

尾缘喷气方式对涡轮叶栅气动性能的影响^{*}

孙大伟¹, 乔渭阳¹, 曾 军², 黄康才², 许开富¹

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072 2 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 以某涡轮叶栅为研究对象, 采用试验和数值模拟相结合的方式研究了涡轮叶片不同喷气结构对叶栅性能的影响。对半开缝和对开缝两种尾缘冷气喷射的研究表明: 当冷气流量比较小时, 有一个总压损失随冷气量增大先增加后减小的趋势; 当冷气量较大时, 冷气造成的总压损失随冷气增大而减小。在相同条件下, 半开缝叶栅出口的总压损失系数小于对开缝叶栅出口的总压损失系数。叶栅出口平均气流角随着喷气比的增大呈减小的趋势, 但变化范围很小。

关键词: 涡轮叶栅; 开缝; 总压; 损失

中图分类号: 231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2007) 06-0641-06

Aerodynamic effect of turbine blade trailing edge ejection on turbine cascade

SUN Dawei¹, QIAO Weiyang¹, ZENG Jun², HUANG Kang-cai², XU Kai-fu¹

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China

2 China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract Numerical simulations and tests were carried out to investigate the effect of ejection from different trailing edge slots of a turbine cascade. The results show that the total pressure loss coefficient increases at first and then it has a decreasing tendency with the increase of ejection ratio. The total pressure loss coefficient for the ejection through the trailing edge slot would be higher than that for the ejection on the pressure side near the trailing edge. The exit flow angle of the two slot types has a little decrease with the increase of ejection ratio.

Key words Turbine cascade; Slot; Total pressure; Loss

1 引 言

伴随着燃气涡轮技术水平的迅速发展, 涡轮前温度不断提高, 一般来说, 现代涡轮发动机涡轮进口温度比涡轮叶片材料的耐热极限要高出 300 °C 以上, 需要大量的冷气来降低叶片表面温度。高密度的冷气与高温主流混合将导致涡轮气动损失, 进而影响到涡轮效率。探索有效的冷却方式, 并使其对涡轮气动性能的影响较小, 已成为现代高性能涡轮设计技术的一个重要研究领域。通常涡轮叶片尾缘是最难采用有效冷却的部位之一, 在尾缘的温度总是比较高, 这个部位材料热恶化最严重, 因此在尾缘喷射冷气是航空

燃气涡轮常采用的一项冷却技术。国内外学者们已在叶片尾缘冷却研究方面作了大量研究工作^[1~6], 取得了一定的效果, 但由于涡轮叶栅内部流场十分复杂, 研究难度很大, 至今尚未得到具有普遍规律性的结论。

本文采用数值计算和实验相结合的手段, 用实验来验证数值计算, 用计算充实实验测量。对两种不同形式的尾缘冷气喷射, 即叶片尾缘喷气对开缝和尾缘的压力面喷气半开缝。进行了深入的比较研究。得出尾缘冷气喷射对叶栅流场影响的初步规律, 探讨射流与主流的掺混机理。为今后的涡轮冷却设计提供有意义的参考。

* 收稿日期: 2007-04-23 修订日期: 2007-06-28.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10377011)。

作者简介: 孙大伟 (1982—), 男, 博士生, 研究领域为推进系统气动热力学。E-mail: sdw200099@163.com

2 实验研究

2.1 实验设备

冷气掺混条件下的涡轮流动损失和气动性能的实验研究工作是在西北工业大学涡轮平面叶栅实验风洞中进行。该涡轮平面叶栅实验风洞由气源压缩机、扩压段、整流段、收敛段和工作段以及二次流的气源及压力调节系统、电子压力测压仪等基本部件组成(如图1所示)。

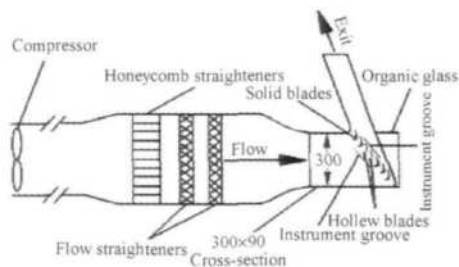


Fig 1 Low-speed linear cascade tunnel at NPU

涡轮叶栅进口流场总压采用中L型总压探针进行测量,气流总温测量则采用热电偶温度计,总压探针和热电偶温度计均置于稳压箱内。大气压力由高精度的大气压力计读取。涡轮叶栅出口流场参数是采用微型球状五孔压力探针测量。探针球头直径2.8 mm,探针支杆直径仅3 mm,在西北工业大学吹气式校准风洞对五孔压力探针进行校准,该校准风洞流动管路经过精心设计,喷管出口自由射流核心区的湍流度小于1%,造成的压力测量误差小于0.01%。

本文选用的涡轮平面叶栅叶片的基本参数为:相对轴向弦长 $Cx/C = 0.736$ C 为叶片弦长,稠度为1.38,轴向进气角为 0° ,冷气通道的相对开缝宽度 $S/C = 0.0155$ (对开缝和半开缝宽度相同)。图2和图3分别为尾缘对开缝和半开缝叶片示意图。



Fig 2 Schematic of symmetry slot

2.2 实验结果及分析

在实验状态下(出口 $Ma = 0.092$), 对对开缝涡轮叶栅的出口流场, 在不同冷气流量条件下进行了详

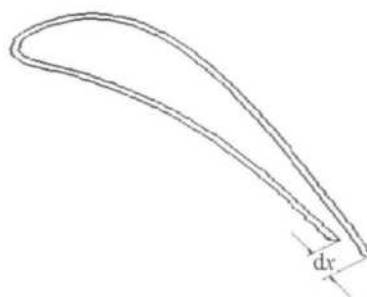


Fig 3 Schematic of pressure side cutback

细的实验测量。在实验中冷气与主流同为气源压缩机提供的大气,其密度、温度等气体性质参数均可认为相同。

本文在选择用以描述叶栅流动损失的损失系数时,参考了国内外大量冷气喷射以及VGJ射流控制相关的资料,进行了综合比较。由于本文中主流与冷气温相等,叶栅进出口温度变化不大,这时冷气喷射对叶栅气动性能的影响直接反映为叶栅进出口总压的相对变化,这种情况下选用总压损失系数衡量冷气掺混对涡轮流动损失和气动性能的影响,比较直观方便。

总压损失系数定义为

$$\phi = \frac{p_0 - p_u}{1/2\rho u^2}$$

式中 p_0 是叶栅进口气流平均总压, p_u 是叶栅出口气流总压, $1/2\rho u^2$ 是叶栅出口平均动压头。叶栅出口平均气流参数计算是采用多点算术求平均的方法,在一个涡轮叶栅栅距内,多点测量气流参数,最后求平均值。图4给出了对开缝涡轮叶栅出口流场总压损失随冷气流量变化试验结果。

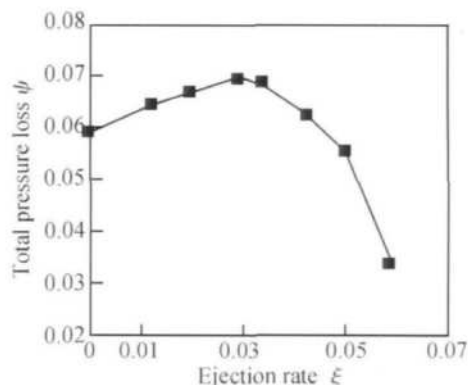


Fig 4 Curve of ejection ratio to total pressure loss coefficient with symmetry slot form

由图4可以看出在小的冷气流量范围内,随冷气流量比的增大,叶栅出口总压损失有一个先增大后减小的趋势,由试验数据定量分析可以得出,在冷气流量

量比 2.9% 左右会出现总压损失峰值。在大的冷气流量比情况下, 叶栅出口总压损失单调递减。

为了进一步了解对开缝尾缘冷气掺混对涡轮叶栅气动损失影响的原因, 实验测量了冷气掺混情况下叶片尾迹变化的情况。图 5 给出了对开缝尾缘冷气喷射条件下涡轮叶片尾迹的变化情况。

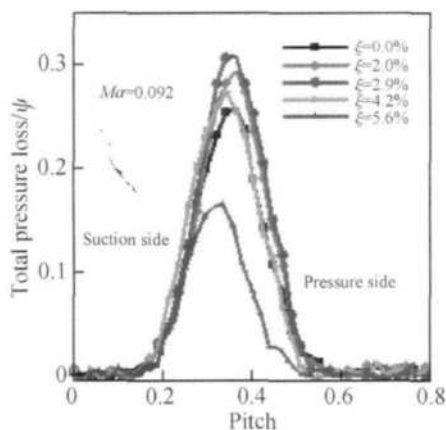


Fig. 5 Local total pressure loss coefficient across exit wakes with coolant ejection

由图 5 可看出, 在小冷气流量比的情况下, 随着冷气流量比的增加, 尾迹的损失峰值也随之增大, 尾迹区的宽度也随之变大。由试验数据定量分析可以得出在冷气流量比为 2.9% 时, 尾迹损失峰值达到最高点。随后损失峰值不断降低, 尾迹区宽度也明显变小。与无冷气的尾迹相比, 冷气喷射后的尾迹峰值向吸力面偏移。

3 数值模拟研究

3.1 数值计算方法

本文通过求解二维定常粘性的雷诺平均 N-S 方程, 计算带冷气掺混的涡轮流场。数值方法采用耦合隐式算法, 质量、动量、能量连续方程均采用二阶迎风差分。采用 SST 湍流模型, 该模型在近壁区域具有 $k-\omega$ 模型的优点, 而在远离壁面区域则又兼有 $k-\epsilon$ 模型的长处。

本文数值计算的目的在于研究流动过程中冷气喷射对涡轮总体性能的影响。冷却气流由腔室经过一定管路从尾缘开缝处射入主流, 由于腔室的体积相对较大, 可近似认为冷气是从无穷大的腔室流出, 在管道中为一维等熵流动。因此, 根据守恒定律, 通过在冷气喷射出口施加一定的以射流方式表示的边界条件后, 可确定叶片尾缘开缝处的气体流动参数, 而无需考虑冷却开缝内部的流动。在本研究中, 给出冷

气流量、冷气温度, 考虑冷气与主流的掺混过程。这一做法可以避免计算冷气腔中复杂的流动情况, 大大降低计算负荷, 节省计算时间, 同时不影响结果的准确性。

本文中, 计算网格采用高质量的结构网格。为了能够较好的描述尾缘开缝周围的流场, 在尾缘开缝附近布置了大量的网格。图 6 和图 7 分别为尾缘对开缝和半开缝叶片计算网格。

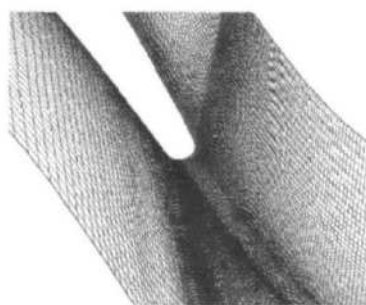


Fig. 6 Computational grids of symmetry slot

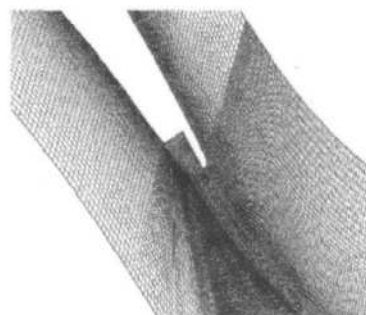


Fig. 7 Computational grids of pressure side cutback

3.2 数值计算可靠性验证

将对开缝尾缘喷气在实验状态下的数值模拟结果与实验结果作对比。为了消除数值模拟与实验结果在无冷气状态下的基准误差, 数值模拟结果采用相对总压损失系数来表示叶栅出口性能。其定义为, 喷冷气时的总压损失系数减去无冷气时的叶栅总压损失系数。图 8 为实验状态下, 对开缝尾缘喷气的相对总压损失系数随冷气流量的变化情况。

由图 8 可看出数值模拟与实验结果中总压损失系数随冷气流量比的变化规律比较接近。图 9 给出了采用数值模拟方法得出的对开缝尾缘冷气喷射条件下涡轮叶片尾迹的变化情况。

由图 9 可看出叶栅出口尾迹随冷气流量比的变化规律与实验所得基本相同, 而且变化规律更加明显。

由以上分析可以看出本文采用的 CFD 数值模拟方法能够很好的模拟叶片尾缘冷气喷射流场的流动状态。

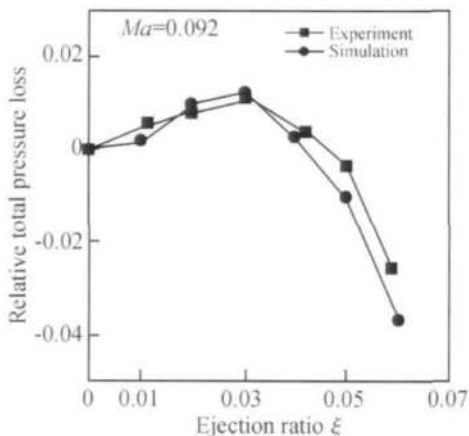


Fig. 8 Curve of ejection ratio to relative total pressure loss coefficient with symmetry slot form

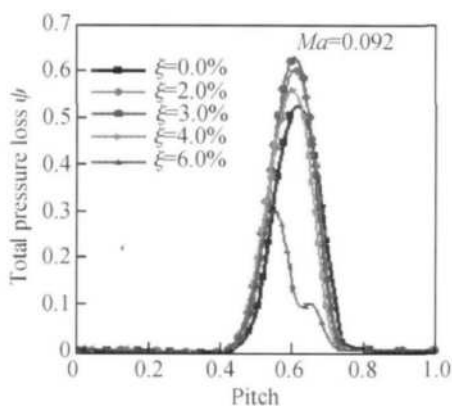


Fig. 9 Local total pressure loss coefficient across exit wakes with coolant ejection

3.3 不同位置尾缘半开缝对涡轮性能的影响

选取三种不同位置的半开缝叶片, 分别是: $B-2.6$ ($dx = 2.6 \text{ mm}$, $dx/C = 4.0\%$), $B-4.8$ ($dx = 4.8 \text{ mm}$, $dx/C = 7.4\%$) 以及 $B-8.1$ ($dx = 8.1 \text{ mm}$, $dx/C = 12.5\%$)。对这三种半开缝叶片在多种状态下进行了详细的流场数值计算并与对开缝叶片 Y ($dx = 0.0 \text{ mm}$) 的计算结果进行了比较。图 10 给出四种叶片出口总压损失随马赫数的变化情况。

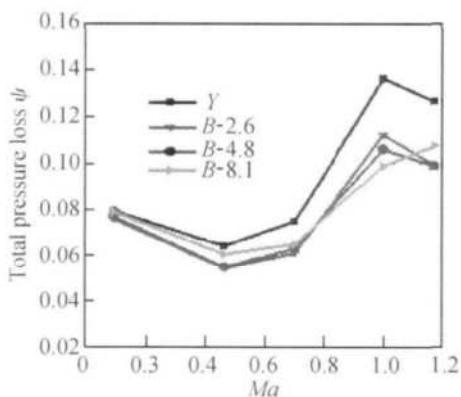


Fig. 10 Curve of Ma to total pressure loss coefficient for four different blades

由图 10 可以看出在低马赫数下四种叶片总压损失系数相差不大, 但随着马赫数的增大, 四种叶片总压损失之间的差距不断扩大。对开缝叶片 Y 和半开缝叶片 $B-8.1$ 的总压损失始终比较大。而半开缝叶片 $B-2.6$ 和 $B-4.8$ 在低马赫数下总压损失相差不大, 但在 $Ma = 1.0$ 左右半开缝叶片 $B-2.6$ 的总压损失略大。

图 11 给出四种叶片出口气流角随马赫数的变化情况。由图 11 可以看出在低马赫数下四种叶片出口气流角相差很大, 但随着马赫数的增大, 四种叶片出口气流角之间的差距不断减小。而半开缝叶片 $B-2.6$ 和 $B-4.8$ 的出口气流角总体上来说相对较大。

由以上结果可知 dx 较大 (如 $B-8.1$, $dx/C = 12.5\%$) 的半开缝叶片对叶栅的性能影响不大。而 dx 较小 (如 $B-4.8$, $dx/C = 7.4\%$ 和 $B-2.6$, $dx/C = 4.0\%$) 的半开缝叶片可以提高叶栅的性能。综合以上分析, 本研究选取了 $B-4.8$ 半开缝叶片作为研究对象。

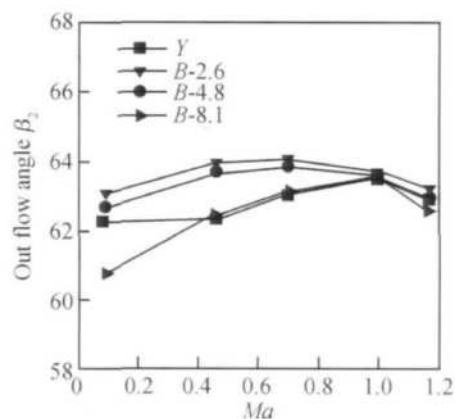


Fig. 11 Curve of Ma to out flow angle for four different blades

3.4 不同形式尾缘冷气喷射对涡轮性能的影响

本文对半开缝叶片 $B-4.8$ 和对开缝叶片 Y , 分别在低马赫数 ($Ma = 0.092$) 和高马赫数 ($Ma = 0.94$) 条件下, 对尾缘冷气喷射的流场进行了详细数值模拟。图 12, 13 分别为 $Ma = 0.092$, $Ma = 0.94$ 状态下栅后流场总压损失随冷气流量变化情况。

由图 12, 13 可以看出, 两种形式尾缘冷气喷射的叶栅出口总压损失随冷气流量比的变化规律与先前对开缝冷气喷射实验所得的基本一致。在同一状态下, 半开缝叶栅的出口总压损失始终小于对开缝叶栅。

图 14, 15 分别为 $Ma = 0.092$, $Ma = 0.94$ 状态下叶栅出口气流角随冷气流量的变化情况。

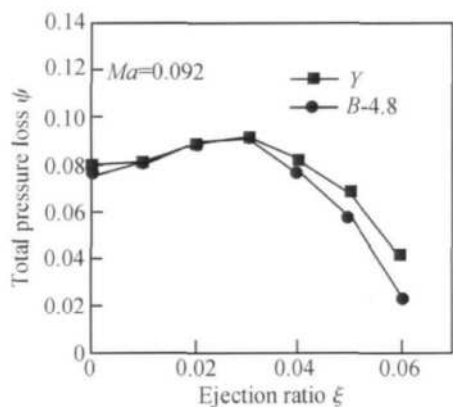


Fig. 12 Curve of ejection ratio to total pressure loss coefficient for $Ma = 0.092$

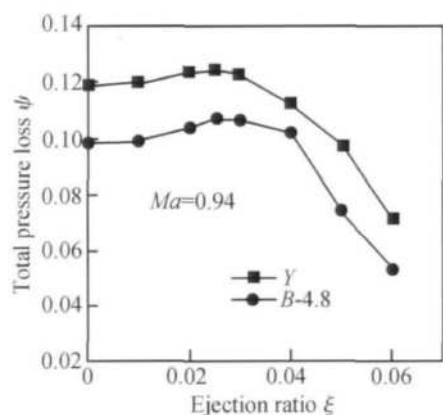


Fig. 13 Curve of ejection ratio to total pressure loss coefficient for $Ma = 0.94$

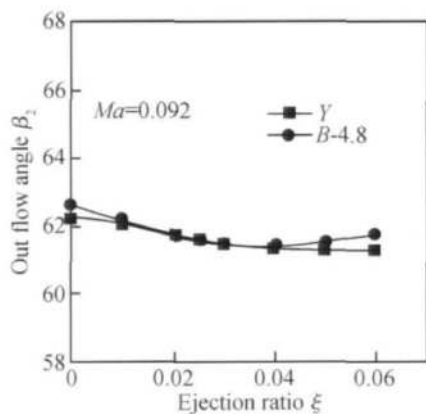


Fig. 14 Curve of ejection ratio to out flow angle for $Ma = 0.092$

由图 14、15 可以看出, 对于两种形式尾缘冷气喷射, 随着冷气流量比的增大叶栅出口气流角都有相对减小的趋势, 但变化幅度不大。

由以上分析可得出两种形式尾缘冷气喷射对涡轮性能影响规律相似。

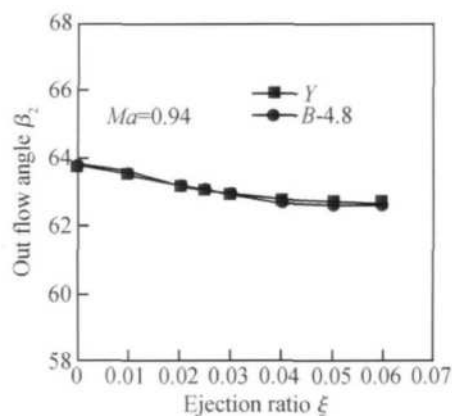


Fig. 15 Curve of ejection ratio to out flow angle for $Ma = 0.94$

3.5 不同尾缘喷气内流场详细分析

本文为了解释叶栅损失随冷气流量比规律性变化的原因。对 CFD 数值模拟得到尾缘喷气内部流场进行详细的分析。图 16、17 给出了马赫数为 0.94 的状态下, 两种不同形式尾缘开缝叶片, 在不喷气, 以及冷气流量比 2% 和 4% 时计算得到的尾缘局部马赫数放大云图。

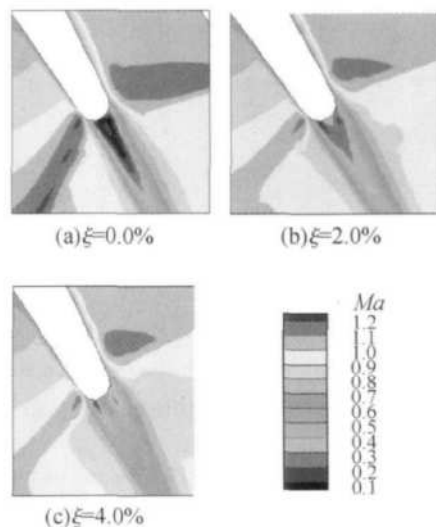


Fig. 16 Mach number distributions of trailing edge with symmetry slot form

如图 16(a), 17(a) 所示, 上游气流流经该尾缘处时形成尾迹, 在尾缘后形成了一个较大范围的强低速区, 这是造成尾迹高损失区的主要原因。并且该尾迹随着主流向下游流动中, 与主流掺混, 该区域逐渐减小。而主流的高马赫数区域由于受到尾迹低能量气体的作用, 其马赫数在包含尾迹的小范围逐渐降低, 影响区域逐步增大。

如图 16(b), 17(b) 所示, 在冷气流量比为 2% 时, 原来尾缘后的低速区, 被开缝中喷出的冷气分成

两个独立的相对较弱的低速区。在此过程中,冷气与低速区掺混会产生能量损失。由于此时喷出的冷气其能量速度都不是很大,没能力完全冲出低速区,因此两个低速区在下游重新掺混合成一个低速区,增大了尾迹区的影响范围。

如图 16(c), 17(c)所示,在冷气流量比为 4% 时,原来尾缘后的低速区,被开缝中喷出的高能量冷气分成两个独立的相对较弱的低速区,由于此时喷出的冷气具有很大的能量和很高的速度,完全分割了这两个低速区,避免了两个低速区的再次掺混,减小了尾迹区的影响范围,而且由于高能量喷气的引入,增强了低速区与主流的掺混能力。对比两种开缝形式,可以发现半开缝条件下,尾迹区域要略小于对开缝形式,这正好先前的研究结果吻合。

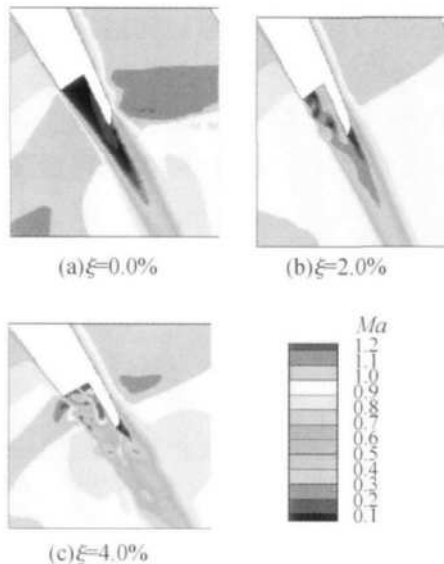


Fig. 17 Mach number distributions of trailing edge with pressure side cutback slot form

基于涡轮流动基本原理可知,对于两种形式尾缘开缝喷气,当冷气喷出后将会与主流进行掺混碰撞进而会产生一定的损失;而同时尾缘喷射的高速、高能量的冷气会给尾迹注入新的能量,改变尾迹区流场结构,使得随着冷气流量比的增大,尾迹损失不断减小。当冷气流量比较小时,最初冷气掺混损失大于尾迹损失的较小量,这将使叶栅总损失有所增加;但随着冷气流量比的增大,尾缘损失不断减小,最终使叶栅总损失不断降低。这就导致当冷气流量比较小时,叶栅总损失有一个随冷气量增大先增加后减小的趋势;当冷气流量比较大时,总损失随冷气量增大而减小。

4 结 论

(1) 对于两种形式尾缘开缝喷气,当冷气流量比较小时,叶栅出口总损失有一个随着冷气量增大而先增加后减小的趋势;当冷气流量比较大时,总损失则随冷气量增大而减小。叶栅出口气流角随着冷气量的增大,呈减小的趋势但变化范围很小。

(2) 尾缘开缝喷气时,叶栅出口尾迹有偏移,损失峰值会朝吸力面偏移。

(3) 尾缘开缝喷气,半开缝叶栅的叶栅出口总压损失小于对开缝叶栅,半开缝叶栅的气动性能相对比较好。

(4) 尾缘开缝中喷出的冷气,改变了尾缘后尾迹区的结构,但由于在不同冷气流量下,喷出冷气所具有的能量以及冷气本身的速度是不相同,所以其对叶栅气动性能的影响也不同。

参考文献:

- [1] Mee D J Techniques for aerodynamic loss measurement of transonic turbine cascades with trailing edge region coolant ejection[R]. ASME 92-GT-157.
- [2] Kapteijn C, Amecke J, Michelassi V. Aerodynamic performance of a transonic turbine guide vane with trailing edge coolant ejection, part iv: experimental approach [R]. ASME 94-GT-288.
- [3] Deckers M, Denton J D. The aerodynamics of trailing edge cooled transonic turbine blades part iv: experimental approach[R]. ASME 97-GT-518.
- [4] Rajendran V P, Sajben M, Dinicco R. Experimental investigation of the aerodynamics of turbine blade trailing edge cooling at transonic speeds[R]. AIAA 2000-3640.
- [5] Oguz Uzo, Cengiz Can, Boris Glezer. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection part 2: external aerodynamics, total pressure losses and predictions [R]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 238~248.
- [6] 王掩刚,梅运焕,刘波,等. 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法[R]. 推进技术[J], 2002, 23(4). (WANG Yan-gang, MEI Yun-huan, LIU Bo et al. Numerical approach for turbine blade with trailing edge ejection [R]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4).)

(编辑: 郭振伶)