

带尾缘劈缝冷气喷射的涡轮叶栅性能实验及计算^{*}

曾 军¹, 乔渭阳², 孙大伟², 曾文演²

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

2 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 通过平面叶栅实验和 CFD 数值计算方法, 研究了叶片尾缘全劈缝冷气喷射下涡轮叶栅流场和气动性能。试验和计算发现, 在冷气喷射条件下用不同损失系数描述涡轮叶栅性能, 结论明显不同, 用考虑冷气能量的能量损失系数评价气冷涡轮叶栅性能较为准确和客观。在较小的冷气流量下, 劈缝冷气喷射使叶栅能量损失降低, 尾缘劈缝冷气喷射可改善近尾迹区域的流动, 减小尾迹亏损, 降低尾迹掺混损失。尾缘劈缝冷气射流方向偏向叶片某型面, 则尾迹损失峰值朝此型面偏移。

关键词: 涡轮叶栅; 叶栅流; 能量损失; 数值仿真; 叶栅; 实验; 气体喷射; 气动特性

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 06-0710-06

Numerical simulation and experiment for turbine cascade with trailing edge coolant injection

ZENG Jun¹, QIAO Weiyang², SUN Dawei², ZENG Wen-yan²

(1 Coll of Energy and Power Nanjing Univ of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016 China)

(2 School of Power and Energy Northwestem Polytechnical Univ, Xi'an 710072, China)

Abstract The linear cascade test and detailed numerical simulations were performed to study the effects of the injection coolant from trailing edge on the aerodynamic performance of turbine cascade. It was shown that there is obvious discrepancy in the effects of coolant injection on the total pressure loss coefficient and on the energy loss coefficient. It is possible to reduce the energy loss by improving wake flow structure with proper coolant flow mass and injection angle. The computed flow field shows the influence of the trailing edge injection deflected to pressure surface on the flow field of cascade is different from that of trailing edge injection deflected to suction surface.

Key words Turbine cascade; Cascade flow; Energy loss; Numerical simulations; Cascade Test; Gas injection; Aerodynamic characteristic

1 引 言

约在 1960 年, 气冷涡轮首次应用于商业航空发动机, 从此, 涡轮进口温度平均每年提高 $20^{\circ} \sim 30^{\circ}$, 军用战斗机用发动机涡轮前温度已从 20 世纪 50 年代的 1 050 K 增大到目前第四代发动机的 1 950 K。涡轮冷却技术越来越受重视, 但是, 长期以来气冷涡轮工作的重点一直是在冷却技术和传热设计等方面, 冷气掺混可能造成的涡轮气动性能的变化并未得到深入系统的研究。随着涡轮前温度的不断提高, 涡轮

冷却设计中冷气流量进一步增大, 目前涡轮冷气流量已达其进口流量的 20% 以上, 如此高的冷气掺混量, 必然会对涡轮气动性能产生影响。上个世纪 90 年代以来, 有关气冷涡轮气动设计技术以及冷气对涡轮流场和气动性能影响的研究逐渐得到国际航空动力界的重视^[1-3]。

在设计涡轮叶片尾缘冷却结构时, 通常采取冷却气体部分或全部从尾缝排入主流的方式。具体的结构又可分为半、全劈缝。这种冷却方式不仅能对涡轮尾缘这个热敏感部位进行冷却保护, 而且此冷气掺混

* 收稿日期: 2007-05-11; 修订日期: 2007-12-09。

作者简介: 曾 军 (1967—), 男, 博士生, 研究领域为燃气涡轮设计技术。E-mail: gtez@163.com

方式也是最有效的燃气-冷气掺混方式^[4]。在过去几十年的时间里,国外许多研究者针对尾缘劈缝冷气喷射,开展了试验和数值计算工作^[4-7],Sieverding研究了尾缘冷气喷射对叶栅底部压力的影响,认为冷气喷射对叶片压力分布影响较小。但未给出冷气喷射对叶栅损失的影响^[4]。Uzol等人研究了尾缘劈缝冷气喷射时流量系数及叶栅总压损失系数,但在计算总压损失时没有考虑冷气的能量^[6,7]。

本文采用实验测量和数值模拟的研究方法,对涡轮叶片尾缘全劈缝冷气喷射情况下的气动性能开展了系统地研究。考虑了冷气能量的能量损失系数,以期研究叶片尾缘全劈缝喷气与主流燃气相互干涉的物理机制,认识其对涡轮叶栅气动性能的影响规律,并积累实验和计算数据,为先进气冷涡轮叶栅气动设计提供理论和技术支持。

2 实验和数值计算方法

2.1 实验装置和流场测量

尾缘全劈缝冷气喷射的涡轮叶栅气动性能实验研究在平面叶栅实验风洞中进行,叶栅实验段的几何尺寸为 $300\text{ mm} \times 90\text{ mm}$ 的矩形结构,实验叶片展向高度为 90 mm 。由于本文研究的重点为尾缘全劈缝冷气喷射对涡轮叶栅气动性能的影响,因此,冷却气流使用空气作为介质,其气源由一个空气压缩机提供。图 1 给出涡轮叶片尾缘全劈缝示意图。

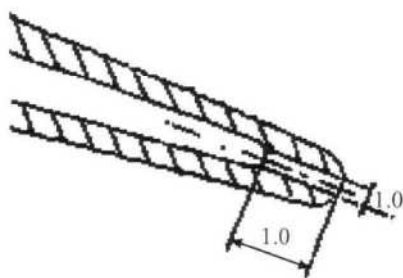


Fig. 1 Cooling trailing-edge configuration

涡轮叶栅流场分别采用 L 型总压探针、热电偶温度计、叶片表面静压孔和微型球状五孔压力探针等测量,压力探针和叶片表面静压孔的气流压力,应用 32 路 DSY-ZB 电子扫描压力测量系统进行采集。主流、冷却空气流量分别通过测量主流、冷气总压、总温、静压和测量截面位置的几何条件计算得到。

研究对象为某型高压涡轮第 1 级导向叶片平面叶栅,其在叶片尾缘开有全劈缝。叶片弦长 64.6 mm ,稠度 1.38 ,轴向进气,出气角 65.1° (与轴线夹

角)。详细的涡轮叶栅实验装置、测量系统和涡轮叶栅参数见文献[8]。

2.2 数值计算方法

对考虑涡轮尾缘劈缝冷气喷射情况的涡轮叶栅流场进行了计算,采用时间推进有限体积法求解直角坐标系下的三维雷诺平均 N-S 方程,对湍流的计算则采用 SST (Shear-Stress-Transport) 湍流模型。

目前,湍流模拟的主要问题之一是对流动分离的准确预测,标准两方程湍流模型通常都不能准确预测逆压力梯度下的分离起始和分离区大小。因此,过去十多年来,针对许多工程流动分离流问题,发展了许多具有准确预测能力的湍流模型。其中,Menter提出的基于 $k-\omega$ 模型的 SST 湍流模型^[9],综合了 $k-\omega$ 模型和 $k-\epsilon$ 模型在边界层内外计算的优点,将传输影响耦合进涡粘性计算公式,既保持了 $k-\omega$ 模型对低雷诺数条件下的近壁处理精确稳定的优点,又有 $k-\epsilon$ 模型收敛特性,大大改进对分离流动的预测精度,这种湍流模型在许多验证性研究工作中得到了证实^[10]。

考虑到涡轮叶片尾缘厚度较大,流动会发生分离,并且冷气喷射条件下涡轮叶栅流动更加复杂,因此,本文数值计算选择了 SST 湍流模型。

本文研究工作的重点是尾缘劈缝冷气喷射对涡轮叶栅流动损失的影响,而不是叶片的热防护,因此,在进行冷气与主流掺混计算时,将冷气流场计算的边界放在叶片尾缘劈缝出口,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。因为,冷却气流总是由涡轮叶片空心腔室经过一定管路从射流孔进入主流,由于腔室的体积相对劈缝管路尺寸较大,因此,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,如图 2 所示。

给定冷气的流量 $\dot{m}_c$ 、总温 T_{tc} 和气流喷射角 α ,进行主流场和射流场的耦合迭代计算,冷气的总压和静压是通过与主流场的耦合迭代计算的,而不去考虑冷气射流孔内部的流动。这样可降低计算工作量,节省计算时间,同时不影响计算结果的准确性。

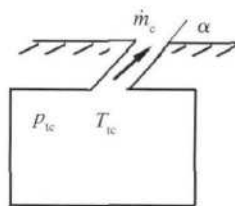


Fig. 2 Model of the cooling air injection

3 叶栅性能的实验及计算结果

3.1 叶栅性能表示方法

对尾缘劈缝冷气喷射情况下的涡轮叶栅性能采用能量损失系数进行描述,能量损失系数同时考虑了主流气流和冷气的能量,其定义是

$$\zeta = 1 - \frac{\left| 1 - \left| \frac{p_{s2}}{p_{e2}} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right| (m_{\text{gas}} \cdot T_{u1} + m_{\text{c}} \cdot T_{u2})}{m_{\text{gas}} \cdot T_{u1} \left| 1 - \left| \frac{p_{s2}}{p_{u1}} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right| + m_{\text{c}} \cdot T_{u2} \left| 1 - \left| \frac{p_{s2}}{p_{u2}} \right|^{\frac{k-1}{k}} \right|}$$

式中 p_{u1} 是叶栅进口气流平均总压, p_{e2} 是叶栅出口气流平均总压, p_{u2} 是尾缘劈缝喷射的冷气总压, p_{s2} 是叶栅出口气流平均静压, m_{gas} 是叶栅进口气流流量, m_{c} 是冷气气流流量, T_{u1} 是叶栅进口气流平均总温, T_{u2} 是冷气平均总温。

采用总压损失系数和尾迹亏损系数等描述沿叶栅栅距方向等局部区域流动特性的分布,尾迹亏损系数按照速度亏损(即速度减小量)表示,而总压损失系数是以涡轮叶栅出口当地总压或出口平均总压与进口总压变化的差来衡量,其定义为

$$\psi = (p_{u1} - p_{e2}) / \left(\frac{1}{2} \rho u_1^2 \right)$$

式中 p_{u1} , p_{e2} 分别是叶栅进口和出口当地气流平均总压, $1/2 \rho u_1^2$ 是叶栅出口平均气流动压头。显然,总压损失系数中未包含冷气能量的损失。

3.2 叶栅性能实验结果

图 3 分别给出了不同冷气喷射流量比时,涡轮叶栅能量损失系数和总压损失系数的实验测量结果,图中横坐标 ξ 表示劈缝相对冷气流量(冷气流量与主流流量的比值)。可以看出,用不同损失系数描述尾缘

劈缝喷气对涡轮叶栅性能的影响时,其得到的变化规律是有很大差异的。

由图 3(a)可以看出,当尾缘全劈缝的射流流量较小时,尾缘劈缝射流造成能量损失系数会出现小幅度的减小,但其影响并不明显;而当尾缘劈缝流量进一步增大时,能量损失系数开始明显地增大。分析认为,当冷气流量较小时,冷气喷射吹除尾迹带来的损失减小比掺混所导致的损失增加值大,因而叶栅能量损失下降;当冷气流量较大时,冷气与燃气的掺混损失占主导地位,叶栅能量损失增加。由图 3(b)可以看出,尾缘射流造成的总压损失随流量变化规律是,冷气流量增加,开始时有小幅度的增大,然后逐渐增大到一个峰值。当冷气流量进一步增大时,损失又随着冷气流量的增大而减小。

图 4 给出了实验测量的叶片尾迹总压损失系数的变化情况,图中横坐标表示相对栅距,纵坐标是尾迹总压损失系数。

由图 4 可以看出,尾缘劈缝喷气显著地改变了涡轮叶栅出口尾迹,在较小冷气流量的状态下,尾缘劈缝冷气喷射使得叶片尾迹压力损失峰值增大,尾迹变宽。但是,当冷气流量增大到 3.96% 后,冷气喷射使得叶片尾迹压力损失的峰值减小。甚至出现损失小于叶栅主流损失系数的现象,如图中 5.68% 和 6.90% 冷气流量的试验曲线所示。高的劈缝喷气流量,会将一股高能量的气流注入到尾迹中,从而使得整个叶栅的压力损失减小。

3.3 叶栅性能计算结果与实验结果的比较

图 5 给出了数值计算的涡轮叶栅总压损失系数及与实验结果的对比。尾缘劈缝冷气喷射时,计算的总压损失系数与实验测量结果吻合良好,数值模拟捕

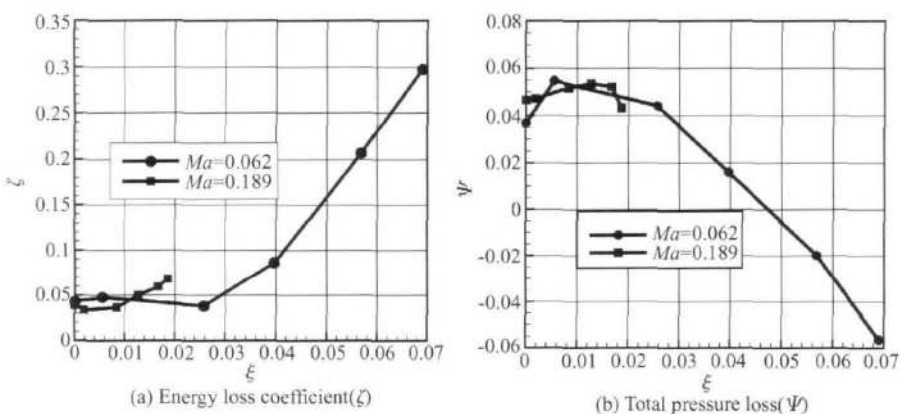


Fig. 3 Cascade loss coefficient for the cooling air mass flow (ξ)

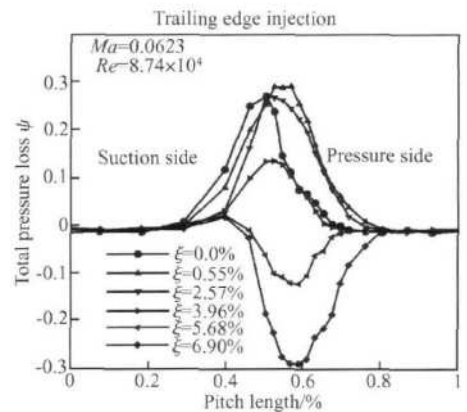


Fig. 4 Distribution of the wake in cascade outlet

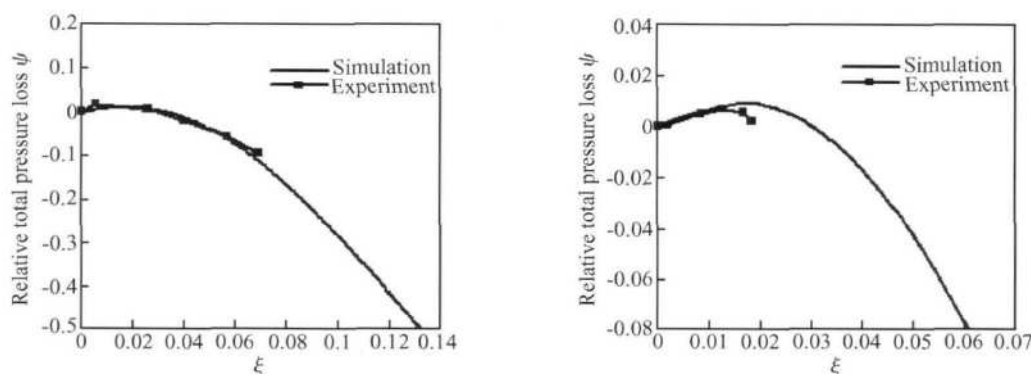


Fig. 5 Total pressure loss coefficient for cooling air mass flow

提到了压力损失系数随喷气流量的变化规律, 而且预测的损失系数与实验测量结果数值相当接近。

尽管数值计算的压力损失系数和实验测量的结果总的趋势有一定的一致性, 但在个别试验点上, 数值计算结果和实验结果相比仍然存在一定误差, 如图 5 右边图线所示。这也说明考虑涡轮叶栅冷气喷射时其内部流场结构非常复杂, 准确模拟并非易事。

3.4 叶栅性能计算分析

为进一步分析叶片尾缘劈缝气流喷射对涡轮叶栅损失影响的规律, 说明影响的物理机制, 本文采用数值计算的方法, 分析了冷气喷射条件下涡轮叶栅流场结构和性能变化特征。为了使得数值计算结果更加接近真实涡轮叶栅工作状态, 数值计算的涡轮叶栅出口马赫数为 0.97, 主流燃气温度为 1 600 K, 冷气总温为 600 K。并在数值计算中有意识地扩大冷气流量的变化范围, 安排多种气流喷射角度, 以弥补叶栅实验参数变化的不足。

在不改变劈缝位置的情况下, 尾缘劈缝的冷气喷射角度人为控制变化, 冷气方向角定义如图 6 所示, 当射流方向与叶片出口几何角一致时定义为 0° , 偏向压力面一侧时定义为正; 偏向吸力面时定义为负。

图 7 给出了在不同冷气射流角度和不同冷气流量条件下, 尾缘劈缝冷气喷射对能量损失系数和总压损失系数的影响。图中横坐标 ξ 表示相对冷气流量 (冷气流量与主流流量的比值), 纵坐标分别是能量损失系数和总压损失系数。

由图 7 可以看出, 类似于试验测量结果, 用不同损失系数描述尾缘劈缝喷气对涡轮叶栅性能的影响时, 得到的变化规律有很大差异。对于能量损失系数而言, 随着尾缘劈缝冷气流量的从零逐渐增大, 能量损失变化的规律是先减小再增大; 对于总压损失系数, 随冷气流量增加, 总压损失开始变化很小, 但当冷

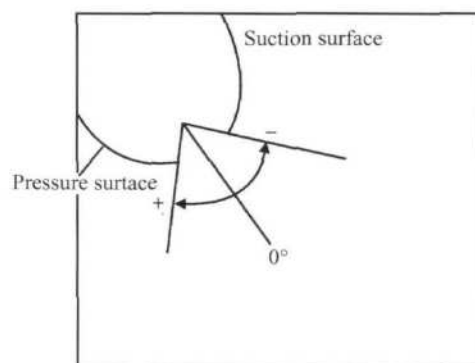


Fig. 6 Sketch of the trailing edge cooling air injection direction

气流量达到某值时, 总压损失随着冷气流量的增大而单调减小, 三种不同喷射角度的计算结果相差不是太大。由能量损失系数的变化趋势来看, 在小冷气流量情况下, 偏向压力面的尾缘射流引起能量损失的降低量较大, 而偏向吸力面的尾缘射流引起涡轮叶栅能量损失的降低量较小; 但是, 在大的冷气流量情况下, 偏向压力面的尾缘射流引起涡轮叶栅能量损失的增加量较小, 而偏向吸力面的尾缘射流引起涡轮叶栅能量损失的增加量较大。

为了进一步分析叶片尾缘劈缝冷气喷射对涡轮叶栅损失影响的规律, 图 8 给出了叶片出口一个轴向弦长位置处气流总压损失系数沿叶片栅距方向的变化情况。图中纵坐标表示叶栅出口总压损失系数, 横坐标表示相对栅距。

由图 8(a) 可以看出, 尾缘冷气喷射角等于叶片出口几何角时, 冷气的喷射, 使得尾迹中心区域的总压损失降低, 但是, 冷气对主流区 (非尾迹区) 流动情况影响并不大, 损失的变化局限于尾迹中心区, 尾迹峰值也并没有向吸力面或是压力面偏移。但是, 当尾缘冷气喷射角偏向吸力面或压力面时 (图 8(b)、

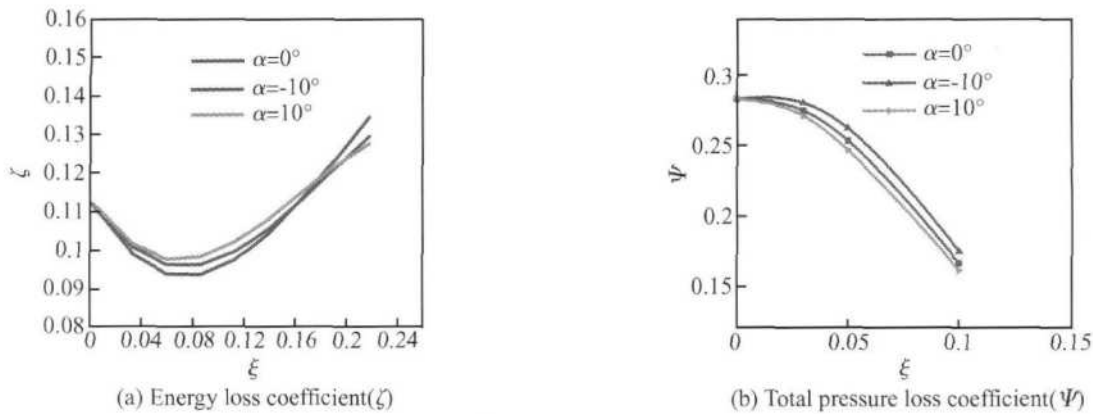


Fig. 7 Cascade loss coefficient for the cooling air mass flow (ξ)

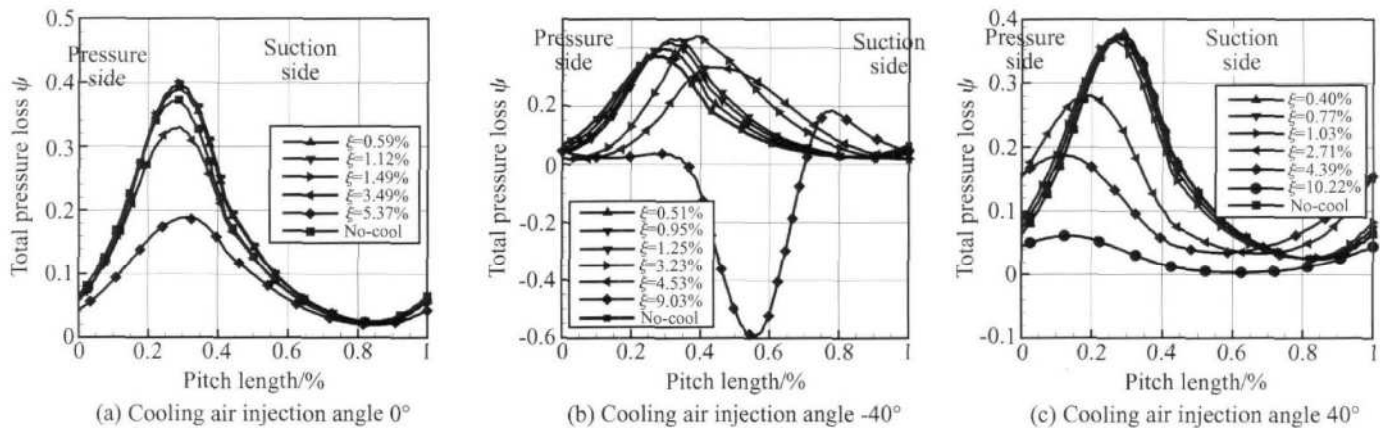


Fig. 8 Outlet total pressure loss coefficient distribution

8(c))时,尾迹峰值位置受到冷却气流的影响,向吸力面或压力面发生偏移。当相对冷气流量很大时($>9\%$),尾迹损失系数峰值趋于平缓或出现负值。

计算结果表明,冷气射流方向偏向哪一个叶型面,损失峰值就朝哪一个型面偏移。尽管在大冷气流量条件下,叶栅出口总压损失系数都随流量的增加而减小,但冷气偏向吸力面和冷气偏向压力面的机理是有差异的。当冷气射流方向偏向吸力面时,损失出现负峰值,使沿叶栅出口的平均损失有所减小;当冷气射流方向偏向压力面时,主流整体的损失系数降低,使得叶栅出口的平均损失减小。

4 结 论

(1)用不同损失系数描述尾缘劈缝有冷气喷射对涡轮叶栅性能影响时,得到的变化规律有明显差异。考虑到能量损失系数综合考虑了主流燃气和冷气的能量,因此,用能量损失系数评价气冷涡轮叶栅性能是比较准确和客观的。

(2)在较小的冷气流量下,试验和计算都发现了随叶片尾缘劈缝冷气喷射,叶栅能量损失降低的趋

势。这表明,尾缘劈缝冷气喷射对涡轮叶栅性能有改善的可能。从涡轮叶栅流动的物理机制来看,尾缘劈缝冷气喷射可以改善近尾迹区域的流动,使得尾迹中心区汇入一股高速高能量的气体,提高尾迹中心区能量,缩短尾迹影响范围,增大出口动压,使得涡轮叶栅总压损失减小。

(3)尾缘劈缝冷气射流方向偏向叶片哪个型面,尾迹损失峰值就朝叶片的哪个型面偏移。在大冷气流量条件下,无论冷气喷射偏向哪个方向,叶栅出口总压损失系数随流量的增加都是减小的,但是,冷气偏向吸力面和压力面,对涡轮叶栅流场影响的机理是不相同的。

参考文献:

- [1] Walters D K, Leylek J H. Impact of film-cooling jets on turbine aerodynamic losses [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(7).
- [2] Jackson D J, Lee K L, Ligrani P M, et al. Transonic aerodynamic losses due to turbine airfoil suction surface film cooling [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(4).

- [3] Deckers M, Denton J D. The aerodynamics of trailing-edge-cooled transonic turbine blades part 1-experimental approach [R]. *ASME* 97-GT-518
- [4] Sieverding C H. The influence of trailing edge ejection on the base pressure in transonic turbine cascades [R]. *ASME* 82-GT-50
- [5] Metzger D E, Kim Y W, Yu Y. Turbine cooling an overview and some focus topics [C]. *Proc 1993 International Symposium on Transport Phenomena in Thermal Engineering*, 1993
- [6] Uzoilo, Canci C, Glezer B. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection part 1-effect of cut-back length, spanwise rib spacing, free-stream Reynolds number, and chordwise rib length on discharge coefficients [R]. *ASME* 2000-GT-258
- [7] Uzoilo, Canci C, Glezer B. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection part 2-external aerodynamics, total pressure losses and predictions [R]. *ASME* 2000-GT-557
- [8] 乔渭阳, 曾 军, 曾文演, 等. 气膜孔喷气对涡轮气动性能影响的实验研究 [J]. 推进技术, 2007, 28(1). (QIAO Weiyang ZENG Jun, ZENG Wen-yan, et al. Experimental studies for the aerodynamic loss in gas turbine with film cooling [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(1).)
- [9] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8).
- [10] Bardina J E, Huang P G, Coakley T J. Turbulence modeling validation testing and development [R]. *NASA TM* 110446, 1997.

(编辑: 郭振伶)

(上接第 683 页)

两排激励器的这种明显的作用效果与相邻合成射流作用机理有密切的联系。合成射流激励器控制掺混的机理在于加强了射流出口附近的涡结构, 通过涡结构的强对流作用极大地增强了射流在出口附近的混合; 同时其非定常性使得整个流场的脉动增强、湍流度增大, 从而增强混合^[3]。前面已有结论, 相邻合成射流较单个合成射流有着更强的作用力, 从而在控制掺混时效果更佳, 所以两排激励器较单排激励器相比有着更强的控制能力。

需要注意的是, 在分析作用效果孰强孰弱的时候, 不能忽视实验模型或计算模型的一体化设计问题, 即不但要对激励器本身进行优化, 还应该对模型有关结构参数和气动参数进行优化, 只有综合多方面的因素, 才能达到更为理想的控制效果。

4 结 论

(1) 合成射流控制掺混流场中, 单排激励器的采用可以增强对共轴射流的掺混效果。

(2) 相邻合成射流激励器出口旋涡经过相互耦合, 形成了更强的旋涡对, 并以一种新生合成射流的形式作用外场。这种新生合成射流较单个合成射流来说, 有着更强的作用力。

(3) 计算分析表明: 两排激励器较单排激励器相比, 前者有着更明显的作用效果, 在控制共轴射流掺混方面前者也更好一些。

参考文献:

- [1] Conrad Y Lee, David B Goldstein. Two-dimensional synthetic jet simulation [R]. *AIAA* 2000-0406
- [2] Jing Cui, Ranesh K Aganwal, Dahai Guo, et al. Numerical simulation of behavior of synthetic jets in cross-flow [R]. *AIAA* 2003-1264
- [3] 杨京南, 赵 宏, 伍耐明, 等. 主动流动控制实验台及测量系统 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 50~53
- [4] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展 [J]. 力学进展, 2005, 35(2): 221~234
- [5] Gilarranz J L, Rediniotis O K. Compact high-power synthetic jet actuators for flow separation control [R]. *AIAA* 2001-0737
- [6] Ritchie B D, Seitzman J M. Controlled fuel-air mixing using a synthetic jet array [R]. *AIAA* 2000-3465
- [7] Anwar Ahmed, Zafar Bangash. Axisymmetric coaxial synthetic jets [R]. *AIAA* 2002-0269

(编辑: 刘萝威)