

叶片前缘喷气对大转角涡轮平面叶栅气动性能的影响^{*}

陈 浮, 杨 科, 王松涛, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 对具有前缘逆主流不同位置喷射冷气的大转折角气冷涡轮直叶栅进行了详细的流道内部测量。实验结果表明, 冷气喷射改变了叶片型面静压分布规律; 前缘不同位置喷气对流道内部通道涡和端壁附面层的影响差异较大; 不同冷却方案导致损失增加的机理不同, 损失增加量级也有所不同。

关键词: 涡轮叶片; 薄膜冷却; 叶栅; 流动分布; 气动特性

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 02-0126-04

Influence of cooling air injection from leading edge on the aerodynamic performance of rectangular turbine cascade with large turning angle

CHEN Fu, YANG Ke, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Measurements of flow passage inside a rectangular turbine cascade with large turning angle while cooling air injection upstream from three different rows at leading edge were performed. Experimental results show that the static pressure distributions are changed due to the coolant air. The cooling air injections from different rows have different effects on the passage vortex and end-wall boundary layer; the amount of loss increase differs from each other in three cases due to the different mechanism of loss increase.

Key words: Turbine blade; Film cooling; Cascade; Flow distribution; Aerodynamic characteristic

1 引 言

随着涡轮入口燃气温度的不断提高, 涡轮冷却技术研究越来越为人们所重视^[1], 影响气冷涡轮性能的主要因素是冷气射流与燃气主流以及射流间的相互作用。但由于涡轮栅内流场中二次流动的存在, 以及冷气射流所带来的复杂几何和气动影响, 使得现有大量工作集中在平板流动以及某些局部细节的研究^[2~4], 关于叶栅内部流场特性的研究则相对较少^[5]。另外高负荷燃气涡轮叶片转折角一般在 110° 左右, 这类大转折角涡轮叶栅中的前缘涡、通道涡尺度和强度均较大, 随着大尺寸、高强度的通道涡向叶栅中部发展乃至汇合, 栅内二次流动损失增加, 高损失区远离端壁^[6], 因此大转折角气冷涡轮叶栅内部的

流动情况远比常规小转角冷却导向叶栅复杂。

本文在低马赫数条件下对具有 106° 转折角的某型气冷涡轮直叶栅内部流场进行了详细测量, 研究了叶片前缘不同位置逆主流喷气对栅内静压系数、能量损失系数、二次流速度矢量等参数的影响。应该指出的是, 作为研究叶轮机三维流动特性的简化模型, 低速平面叶栅实验可提供较详细的栅内流场信息, 至今仍不失为进行基础理论和新思想研究的有效途径。

2 实验装置

实验风洞为哈尔滨工业大学发动机气动研究中心大尺度低速平面风洞^[7], 图 1 为实验叶片型线、冷却孔位置、喷射角度及测量面分布情况。冷气喷射孔直径 D 为 2mm, 相对孔间距 $S/D = 3$, 冷气射流与主

^{*} 收稿日期: 2003-06-05; 修订日期: 2003-09-19。

基金项目: 国家“九七三”基金 (G1999022307); 黑龙江省自然科学基金 (E0204); 哈尔滨工业大学基金 (HIT•2002•44)。

作者简介: 陈 浮 (1970—), 男, 博士, 副教授, 研究领域为叶轮机气体动力学。E-mail: chenfu@hit.edu.cn

流喷射质量比为1%,没有调节射流与主流总压比。孔1喷气角度为 90° ,孔2,孔3为逆主流 30° 喷气。来流弦长雷诺数为 $Re=4.6 \times 10^5$,来流总压为 $1.044 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。本文主要研究目的在于射流对流场气动损失的影响,因而采用冷态空气作冷却介质。文中实验数据定义、采集与处理方法以及测量精度分析等参见文献[8]。

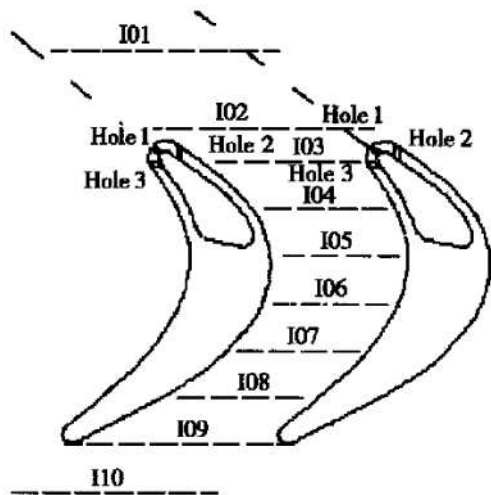


Fig. 1 Measuring section and direction of jet hole

为了详细测量叶栅流场参数,栅前、栅后和栅内沿轴向设置10个测量截面,沿节距方向测点间距为3mm。由于实验叶栅属于对称结构,只进行半叶高测量,设置11个测量站,25%叶高以下设置7个测量站,每站之间间距为5mm,25%~50%叶高设置4个测量站,每站之间间距为10mm。

3 实验结果和分析

3.1 对型面静压系数分布的影响

由于叶片前缘暴露于高温燃气中,受到的热冲击最大,因此要求冷气孔分布要密一些,并且为了保证冷气的覆盖面,位于叶片前缘的孔1,2,3均为逆主流

方向喷气,其中孔1为正对来流喷气,孔2和孔3均为逆主流 30° 喷气。孔1喷气时,由于叶片前缘处的主流压力非常高,射流很快被压在叶片表面,并完成掺混过程,与主流较快地形成均匀混合气体。孔2位于吸力面前缘,喷射冷气处于顺压力梯度区里,其附近局部压力升高,加大了顺压力梯度,因此喷射冷气难以进入主流区较深,而是在较短距离内重又依附在叶片表面向下游发展。孔3位于压力面前缘,此处存在明显的圆柱绕流的流动特征,即喷射气流前压力升高,射流后压力降低,在压力面前缘的逆压力梯度作用下,冷气射流易于穿过附面层进入到主流区中,并与主流发生掺混。

3.2 冷却孔位置对二次流速度场及损失分布的影响

为了更清晰地表明冷气喷射对叶栅二次流矢量场的影响,图2给出了测量截面5处有/无冷气喷射时通道涡附近的流场细节。可以发现,叶片前缘逆主流喷射冷气显著影响了通道涡的位置和尺度。无冷气喷射时通道涡核心位置距吸力面和端壁约8.5mm,即周向宽度约15.7%,展向高度约5.3%处。孔1正对主流喷气时通道涡核心位置距吸力面约20%流道宽度,距端壁约6.3%展向高度,旋涡尺度和强度有所增强。即孔1逆主流喷气对通道涡发展起到了促进作用,增大了通道涡强度,并可推断出前缘马蹄涡鞍点的位置有所提前。吸力面前缘孔2喷射冷气时通道涡核心位置与孔1喷气较接近。压力面前缘孔3喷射冷气时通道涡位置变化没有孔1,2喷气时剧烈,即压力面前缘喷气逆主流喷气对流场结构影响较小,与无冷气喷射相比通道涡尺寸减小。值得注意的是,孔3逆主流喷气时,可明显看出压力面附近区域流场结构的变化,探针测量捕捉到了射流与主流间的展向掺混。这是由于孔3逆主流喷气时,冷气射流不仅穿过附面层且与主流发生掺混。

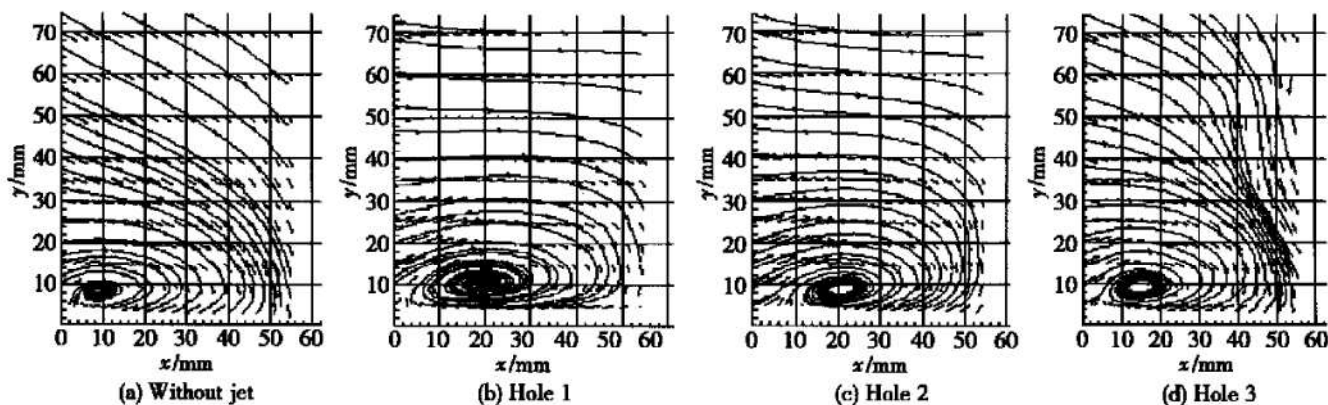


Fig. 2 Distribution of streamline and secondary flow without/with (from hole 1~3) injection at plane 5

从图 3 所示的能量损失系数等值线分布对比可看出, 由于通道涡尺寸及强度的增加, 其卷吸低能流体的能力得以增强, 因此孔 1, 2 喷气时端壁损失有所增加。与二次流矢量分布相对应, 孔 3 喷气使得叶片压力面附近损失增加, 端壁附面层损失则几乎与无冷气时相同。

3.3 冷却孔位置对节距平均能量损失径向分布影响

图 4 为不同喷射孔喷气时第 5, 10 测量截面质量平均能量损失系数沿叶高分布。第 5 截面处孔 1, 2, 3 喷气时能量损失分布与无喷气时的区别可以由上一节所述的原因解释。而叶栅出口 10 截面处的损失系数分布则与流道内的情况明显不同, 表明了不同喷射孔位置喷出的冷气与主流掺混发展趋势的区别。可以看出, 孔 1 正对来流喷气时, 掺混在流道内部基本完成, 对损失的影响保持在相近的程度。吸力面前缘孔 2 喷射冷气时, 冷气射流在前缘顺压力梯度的作用下, 保持在叶片表面附近, 掺混并不剧烈, 而在大转折

角叶栅内, 逆压力梯度区较长, 射流在其作用下脱离叶片型面, 并与主流发生较为强烈的“二次掺混”, 进而导致了整个叶高范围内的能量损失均显著增加。这一结果验证了文献[8]中的结论, 即吸力面前缘逆主流喷气将由于逆压力梯度区存在而发生“二次掺混”现象。压力面前缘孔 3 喷射冷气时的情形则相反, 由于喷气位置主流速度较低, 射流一旦喷出就与主流发生了掺混且在较短距离内达到均匀的程度, 然后在变化较为平缓的顺压力梯度作用下, 掺混均匀的混合流体向下游发展, 但孔 3 喷气对附面层带来较大的影响, 其增加了能量损失的机理是不同的。

4 结 论

(1) 冷气射流改变了型面静压分布规律, 前缘正对主流喷气对型面压力影响不大, 压力面和吸力面前缘喷气使射流上游压力升高, 下游压力降低;

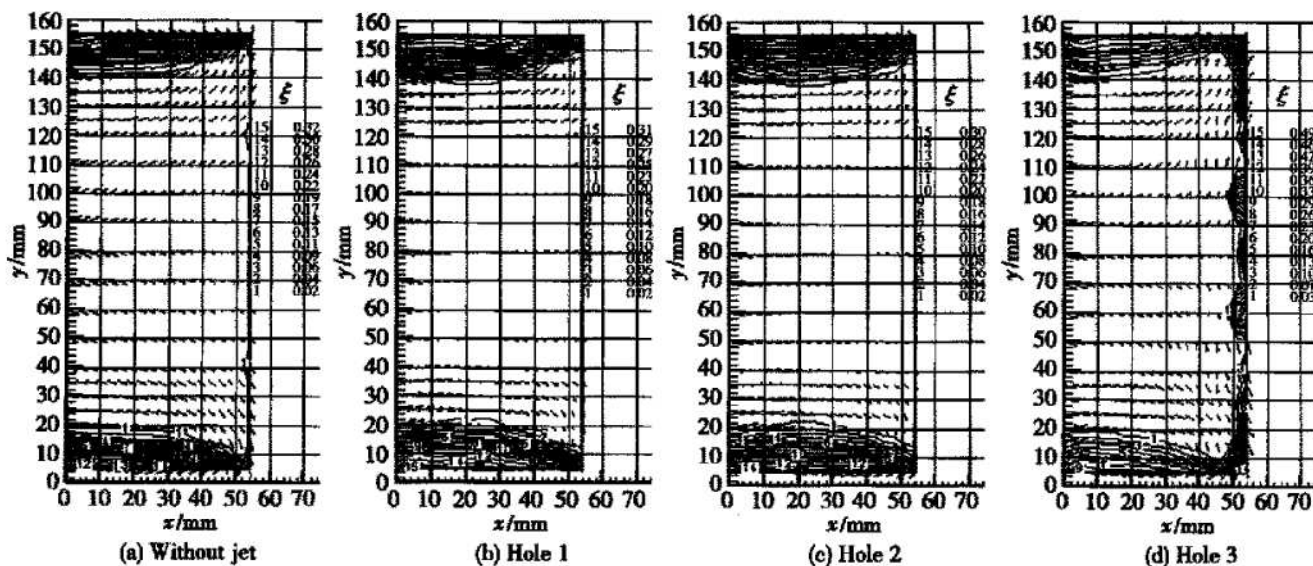


Fig. 3 Distribution of energy loss coefficient (ξ) contours without/with (from hole 1~3) injection for at plane 5

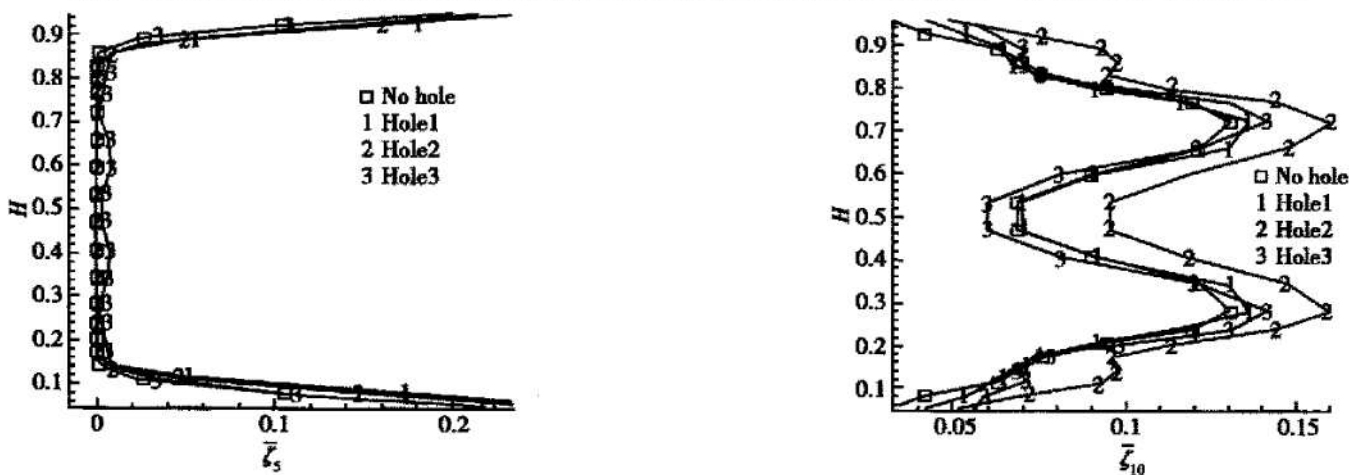


Fig. 4 Change in spanwise distribution of energy loss coefficient at plane 5 and 9

(2) 叶片前缘逆主流喷气对栅内流场结构有明显影响,前缘正对主流喷气和吸力面前缘逆主流喷气使通道涡的尺度和强度增加,压力面前缘喷气时流场结构变化不如前两者明显;

(3) 前缘逆主流喷气增加损失机理不同,损失增加量级也有所不同,正对来流喷气时的掺混过程在流道内基本完成,以均匀混合流体形式向下游发展,吸力面前缘喷气由于流道内不同压力梯度的影响而存在“二次掺混”,导致较大的掺混损失,压力面前缘喷射的冷气同时与附面层和主流中的流体发生掺混,然后在顺压力梯度作用下,均匀的混合流体向下游发展,冷气对附面层的影响是损失增加的主要原因。

参考文献:

- [1] Hay N, Lampard D. Discharge coefficient of turbine cooling hole: a review [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 314~ 319.
- [2] Ligrani P M, Ramsey A E. Film cooling from a single row of holes oriented in spanwise/normal planes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 11(3) 9: 770~ 775.
- [3] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄, 等. 锥形排孔气膜冷却实验研

究[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 65~ 69. (ZHU Hui ren, XU Du chun, LIU Song ling, et al. Film cooling experimental investigation of a row of cone-shaped holes [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(3).)

- [4] 徐红洲, 王尚锦, 刘松龄, 等. 气膜冷却流场的实验研究和数值模拟分析[J]. 推进技术, 1998, 19(2): 47~ 53. (XU Hong zhou, WANG Shang jin, LIU Song ling, et al. Experimental study and analysis of numerical computation in the flow field of film cooling [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(2).)
- [5] Chen Fu, Yang Hong. An experimental investigation on the aerodynamic performance and flowfield structure of a film-cooled turbine cascade [R]. *ASME paper 99-GT-280*.
- [6] 谭春青, 王仲奇, 韩万今. 大转角透平叶栅叶片正弯曲的实验研究[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4): 413~ 415.
- [7] 陈 浮, 宋彦萍, 王仲奇, 等. 前缘逆主流喷气时涡轮叶栅流场性能研究[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(2): 176~ 180.
- [8] 陈 浮. 气冷涡轮叶栅内三维流场的实验研究与数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1997: 36~ 37.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第100页)

5 结 论

液体火箭发动机知识的描述和表达是发动机故障诊断过程中面临的首要问题,有效的知识表达形式将直接决定着诊断方法的效率^[7,8]。而目前所发展的故障诊断方法大多采用基于模型的知识表示形式,故障仿真量大,计算复杂^[9]。因此,本文通过集成时间信息,以谓词逻辑公式和子句的形式对发动机试车过程中的动态行为进行描述,建立发动机基于时间信息的动态诊断知识策略,然后利用演绎推理检测模型与系统实际行为的一致性的方法,进行故障检测和诊断。仿真结果表明该方法计算量小,检测速度快,且具有较强的诊断能力。但是,该方法仅利用了发动机中层次相对较浅的定性因果知识,因此诊断的准确度尚需进一步提高,而这需要在发动机定性定量知识的集成,以及发动机状态定性描述中所包含的模糊概念的处理等方面作更深入的研究。

参考文献:

- [1] 刘洪刚. 液体火箭发动机智能故障诊断理论与策略研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.

- [2] 吴建军, 刘洪刚, 陈启智. 基于命题逻辑的液体火箭发动机故障诊断方法研究[C]. 中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会等八单位 2001 年联合学术会议论文集(航空宇航分册), 2001.
- [3] 吴泉源, 刘江宁. 人工智能与专家系统[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [4] 周东华, 叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.
- [5] 吴建军. 液体火箭发动机故障检测与诊断研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 1995.
- [6] Vittorio B, et al. A spectrum of definitions for temporal model-based diagnosis [J]. *Artificial Intelligence*. 1998, 102: 39~ 79.
- [7] 王道平, 马少平. 故障诊断系统中深浅知识集成表示方法的研究[J]. 小型微型计算机系统. 2001, 22(9).
- [8] 刘洪刚, 吴建军, 陈启智. 基于混合知识模型和混合推理策略的液体火箭发动机智能故障诊断[J]. 推进技术, 2003, 24(3). (LIU Hong-gang, WU Jian-jun, CHEN Qi-zhi. Hybrid knowledge model and reasoning strategy based on intelligent fault diagnosis for liquid-propellant rocket engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(3).)
- [9] Stefano Chessa, Paolo Santi. Operative diagnosis of graph-based systems with multiple faults [J]. *IEEE Transactions on System, Man and Cybernetics*. 2001, 31(2). (编辑: 朱立影)