分布及吸力面激波点位置差异较大,安装开槽尾流板使 3 和 4 号叶片吸力面激波点位置更接近周期性计算

结果;

2) 尾流板的偏转角度和开孔率会影响叶片表面的压力分布。尾流板偏转角度对 3 和 4 号叶片表面压力分布影响较大,尾流板开孔率对 4 号叶片表面压力分布有显著影响;

3) 无尾流板时叶栅流道出口压力分布的周期性误差最大,安装尾流板使流道 4-5 的出口压力分布更接近周期性计算结果;安装 $S=50\%,\alpha=70^\circ$ 尾流板时各流道出口压力分布的一致性最好,且整体更接近周期性计算结果,计算和实验结果的周期性误差较无尾流板时分别降低 47.6%和 28.1%,与周期性计算结果的偏差分别降低 20.6%和 29.5%;

4) 针对安装 6 个叶片的跨声速涡轮平面叶栅风洞实验,选择具有合适参数的尾流板能明显改善各流道出口压力分布的一致性,减少周期性误差,从而改善流场周期性。

上述结果对跨声速涡轮平面叶栅风洞实验的设计与相关参数测量具有一定参考作用。

参考文献:

[1] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2014.

[2] 楚武利,刘前智,胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.

[3] 刘壮,阚晓旭,陆华伟. 跨声速涡轮平面叶栅气动性能实验研究[J]. 大连海事大学学报,2013,39(1):123-127.
LIU Zhuang, KAN Xiaoxu, LU Weihua. Experimental investigation of aerodynamic parameters in transonic turbine linear cascade[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2013,39(1):123-127. (in Chinese)

[4] 龚建波,俞骥,朱俊强. 超音速涡轮叶栅气动性能实验及分析[J]. 工程热物理学报,2006,27(增刊 1):125-128.
GONG Jianbo, YU Bin, ZHU Junqiang. The experiment and analyse on the aerodynamic performance of transonic turbine cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006,27(Suppl. 1):125-128. (in Chinese)

[5] 陈升,邱超,宋华芬. 涡轮平面叶栅变几何实验研究[J]. 热能动力工程,2011,26(1):7-12.
CHEN Sheng, QIU Chao, SONG huafen. Variable geometry experimental study of a turbine plane cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2011, 26(1):7-12. (in Chinese)

[6] 刘建明,王东,马永峰. 低压涡轮导向叶片平面叶栅实验及数值模拟[J]. 航空发动机,2012,38(6):20-23.
LIU Jianming, WANG Dong, MA Yongfeng. Experiment and numerical simulation of low pressure turbine guide vane planar cascade[J]. Aeroengine, 2012, 38(6):20-23. (in Chinese)

[7] 雒伟伟,王会社,赵晓路. 跨声速缩放型流道涡轮平面叶栅

流场的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(7): 1229-1232.

HE Weiwei, WANG Huishe, ZHAO Xiaolu. Experiment investigation on the flow characteristic in a transonic convergent-divergent turbine cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(7): 1229-1232. (in Chinese)

[8] RONA A, GOSTELOW J P. Performance of slotted end wall linear cascade tunnels at off-design conditions[R]. AIAA-2005-0908, 2005.

[9] 陈宇, 徐惊雷, 黄帅, 等. 平面叶栅尾流板开孔率对跨声速涡轮叶栅流道影响的数值分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1): 209-214.

CHEN Yu, XU Jinglei, HUANG Shuai, et al. Numerical study on the effect of the linear cascade slotted tailboard void ratio on the passage of transonic gasturbine cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 209-214. (in Chinese)

[10] NASIR S, CARULLO J S, NG W F, et al. Effects of large scale high freestream turbulence and exit reynolds number on turbine vane heat transfer in a transonic cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131 (2): 021021. 1-021021. 11.

[11] HOLLEY B M, LANGSTON L S. Surface shear stress and pressure measurements in a turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(3): 031014. 1-031014. 8.

[12] CORRIVEAU D. Influence of loading distribution on the performance of transonic high pressure turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(3): 809-820.

[13] CARULLO J S. The effects of freestream turbulence, turbulence length scale, and exit reynolds number on turbine blade heat transfer in a transonic cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 1077-1089.

[14] CHAO Z, HODSON H, Tibbott I, et al. Effects of winglet geometry on the aerodynamic performance of tip leakage flow in a turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5): 1263-1274.

[15] VOLINO R J. Control of tip leakage in a high pressure turbine cascade using tip blowing [R]. ASME Paper GT2016-56511, 2016.

[16] PAPA F, MADANAN U, GOLDSTEIN R J. Modeling and measurements of heat/mass transfer in a linear turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139 (9): 091002. 1-091002. 12.

[17] RONA A, PACIORRI R, GERON M. Slot width augmentation in a slotted-wall transonic linear cascade wind tunnel [R]. AIAA-2004-608, 2004.

[18] RONA A, PACIORRI R, GERON M. Design and testing of a transonic linear cascade tunnel with optimized slotted walls[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128 (1): 23-34.

[19] PACIORRI R, SABETTA F, RONA A. Wave reflection on porous walls; numerical modelling and application to transonic wind tunnels[R]. AIAA-2002-1060, 2002.

[20] RONA A, GOSTELOW J P. Performance margins of non-reflecting slotted walls in a transonic linear cascade tunnel [R]. ASME Paper GT2006-91057, 2006.

[21] RONA A, GOSTELOW J P, PACIORRI R, et al. Wall interference in the discharge flow in a linear cascade wind tunnel[R]. AIAA-2003-455, 2003.

(编辑:王碧珺)