

文章编号: 100028055(2010) 0621374-07

冷气喷射法控制激波强度的数值研究

王 凯¹, 王松涛², 王仲奇²

- (1. 华北电力科学研究院有限责任公司, 北京 100045;
2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 对冷气喷射时激波受到的影响进行了多方案数值研究. 在高压级静叶吸力面反射激波生成点前后 5 个不同位置上采用相同总压及相同温度的冷气喷射, 分析了不同位置的冷气喷射对激波强度和方向影响. 结果表明: 在吸力面激波折射点附近喷射冷气是一种行之有效的控制激波强度的方法. 冷气喷射位置位于激波折射点附近时能够对激波的强度产生影响, 在接近激波折射点前部位置注入冷气对流动有积极作用, 减弱了激波.

关 键 词: 跨声速涡轮; 静叶; 激波; 数值研究; 冷气喷射

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerical study on control method of shock wave intensity based on coolair injection

WANG Kai¹, WANG Song2tao², WANG Zhong2qi²

- (1. North China Electric Power Research Institute Limited Liability Company, Beijing 100045, China;
2. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The effects on shock wave when cooling air was injected into the stator blade passage were studied in mult2schemes numerical research. The analysis was carried out for the changes of shock wave strength and direction, using the same inlet pressure and same temperature to inject cooling air at 5 different positions around the reflected shock generated point of the stator blade. s suction side of high pressure turbine. The results show that it is a feasible method to control the intensity of shock wave by injecting cool2air at shock wave re2flection point. Cooling injection has effect on local pressure field, leading to the change of the pressure gradient among the propagation region of shock wave. When the cooling inject position is at the reflection point, the intensity of shock wave can be reduced.

Key words: transonic turbine; stator; shock wave; numerical study; cool2air injection

跨声速高负荷涡轮高压级内存在局部超声速流动, 所以在流道内会出现激波. 激波作为一个强压缩波, 是压缩波束的集合, 理论上是一个没有厚度的强间断面. 然而, 对于涡轮实际工况中的黏性流体而言它是由厚度的, 流体流过激波后密度、温度、压力均突然升高, 而速度突然下降, 引起流动的熵增. 激波是引起附面层变化的主要原因, 它导致附面层与主流的相互影响, 是损失增加的主要因素之一. 激波也是发动机噪声的一个导致因素.

在传统气冷涡轮设计中要把握如下的设计原

则:首先,希望通过最少量的冷气达到预期的冷气效率.其次,冷却空气量对涡轮工作过程效率的不利影响应该得到严格限制.冷却涡轮叶栅研究的目的乃是通过改变冷却空气喷射点的数目和位置,改变喷射的角度,改变缝隙或小孔的尺寸和形状以及改变空气量或喷射速度等办法来综合控制叶片表面的气膜覆盖效果与损失的发展.

Yamamoto^[1]的试验结果表明,从叶型前缘和前缘压力面逆主流喷射冷气引起损失增加.Nirmalan 和 Hilton^[2]发现前缘喷射冷气在不同喷射率下对型面静压基本没有影响.而冷气掺混降低了热传导,而掺混造成湍流度上升又增加了热传导.Gladden 和 Gauntner^[34]发现喷射冷气可使层流向湍流转化,压力面附面层一般为湍流,气动损失的变化就不如吸力面上喷射冷气时剧烈.Moffitt T P 等^[5]报道了发散冷却叶片,冷却空气的加入使得叶型背弧上附面层大量积累,尾迹厚度迅速增加.因此叶栅效率随冷却流量增加而不断降低.

在高压涡轮级的设计中,有效的控制激波与附面层的干扰,成了国内外学者研究的重要方向.Busby 等^[6]在 1999 年提出在跨声速涡轮里,随着激波对周围叶栅冲击的加强,非定常干涉也逐渐加强.Doorly, Oldfield^[7]对跨声速涡轮级动叶和上游静叶尾缘激波的相互干扰进行了研究.

当今的研究正向着实用化、耦合化的方向发展,即不只是一味的追求效率的提高,而忽视诸如耐久性、噪声等因素带来的负面影响.

激波对跨声速冷气涡轮叶栅流场的影响是目前涡轮研究的一个重要课题.为了提高涡轮前进口温度,航空燃气轮机高压涡轮级一般都带有冷却手段.在冷却方法上,较常用的是气膜冷却,现在最为先进的应该是发散冷却(又名发汗冷却).实际上,无论是气膜冷却还是发散冷却都有一个相同点就是对附面层内注入冷气使其形成一个冷气保护膜.这也增大了附面层的厚度,使得流道宽度受到影响.目前对跨声速冷气涡轮内,吸力面扩压段冷气喷射对激波影响的研究非常少见.

本文提出了一种通过冷气喷射孔位置的布置从而间接控制跨声速涡轮尾缘激波结构和强度的方法.探讨了激波与在其折射点附近冷却孔喷射之间的关系.目的是研究通过冷气喷射控制局部压差变化,进而对激波传播产生影响的可行性.研究对象是一个典型的高负荷跨声速涡轮高压级静叶.在激波生成点前后 5 个不同位置上采用不同

吹风比的冷气喷射进行了数值模拟,分析了不同位置不同吹风比的冷气喷射对激波强度和方向的影响.结果表明,冷气喷射位置位于激波折射点附近时激波强度受到冷气喷射后引起的局部压力变化影响较大.

1 研究方案及数值方法

采取一种简化方法对激波与冷气的相互影响进行研究,通过截取叶片中径附近的一段进行分析.方案如下:首先,对设计叶型进行以实际流线为子午线的薄片计算.薄片通过中径(intermediate diameter)附近两条流线截取(如图 1 所示),薄片厚度正好能容下一个冷气喷射孔.其次,根据之前对无冷气喷射跨声速涡轮叶片的计算结果,确定叶片尾缘激波与附面层接触的具体位置.然后,在接触位置前后的 5 个相应位置设定冷气喷射孔,在不同位置喷射相同进口压力、相同温度的冷气(如图 2 所示).观察不同位置喷射冷气对激波的影响.冷气孔位置的布置要考虑到科学研究完整性,方案 1 的冷气喷射位置距离激波与吸力面接触点的位置要相对远一些;方案 2~ 方案 4 的冷气喷射位置在接触点附近;方案 5 接触点后相对较远的位置上.这样的布置使得全面观察激波受冷气喷射影响具有可行性.

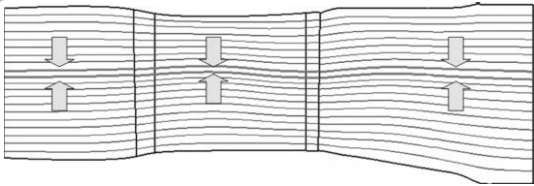
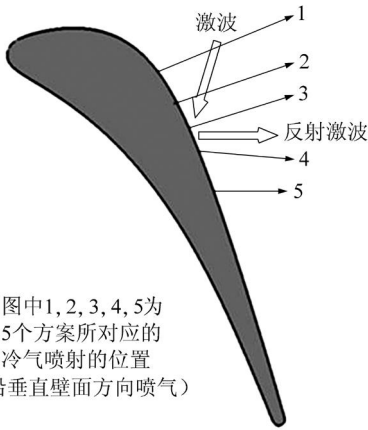


图 1 子午流道

Fig. 1 Meridian passage



图中1, 2, 3, 4, 5为5个方案所对应的冷气喷射的位置
(沿垂直壁面方向喷气)

图 2 研究方案示意图

Fig. 2 Schematic diagram of study schemes

原型采用典型航空燃气轮机跨声速高压级直叶片导叶栅. 导叶叶片数为 27 片(见表 1)^[8]. 采用 Numeca 软件包内的 interactive geometry modeling and grid generation system(IGG) 软件生成网格. 叶片体网格为 O 型拓扑结构. 整个计算域网格拓扑为 H2O2I 型. Y^+ 值小于 3.

数值计算采用 Numeca 商用软件包 FINE/Turbo, 求解三维定常 Navier2Stokes 方程组. 方程的空间离散采用有限体积法的二阶迎风 TVD (total variation diminishing) 格式, 湍流模型采用 Spalar2Allmaras 一方程模型, 并采用多重网格技术加速收敛^[9]. 边界条件如表 1 中所示, 叶片进口总温为 1 730 K, 进口总压为 2 120 kPa, 出口静压为 880 kPa, 主流进气角为 0°, 冷气注入温度为 790 K. 冷气进口压力不变为 2 200 kPa.

表 1 主要参数和边界条件

Table 1 Main parameters and boundary conditions

叶型参数	数值
静叶数	27
冷气喷孔直径/mm	0.6
叶高/mm	50
弦长/mm	92
叶型厚度/mm	17
边界条件	数值
进口总温/ K	1730
进口总压/kPa	2120
出口静压/kPa	880
主流进气角/(°)	0
冷气温度/ K	790
进口雷诺数	760 000
冷气进口压力/kPa	2200

考虑冷气掺混的能量损失系数^[10] 方程如下:

$$N=1-\frac{\left[1-\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\right]\left(m_1 T_{01}+m_c T_{0c}\right)}{m_1 T_{01}\left[1-\left(\frac{p}{p_{01}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\right]+m_c T_{0c}\left[1-\left(\frac{p}{p_{0c}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}\right]}$$

(1)

其中 p 表示静压, p_0 表示主流出口总压, p_{01} 表示主流进口总压, p_{0c} 表示冷气进口总压, T_{01} 表示主流进口总温, T_{0c} 表示冷气进口总温, m_1 表示

主流流量, m_c 表示冷气喷射量, J 表示等熵指数. 冷气喷射比率(R_c)

$$R_c=m_c / m_1$$

(2)

其中 m_1 表示主流流量.

2 结果分析

2.1 绝对马赫数分析

如图 3(a) 中所示, 在没有冷气喷射的时候, 跨声速涡轮静叶栅流场中的尾缘激波清晰可见. 尾缘激波的吸力面分支与尾迹相作用, 将尾迹切成很多段. 压力面分支生成后沿着流道迅速传播到对面的吸力面, 并在吸力面上发生反射, 产生一个反射激波. 反射激波接着向后传播与尾迹相接触, 一部分穿过尾迹继续传播, 理论上, 另一部分在尾迹处形成了反射又被反射回吸力面, 这部分反射激波的强度明显变弱, 它在与吸力面作用时还能产生一个较弱的反射激波, 但是强度更弱已经不是很明显了. 从图 3(b) 中, 可以看出方案 1 由于冷气喷射位置距离激波与壁面的接触点较远, 虽然冷气注入后喷射孔附近的马赫数明显变化, 但是对激波及其反射波的影响较小. 方案 2~方案 4(如图 3(c)~图 3(e) 所示) 喷射孔位置正好在激波与吸力面的接触点附近, 冷气的注入使得主流的局部流动产生突变, 这直接影响到了激波与吸力面附面层的相互作用. 使得本来激波作用后才能从层流转变为湍流的附面层提前被冷气喷射扰动成湍流. 而且冷气喷射对周围流场的马赫数的影响也直接影响到了激波的传播. 从图中可以看出静叶尾迹激波的压力面分支在流道中间位置的时候受到明显的干扰, 其强度明显减弱. 但是由于在这个区域增加了冷气与激波的扰动使得局部流场受到很大影响, 可以看到尾迹在这种情况下不再是直着向下游传播, 流动崎岖变形. 再由图 3(f), 看出布置在激波与吸力面接触点后较远位置的冷气喷孔对流场的影响与前面 4 个方案都有所不同. 冷气的注入使得激波与吸力面接触点后部的背压增加, 阻碍了激波的正常传播, 所以激波被挤得向上发生了弯曲. 激波在吸力面上的反射波由于冷气的注入带来了一个加速过程而变得更强, 从图中可以清晰的看出.

2.2 密度分析

气流在经过激波这个强间断面后压力、密度、温度突然升高, 而速度突然小, 这些都是对流动不利能够导致损失增加的负面因素. 从图 4(a) 中可

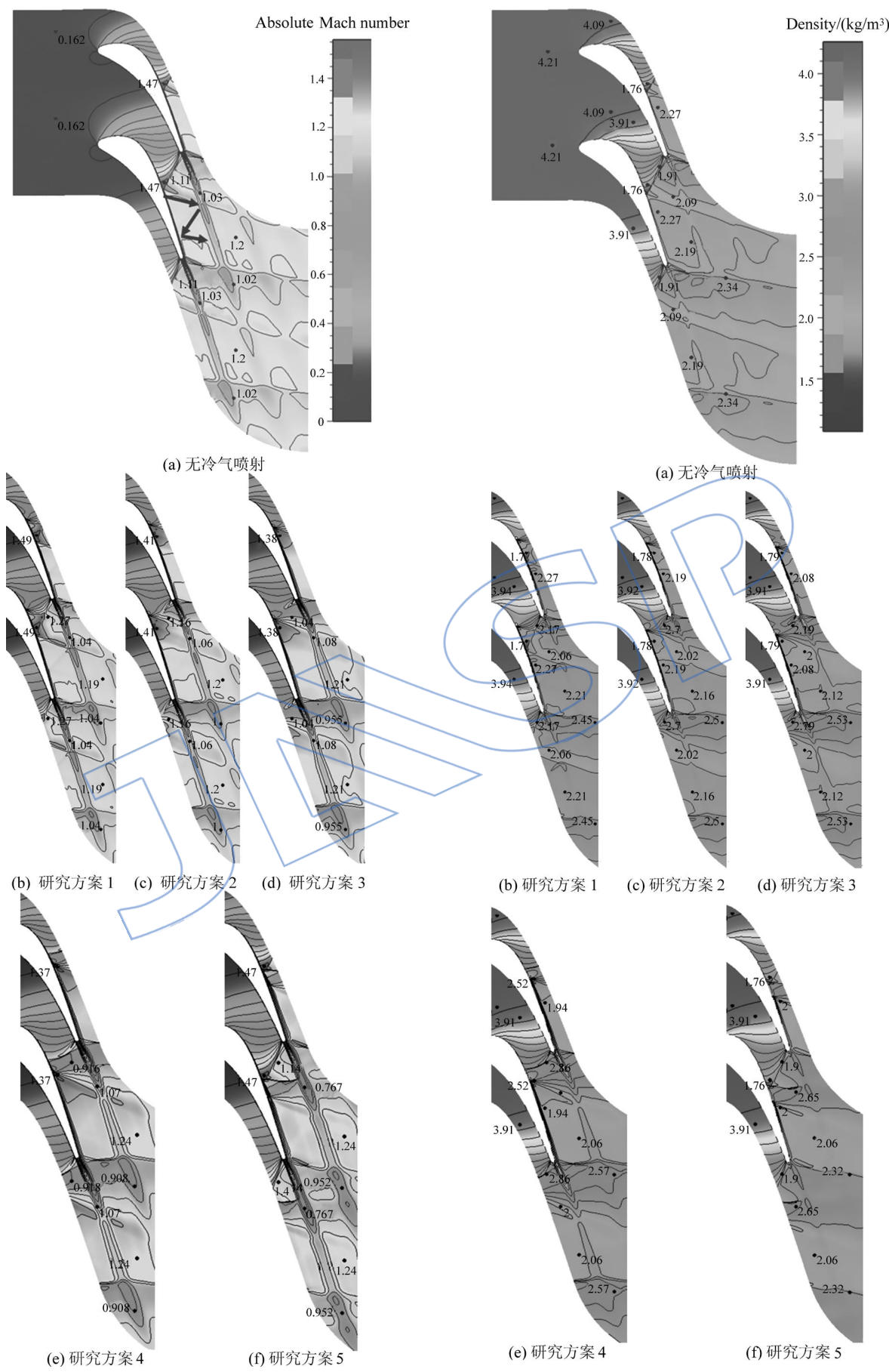


图 3 绝对马赫数分布云图
Fig. 3 Absolute Mach number distribution cloud chart

图 4 密度分布云图
Fig. 4 Density distribution cloud chart

以发现, 无冷气喷射流场的激波的密度与周围流场密度存在明显区别, 说明激波强度较大. 然而, 在图 4(d) 中发现激波的压力面分支周围流场密度区分不明显, 这说明它们的密度差已经接近, 也就是说激波强度在这种方案中明显的减弱. 说明通过折射点冷气注入法可以减弱激波强度. 方案 1 由于冷气注入点的位置较远对激波体系的影响不大, 没有缓解喉部的流动参数的突跃, 只是对冷气孔周围的密度场产生了影响. 方案 5 由于冷气注入点位置的靠后, 使得其对激波压力面分支的影响非常小, 只是通过高速冷气注入引起周围流体密度上升, 进而把激波向上挤压导致激波与吸力面更接近垂直, 这会导致流动损失的增加, 从图 4(f) 中清晰可见.

2.3 表面压力分析

气膜冷却的原理是, 通过冷气的注入使得在叶片表面形成一层冷气薄膜, 阻隔叶片周围高温高压燃气的热传递. 这种阻隔气膜的形成要得益于冷气与附面层的相互作用, 实际上冷气在叶片表面的发展基本上是在附面层内. 激波、冷气喷射两个扰动源对表面影响幅度从表面压力图中就都可以清晰的看出. 从表面压力图 5 中, 无冷气喷射

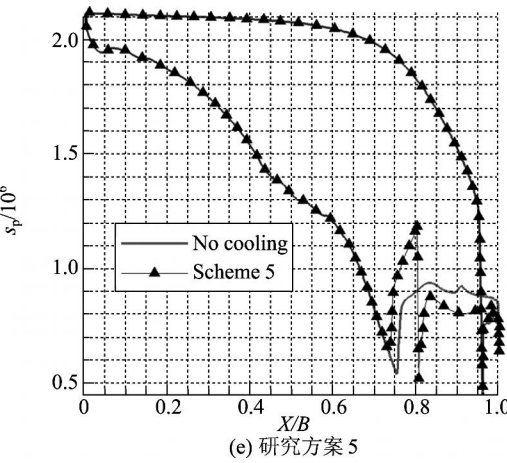
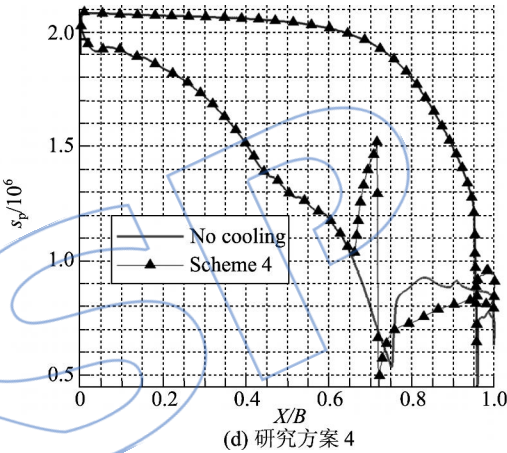
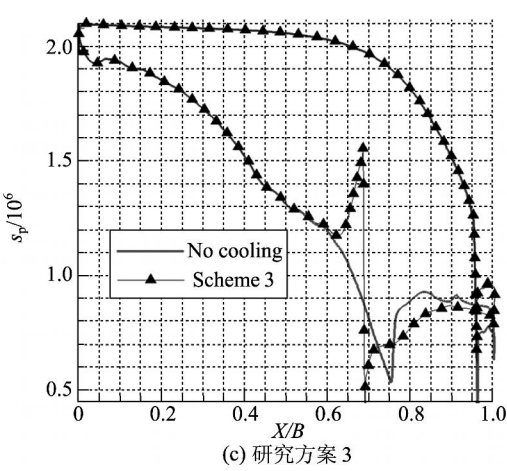
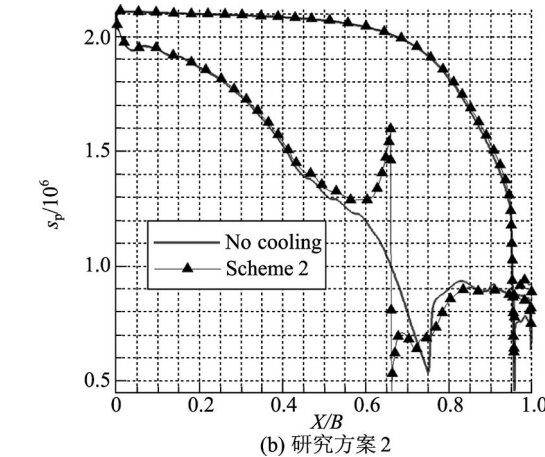
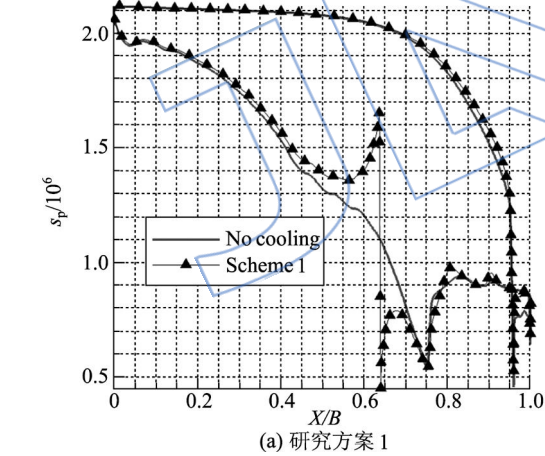


图 5 表面静压对比图

Fig. 5 Comparison diagram of surface pressures

时激波后可见该位置后有较大逆压梯度. 从图中可以看出, 冷气注入时叶片表面压力变化较大, 与激波类似在其后部有较大的逆压梯度. 而且冷气的注入引起的逆压梯度与无冷气注入时激波所产生的逆压梯度有明显的不同, 从图 5(b)~ 图 5(d) 中可以看出在冷气注入后由于冷气喷射本身产生的逆压梯度已经很大, 造成了其后的压力升高, 这



个高压正好使得激波传播路径上的压差减小影响激波的强度. 从图 5(e)中可以看出, 由于冷气注射点在激波接触点的后面, 所以激波首先产生一个逆压梯度, 这个逆压梯度也对冷气进口附近的压力变化产生了影响, 使其没有前几个方案中进口附近压力那么大的增幅; 反过来后面的冷气注入也对前面的激波产生了影响, 降低了其后的逆压梯度.

2.4 温度场分析

从图 6 中可以看出方案 2 和方案 3 中冷气喷射后在流道喉部位置处由于激波造成的温度突然升高几乎看不到, 这说明喉部激波明显减弱. 其他方案由于位置不同对激波强度的减弱没有方案 3

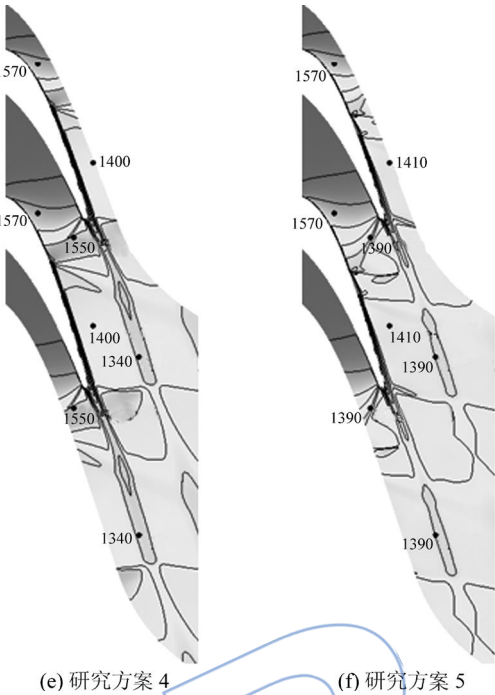
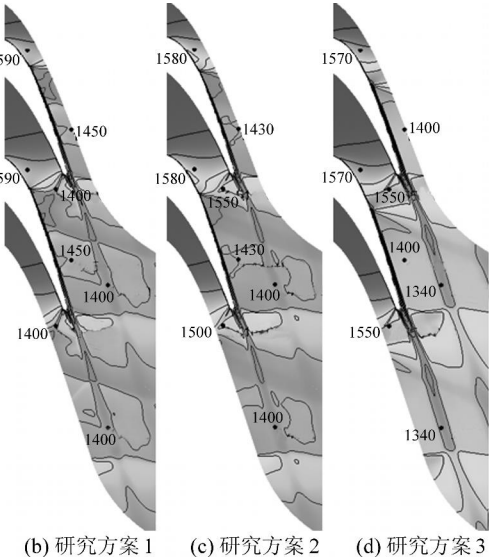
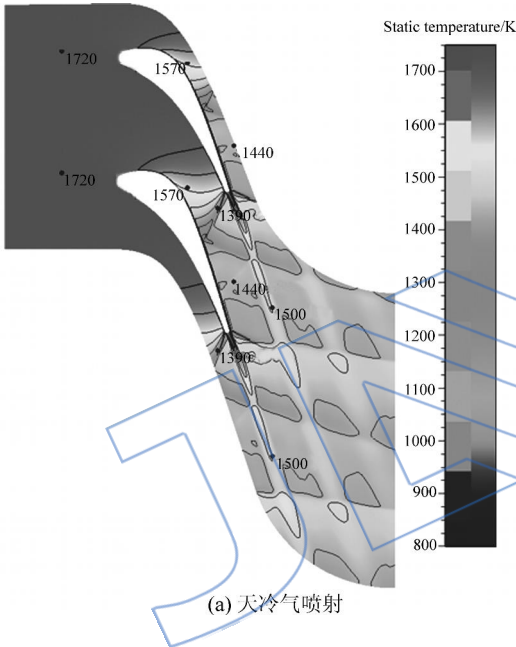


图 6 静温分布云图
Fig. 6 Static temperature distribution cloud chart

影响显著. 从图 6(b)中可以看出方案 1 使得激波强度变强.

2.5 能量损失分析

由于设定冷气进口压力不变, 所以不同的冷气注入位置所喷射出来的冷气流量受到喷射孔外背压影响而不同. 从图 7 和表 2 中, 方案 4 喷出冷气量最多, 方案 2 喷出冷气量最少. 方案 2 的能量损失最小, 与没有冷气喷射时流场的能量损失非常接近.

通过上述研究发现在激波反射点附近(方案 2)喷射对激波减弱效果较明显, 且对主流流动能

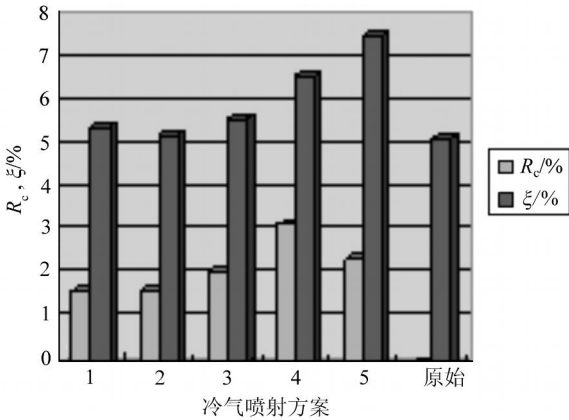


图 7 R_c 和 N 对比图表
Fig. 7 R_c and N diagram

量损失影响较小. 下面对方案 2 采用不同冷气喷射压力进行计算, 分析不同压力对激波以及流场的影响(表 3).

表 2 冷气喷射率和能量损失系数

Table 2 Coolair injection ratio and energy loss coefficient

方案	1	2	3	4	5	原始
$R_c/\%$	1.66	1.63	2.09	3.16	2.37	0
$N/\%$	5.42	5.25	5.63	6.61	7.51	5.16

表 3 方案 2 不同喷射压力对应 R_c 和 N

Table 3 Coolair injection ratio and energy loss coefficient of scheme 2 with different coolair inlet pressures

p_{0c}/kPa	2 150	2200	2300	原始
$R_c/\%$	1.58	1.63	1.73	0
$N/\%$	5.24	5.25	5.24	5.16

气冷涡轮设计中, 通常认为冷却空气与主流总压之比在 1.0~ 1.1 范围内时, 对主流流动的损失影响最小^[11]. 通过图表可以看出冷气进口压力对流场的能量损失影响确实不大, 说明喷射位置的选择对于控制激波强度的影响要较其他因素大.

气体经过激波时, 速度和温度都发生突跃变化, 黏性和导热作用很大^[12]. 在气体温度很高, 激波很强的情况下, 甚至气体的热力学平衡状态也会遭到破坏. 激波也是发动机噪声的一个导致因素. 根据前面的分析可知, 在跨声速涡轮静叶栅吸力面扩张段进行冷气喷射对流动损失影响不大. 在不影响流场能量损失的前提下, 减弱了激波强度. 这对下游流动的稳定性以及由于激波所引起的噪声的防止上有非常重要的作用和意义.

3 结 论

本文对冷气喷射时激波受到的影响进行了多方案数值研究. 在高压级静叶吸力面反射激波生成点前后 5 个不同位置上采用相同背压及相同温度的冷气喷射, 分析了不同位置的冷气喷射对激波强度和方向影响. 得到以下结论:

- 1) 在吸力面激波折射点附近喷射冷气是一种行之有效的控制激波强度的方法.
- 2) 冷气喷射位置位于激波折射点附近时能够对激波的强度产生影响; 在接近激波折射点前

部位置注入冷气对流动有积极作用, 减弱了激波.

- 3) 激波和冷气喷射对压力场有相互制约的作用.

参考文献:

[1] Yamamoto A, Kondo Y, Murao R. Cooling2air injection in2 to secondary flow and loss fields within a linear turbine cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 3752383.

[2] Nirmalan V, Hilton L D. An experimental study of turbine vane heat transfer with leading edge and downstream film cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 4772487.

[3] Gladden H J, Gauntner J W. An adverse effect of film cooling on the suction surface of a turbine vane[R]. NASA TN D 7618, 1974.

[4] Gladden H J, Gauntner J W. Experimental verification of film2cooling concepts on a turbine vane[R]. ASME Paper 752GT221, 1975.

[5] Moffitt T P, Nosek S M, Roelke R J. Turbine aerodynamic considerations for advanced turbines [R]. NASA, SP259, 1971.

[6] Busby J A, Davis R L, Dorney D J, et al. Influence of van2 blade spacing on transonic turbine stage aerodynamics: Part 0) Time2resolved data and analysis[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 672682.

[7] Doorly D J, Oldfield M L G. Simulation of the effects of shock wave passing on a turbine rotor blade[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(4): 99821006.

[8] 王凯, 王松涛, 王仲奇. 具有前缘凹陷特征的气冷涡轮叶型研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 10821095. WANG Kai, WANG Songtao, WANG Zhongqi. Study of a new air2cooled turbine blade profile with depression feature at leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 10821095. (in Chinese)

[9] WANG Songtao, WANG Kai, QIANG Xiaoqing, et al. The numerical study of a new air2cooled turbine blade with de2 pression feature at leading edge[R]. ASME GT22002 50238, 2008.

[10] Sieverding C H, Arts T, Denos R. Investigation of the flow field downstream of a turbine trailing edge cooled nozzle guide vane[R]. ASME 942GT2209, 1994.

[11] 林公舒, 杨道刚. 现代大功率发电用燃气轮机[M]. 北京: 机械工业出版社, 2007.

[12] 王松涛, 王仲奇, 冯国泰, 等. 非定常条件下叶片弯曲对流场参数的影响[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 3142318. WANG Songtao, WANG Zhongqi, FENG Guotai, et al. The effect of blade bowing on aerodynamic parameters with rotor/stator interaction [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 3142318. (in Chinese)