

逆主流射流式旋涡发生器对涡轮流动 分离控制数值模拟*

张 漫¹, 乔渭阳²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 通过数值计算, 详细研究了射流偏转角与主流夹角大于 90° 的逆主流小孔稳态射流 (Reversed injection VGJs) 对低雷诺数涡轮流动分离的控制。研究结果发现, 逆主流射流对主流的扰动引起射流孔后边界层迅速转捩可抑制流动分离现象。射流作为“湍流发生器”从控制机理上有别于 90° 偏转角 VGJs 射流状态。高射流湍流度 (10%), 135° 逆主流 VGJs 在达到与 90° 偏转角 VGJs 基本相同的流动分离控制效果时, 可降低射流流量 67% 。

关键词: 低雷诺数; 逆主流 VGJs⁺; 湍流发生器⁺; 数值仿真

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0168-06

Numerical simulation of the reversed injection VGJs for low-pressure turbine separation control

ZHANG M an¹, QIAO W eiyang²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract Detailed numerical simulations were performed to study the mechanics of the using Reversed injection VGJs (Vortex Generator Jets) to control the flow separation occurred on the suction side of low pressure turbine at low Reynolds numbers. The results show that the fully developed turbulence boundary layers on the blade surface caused by reversed injection VGJs restrain the flow separation. This mechanism of separation control is very different from the 90° VGJs. The reversed injection VGJs can be treated as the Turbulence Intensity Generator. The VGJs with 135° skew angle could reduce the injection mass 67% compared to the 90° VGJs at the nearly same flow separation control performance. It showed that the VGJs with 135° skew angle may be a better way to reduce the flow loss.

Key words Low Reynolds number; Reversed injection VGJs⁺; Turbulence generator⁺; Numerical simulations

1 引 言

采用流动控制技术控制叶片表面流动分离是增大涡轮载荷、降低流动损失的重要技术途径。Bons 等人于 1999 年首次提出在涡轮叶片表面应用小孔稳态射流 (Vortex Generator Jets, VGJs) 和脉冲射流 (Pulsed VGJs) 进行流动分离控制^[1]。到目前为止, VGJs 技术依然是世界范围的流动控制研究热点^[2~6]。

作者长期跟踪研究这一课题, 发现在 Bons^[1], Sondergaard^[2]等人对 VGJs 的研究中, 广泛选择射流偏转角 90° , 射流倾斜角 30° 这一组合。他们认为, 当射流偏转角度在 $45^\circ \sim 90^\circ$ 这一范围内, 射流所形成的强化了一边涡系的马蹄涡, 可以把主流高动量流体裹挟进边界层中, 促进了边界层区与主流区的动量交换, 有效抑制边界层流动分离现象。但是, 对于不同 VGJs 射流偏转角度的变化对流动分离控制效果的对比, 以及对射流与主流作用机理与流场物理结构并没

* 收稿日期: 2007-03-22 修订日期: 2007-07-20

基金项目: 国家自然科学基金 (10377011)。

作者简介: 张 漫 (1983—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zm2001e@yahoo.com.cn

有进行深入细致的研究。并且,在 VGJs 对低雷诺数涡轮流动分离控制的应用研究中,射流偏转角度大于 90° ,与主流流动方向相逆这一角度范围,尚属研究的“盲区”,公开发表的文献中,并未见到相关的研究成果与明确的研究结论。

由于流动分离、转捩以及射流与主流相互作用的复杂性,到目前为止,VGJs 的实验研究只局限于低速平面叶栅风洞实验,相应的数值模拟受到计算条件的限制,也处于“起步阶段”。近年来,随着 CFD 技术以及湍流模型研究工作的不断深入,带转捩考虑分离条件的低雷诺数湍流模型已经发展成功^[7,8],为准确数值模拟 VGJs 控制的涡轮流场提供了研究条件。

本文以数值计算为研究手段,采用了耦合低雷诺数转捩模型的 SST 湍流模型,通过求解雷诺平均 N-S 方程,数值计算了带小孔射流的低雷诺数涡轮全三维粘性流场,详细研究了射流偏转角大于 90° 的逆主流 VGJs 对流动分离的控制效果。本文研究发现,逆向 VGJs 射流与 90° 偏转角 VGJs 控制流动分离的物理机制有明显差别,逆向射流对主流边界层中的层流湍流转捩有显著的影响,逆主流 VGJs 更像是“射流式湍流发生器”进行转捩控制。

2 研究对象与研究方法

2.1 研究对象

本研究选取 PAK-B 涡轮叶型为研究对象。该叶型是一种典型的高负荷低压涡轮叶型,几何参数见图 1。

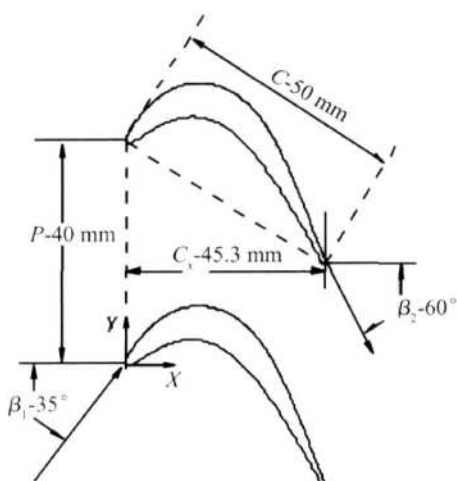


Fig 1 Blade geometry

2.2 数值计算方法

本文应用耦合 Langtry-Menter 低雷诺数转捩模型的 SST 湍流模型,求解直角坐标系下全三维稳态雷诺

平均 N-S 方程。该转捩模型没有直接描述转捩物理过程,而是通过建立在流动局部变量基础上的经验关联式耦合于 RNS 的求解中。关于 Langtry-Menter 转捩模型的具体论述,参见文献 [7, 8]。

2.3 射流与主流流场耦合计算方法

对于射流、主流掺混流场,数值计算中应将主、次流耦合计算,这是由于射流气流从射流腔进入主流,在射流孔周围与主流掺混,进而产生复杂涡结构^[9],无法人为直接给出射流孔处符合物理流动结构的气动参数分布,需要将二次射流与主流流场作为整体进行耦合求解。由于射流腔室体积通常相对较大,可近似认为气体在射流腔内气动参数分布均匀且无能量损失,进一步将体积巨大的射流腔与射流管路简化为一段圆柱型的射流管。将射流气体在射流腔中的气动状态参数(总温、总压)作为边界条件(射流总温、流量)附加在射流管路入口,并根据射流管路与当地叶片表面夹角确定射流角度,即可进行主流场和射流场的耦合迭代计算。射流管路结构见图 2 所示。

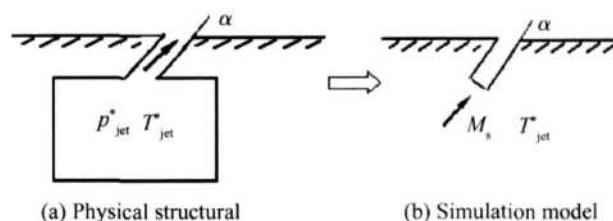


Fig 2 Model of jets structural

射流角度由射流倾斜角与偏转角所确定。二次射流出口气流方向与当地叶片壁面切向方向夹角定义为射流倾斜角。射流出口气流方向在当地表面投影与当地主流流动方向夹角定义为偏转角。本文重点研究的逆主流 VGJs 即射流偏转角大于 90° 状态。射流几何角度定义见图 3 所示。

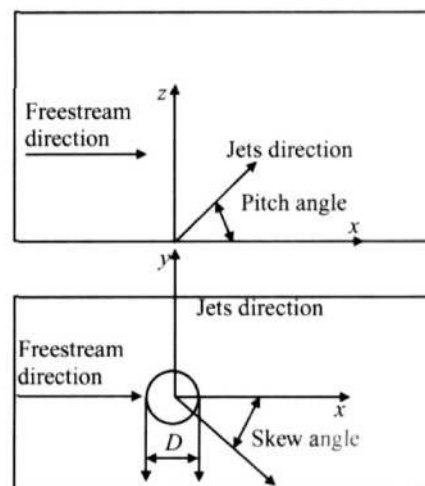


Fig 3 Sketch of jet angles

2.4 边界条件与计算网格

涡轮流场数值计算域为单个栅距叶片通道,在叶片周向采用周期性边界作为平移延拓,叶片壁面绝热无滑移。沿叶片前缘上游延伸1个弦长距离作为进口边界,给出进口气流总压、总温以及气流方向。沿叶片尾缘下游方向3个弦长距离作为出口边界,给出气流静压。射流孔按列均匀分布在径向无限长叶片表面,计算域在叶片表面径向取一个射流孔间距长度,并保证射流孔在计算域中央,将周期性边界应用在射流孔与孔的间距位置。

为尽可能减小不同射流角度状态的网格差异,在保证主流网格不变的前提下,将射流孔区域单独分离出来进行局部网格划分。主流计算域网格为O-C型拓扑结构,网格数40万,叶片表面网格 $y^+ \approx 0.7$ 。为精确捕捉射流流动细节与射流孔周围旋涡结构,在射流管路与主流交接处仍需布置足够细密的网格。在直径0.5 mm射流孔上,布置网格数260。带有射流管路的涡轮流场网格划分见图4。

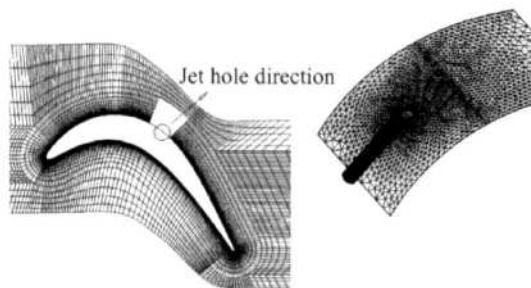


Fig 4 Schematic of cascades mesh

3 数值计算方法验证

本文根据Bons^[1], Lake^[10], Rouse^[11]等人公开发表的低雷诺数平面叶栅实验数据以及文献[13]中实验数据验证数值计算方法的有效性。

图5给出了叶栅总压损失随雷诺数变化关系。其中雷诺数基于叶栅进口速度与叶片轴向弦长定义,其表达式为

$$Re = \frac{\rho u_i C_x}{\mu}$$

式中 ρ_i 为进口气流密度, u_i 为进口气流速度, C_x 为叶片轴向弦长, μ 为动力粘性系数。基于叶栅出口动压头的总压损失系数 ϕ 定义为

$$\phi = \frac{p_{ti} - \bar{p}_{to}}{\bar{p}_{to} - \bar{p}_{so}}$$

式中 p_{ti} 表示叶栅进口气流总压, $\bar{p}_{to}$ 表示质量加权平

均的叶栅出口总压, $\bar{p}_{so}$ 表示质量加权平均的叶栅出口静压。

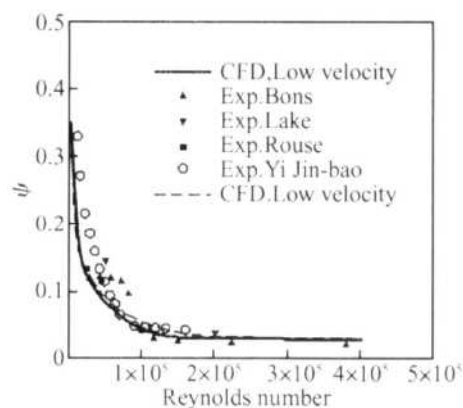


Fig 5 Comparison of experimental total pressure loss coefficient with numerical prediction

从图5可看出,当雷诺数大于 1×10^5 时,实验数据与数值计算结果吻合良好;当雷诺数低于 8×10^4 时,由于低雷诺数条件下分离流动的瞬态性与不稳定性,不同文献资料中所提供的实验结果各有差异。在雷诺数处于 2×10^4 左右,本文所采用的数值计算方法,与Bons^[1], Rouse^[11]等人实验结果吻合良好。

从图5还可看出,涡轮平面叶栅地面低速实验状态($T = 300 \text{ K}$, $p = 1.01 \times 10^4 \text{ Pa}$)与高温($T = 1000 \text{ K}$)、高速($Ma = 0.55$)气体状态下,流动损失随雷诺数变化大致相同,即意味着,气体状态的变化,对于均为无量纲化的损失系数与雷诺数关联关系没有明显影响,符合流动相似性原理。

4 逆主流VGJs控制研究

在Bons, Sondergaard^[1-3]等人进行VGJs流动分离控制的研究中,广泛选择射流偏转角 90° ,射流倾斜角 30° 。Lin^[12]等人认为,当射流偏转角在 $45^\circ \sim 90^\circ$ 这一范围内,射流与主流剪切所形成的强化了一边涡系的马蹄涡,可以把主流高动量流体裹挟进边界层中,促进边界层与主流动量交换,抑制边界层流动分离。但是到目前为止,公开发表的文献中,针对VGJs射流偏转角度在 $90^\circ \sim 180^\circ$,与主流流动方向相逆这一角度范围,射流控制机理是否符合上述研究结论,无明确答案。逆主流射流VGJs尚属研究领域的“盲区”。

为对VGJs流动分离控制方法进行透彻研究,本文重点数值模拟在真实涡轮工作状态下, 180° 偏转角VGJs与 135° 偏转角VGJs逆主流射流时,对流动分离的控制效果。

4.1 逆主流 VGJs 控制效果研究

涡轮进口总温 1 000 K, 总压 3.6×10^4 Pa 气流速度 200 m/s, 雷诺数 2.5×10^4 , 进口湍流度 (Free Stream Turbulence Intensity, FSTI) 1%, 射流总温 600 K。分别选择射流偏转角 180° 与 135° , 与主流来流方向相逆。根据文献 [1~3] 中对 PAK 叶栅流动分离控制的研究, 本文逆向 VGJs 的位置处于 63% 轴向位置, 射流倾斜角 30° , 孔径 0.5 mm, 孔间距 4.0 mm。

图 6, 7, 8 给出了两种逆主流 VGJs 偏转角, VGJs 射流湍流度 (Jet Stream Turbulence Intensity, JSTI) 分别为 1%, 5%, 10%, 相对总压损失系数 (即 VGJs 控制时叶栅总压损失系数与无控制总压损失系数比值) 随射流流量变化关系。同时, 为便于比较逆主流 VGJs 控制效果与 90° 偏转角 VGJs 的不同, 图中附上 90° VGJs 在相同流动状态下的控制结果。

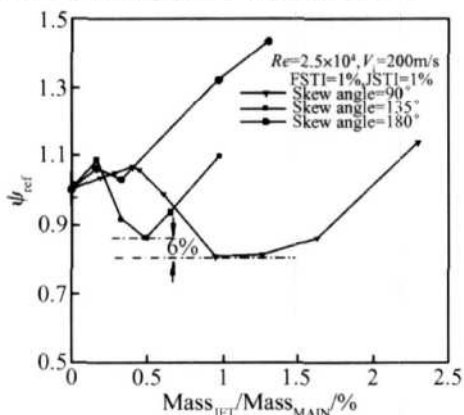


Fig. 6 Different skew angle, JSTI = 1%, the relationship with injection mass and total pressure loss coefficient

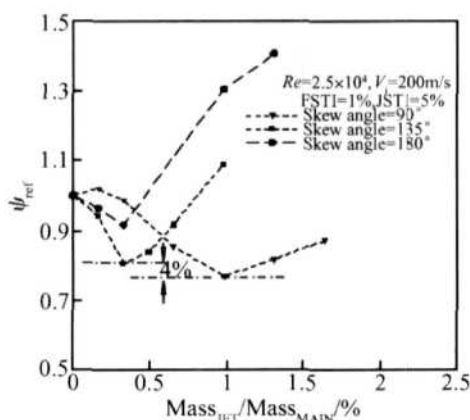


Fig. 7 Different skew angle, JSTI = 5%, the relationship with injection mass and total pressure loss coefficient

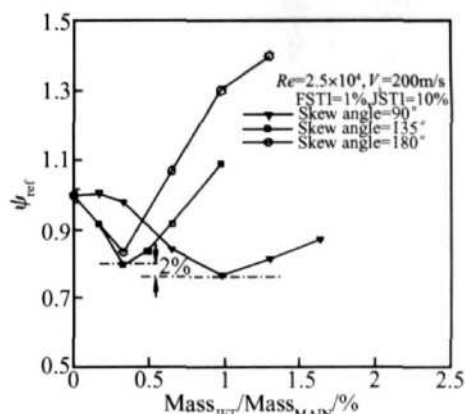


Fig. 8 Different skew angle, JSTI = 10%, the relationship with injection mass and total pressure loss coefficient

显不同。 135° 偏转角 VGJs 虽然不能实现与 90° 偏转角 VGJs 同样的总压损失系数降低幅度, 但是在保持控制效果差别不大的情况下 (总压损失系数相差小于 6%, 并随着射流湍流度的增加, 这种差别逐渐减小), 减小射流流量 50% 以上。

(2) 射流湍流度的大小对逆主流 VGJs 产生明显影响, 但对 90° 偏转角 VGJs 控制效果并无明显影响。当射流湍流度为 1% 时, 180° 逆主流 VGJs 造成流动损失大于无控制状态, 135° VGJs 达到最佳控制效果时, 相比 90° 偏转角 VGJs 射流流量比可减小 0.45%, 但是流动损失增大 6%。当射流湍流度从 5% 增加到 10% 时, 90° 偏转角 VGJs 控制效果基本不变, 逆主流 VGJs 控制效果增强, 体现在与 90° 偏转角 VGJs 所能够降低的总压损失系数幅度趋于一致。特别是, 135° VGJs 射流流量比为 0.32% 时, 总压损失系数降低 20%, 较之 90° VGJs 达到最佳控制效果时, 射流流量可减小 67%, 总压损失增大 2%。

4.2 逆主流 VGJs 流动细节研究

图 9 给出了主流湍流度为 1%, 射流湍流度为 10% 时, 三种射流偏转角 VGJs 各自最佳射流流量条件下, 叶片表面压力系数分布。

从图 9 可以看出, 较之无射流状态, 三种不同射流角度 VGJs 均可使 70% 轴向弦长位置后的压力“平台”消失, 这意味着两种角度的逆主流射流 VGJs 与 90° 偏转角 VGJs 对流动分离的控制效果是相同的, 均可控制原先流场中出现的边界层“开式”分离, 改善了低雷诺数涡轮分离流动状况。

4.3 逆主流 VGJs 控制机理研究

为详细分析两种角度逆主流 VGJs 对低雷诺数涡轮流动分离的控制机理, 图 10~ 图 13 给出了在某

从图 6, 7, 8 中可以看出:

(1) 逆主流 VGJ 控制效果与 90° 偏转角 VGJs 明

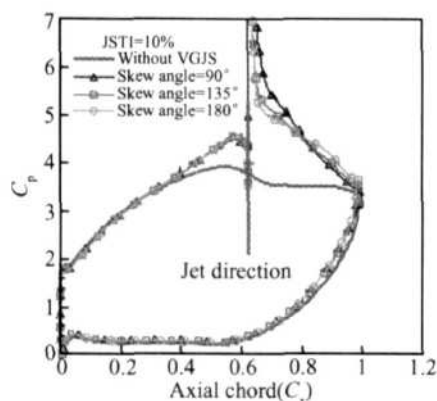


Fig 9 C_p distribution on the blade surface

一射流流量下,射流孔中径流场无量纲的间歇因子分布云图,为便于对比,同时附上 90° 偏转角 VGJs 结果。其中,图 10 表示 90° VGJs 内流场,射流湍流度为 10%;图 11,12 分别表示 135° VGJs 内流场,射流湍流度分别为 1% 与 10%;图 13 表示 180° VGJs 内流场,射流湍流度 10%。对于带有转捩现象的低雷诺数流动,间歇因子为 1 表示流动为湍流,0 代表层流流动。

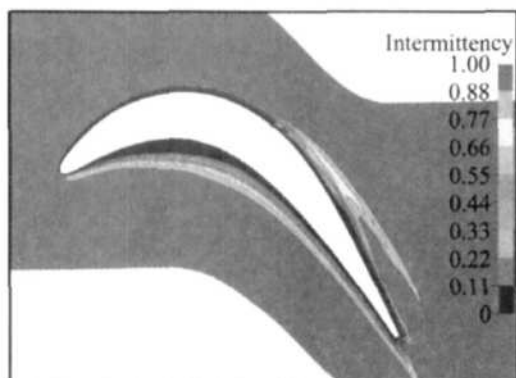


Fig. 10 Contour of intermittency with 90° VGJs skew angle, jet mass = 0.95%, JSTI = 10%

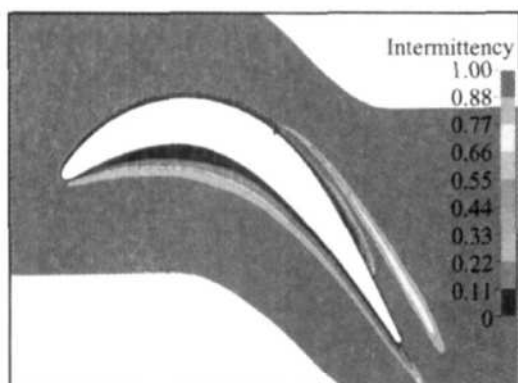


Fig. 11 Contour of intermittency with 135° VGJs skew angle, jet mass = 0.32%, JSTI = 1%

从图 10 可以看出,当射流偏转角为 90° ,射流孔后边界层基本仍为层流状态,对于这一角度的 VGJs

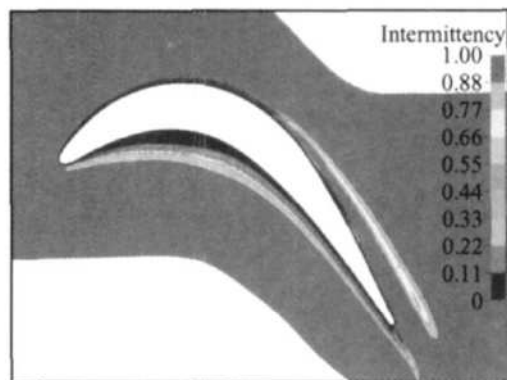


Fig. 12 Contour of intermittency with 135° VGJs skew angle, jet mass = 0.32%, JSTI = 10%

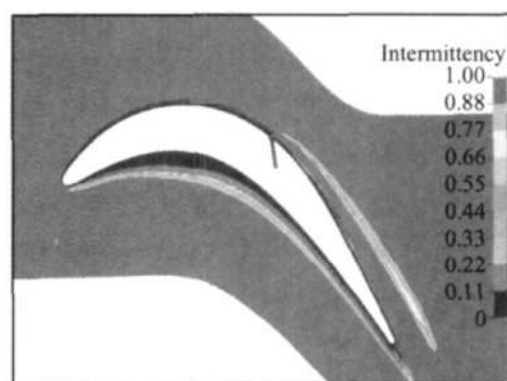


Fig. 13 Contour of intermittency with 180° VGJs skew angle, jet mass = 0.32%, JSTI = 10%

射流,普遍认为 VGJs 作为“射流式旋涡发生器”,通过射流与主流剪切产生的流线涡结构把主流高动量流体裹挟进边界层中,促进了边界层区与主流区的动量交换。从图 11~图 13 可以看出:

(1)图 11~图 13 与图 10 的明显区别在于,射流孔后直接出现了湍流边界层。当射流偏转角为 135° 与 180° 时,逆主流射流造成边界层扰动,从而引起射流孔后边界层迅速转捩。充分发展的湍流边界层,具有足够的能量抑制逆压梯度的影响,使得流动分离现象消失。并且从图 11 与图 12 的对比可以看出,射流湍流度的提高,进一步促进了边界层转捩。

由于射流方向与主流流动相逆,导致射流孔处射流与主流的强烈掺混。一方面增大了主、次流的掺混,造成了掺混损失增大这一消极现象,另一方面却又因此引发了层流附面层旁路转捩 (By-Pass Transition),从而有效地抑制了层流附面层的直接分离。逆主流 VGJs 可以作为“射流式湍流发生器”进行转捩控制,这一控制机理根本上有别于 90° 偏转角 VGJs 的“射流式旋涡发生器”概念。

(2)对于射流偏转角为 135° 状态,一方面诱发了

主流层流边界层的直接转捩, 另一方面减小了逆主流的射流速度分量, 在一定程度上减小了主、次流的掺混损失, 较之 180°VGJs 进一步降低了总压损失。

5 结 论

(1) VGJs 偏转角为 135° 与 180° 时, 逆主流射流对主流的扰动引起射流孔后边界层迅速转捩, 充分发展的湍流边界层抑制了流动分离现象。射流作为“湍流发生器”从控制机理上有别于 90° 偏转角 VGJs 。

(2) 对于逆主流 VGJs 作为“湍流发生器”的控制机理, “逆主流”射流是主要原因, 而射流湍流度是辅助因素。高湍流度射流可以增强控制效果。

(3) 对于射流偏转角为 135° , 射流湍流度 10% 状态, 在减小了主、次流掺混损失的同时, 诱发主流层流边界层的迅速转捩。较之 90° 偏转角 VGJs 可在基本达到相同的流动控制效果时 (逆主流 VGJs 总压损失系数降低幅度高于 90° 偏转角射流 2%), 降低射流流量 67%。

在本文的研究过程中, 保持主流湍流度为 1%, 没有展开不同主流湍流度对逆主流 VGJs 影响的研究工作, 这将在日后的工作中进一步深入。

致 谢: 感谢西北工业大学燃气涡轮研究组的伊进宝博士所提供的低雷诺数平面叶栅实验数据^[13]。

参考文献:

- [1] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Control of low-pressure turbine separation using vortex generator jets [R]. *AAA* 99-0367.
- [2] Sondergaard R, Bons J P, Rivir R B. Control of low-pressure turbine separation using vortex generator jets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(4).
- [3] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets [J]. *ASME*

Journal of Turbomachinery, 2001, 123(Issue2).

- [4] Postl D, Gross A, Fasel H F. Numerical investigation of active flow control for low-pressure turbine blade separation [R]. *AAA* 2004-0750.
- [5] Gross A, Fasel H F. Simulation of active flow control for a low pressure turbine blade cascade [R]. *AAA* 2005-869.
- [6] Rizzetta Donald P, Visbal Miguel R. Numerical study of active flow control for a transitional highly-loaded low-pressure turbine [R]. *AAA* 2005-5020.
- [7] Menter F R, Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables part I: model formulation [R]. *ASME-GT* 2004-53452.
- [8] Langtry R B, Menter F R. A correlation-based transition model using local variables part II - test cases and industry applications [R]. *ASME-GT* 2004-53454.
- [9] Peterson S. Structural features of jets-in-cross flow for film-cooling applications [R]. *AAA* 2003-0303.
- [10] James P Lake. Flow separation prevention on a turbine blade in cascade at low Reynolds number [D]. *Air Force Institute of Technology*, 1999. *AFIT/DS/ENY/99-01*.
- [11] Kurt P Rouser. Use of dimples to suppress boundary layer separation on a low pressure turbine blade [D]. *Air Force Institute of Technology*, 2002. *AFIT/GAE/ENY/02-13*.
- [12] Lin J C, Selby G V, Howard F G. Exploratory study of vortex-generating devices for turbulent flow separation control [R]. *AAA* 91-0042.
- [13] 伊进宝, 乔渭阳. 低雷诺数下涡轮叶栅流动分离实验与数值模拟 [J]. 推进技术, 2008, 29(2). (YI Jin-bao, QIAO Wei-yang. Experimental and numerical investigation on flow separation in turbine cascade with low Reynolds number [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(2).)

(编辑: 郭振伶)