

文章编号:1000-6893(2007)05-1055-07

低压涡轮叶栅流动分离主动控制实验研究

伊进宝, 乔渭阳, 孙大伟

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

Experimental Investigation of Active Control of Flow Separation at Low-pressure Turbine Cascade

Yi Jinbao, Qiao Weiyang, Sun Dawei

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 实验研究了低雷诺数条件下射流式旋涡发生器(VGJs)控制的低压涡轮叶栅,实验在西北工业大学吹气式低速涡轮平面叶栅风洞中进行,进口雷诺数范围为 19 000~260 000,自由流湍流度为 1%。实验中对 VGJs 吹气比为 0~8, 53% C_x , 63% C_x 和 72% C_x 射流位置, 0°, 30°, 60°和 90°射流偏斜角度, 25 000, 50 000 和 100 000 雷诺数状态下叶栅出口流场和表面静压进行了测量。研究发现, VGJs 有效地控制了低雷诺数条件下叶栅吸力面的流动分离; VGJs 需要一个最小有效吹气比, 大于此吹气比时, VGJs 效果基本上不变, 高吹气比 VGJs 效果稍微减弱; VGJs 射流偏斜角越大, 控制效果越好, 90°偏斜角效果最好; 位置对 VGJs 效果影响很大, VGJs 控制流动分离的最佳位置应该在分离点附近; 随着雷诺数提高, VGJs 效果减弱, 更高的雷诺数, VGJs 会增大叶片损失。

关键词: 低雷诺数; 涡轮叶栅; 流动分离; 主动控制; VGJs

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: The experimental investigation was performed for vortex generator jets (VGJs) controlling flow separation occurred in the suction side of low pressure turbine at low Reynolds number conditions. The experiments were conducted on the low-speed linear cascade tunnel at Northwestern Polytechnical University (NPU). Cases at Reynolds numbers ranging from 19 000 to 260 000 were considered at the free-stream turbulence intensity about 1%. The detail measurements of skin pressure coefficient at exit and blade were applied for blowing ratio from 0 to 8, for three injection locations of 53%, 63% and 72% C_x , for four skew angles from 0° to 90°, and three Reynolds number conditions of 25 000, 50 000 and 100 000. The results showed that the VGJs drastically reduce the suction surface boundary-layer separation at low Reynolds numbers. A minimum blowing ratio is required to reduce separation effectively. VGJs performance is essentially flat above this minimum blowing, with only a slight increase in losses at very high blowing ratios. The VGJs with skew angle of 90° are proven most effective to control the flow separation. The VGJs are proven to be the most effective when injecting around nominal separation point. At higher Reynolds numbers conditions, the VGJs become ineffective and make losses increasing.

Key words: low Reynolds number; turbine cascade; flow separation; active flow control; VGJs

近年来, 高空多功能无人飞行平台 (unmanned aerial vehicles, UAVs) 的兴起, 对航空燃气涡轮发动机部件研制提出了新的挑战。UAVs 对动力装置一个重要要求就是高效率、低油耗, 这样才能保证长时间巡航。但是 UAVs 的工作特点决定了其发动机核心部件——燃气涡轮, 在巡航(高空、低速)时工作雷诺数非常低, 对于低压涡轮, 其工作雷诺数会降到 10 000 的数量级。在如

此低雷诺数下, 低压涡轮叶片表面边界层大部分处于层流状态, 且特别容易分离, 使得流动损失大大增加, 涡轮效率急剧下降。Sharma 等人研究表明雷诺数低于 95 000 时, 损失系数比高雷诺数时几乎增加了 300%^[1]。Helton 等人研究“全球鹰”所用发动机 AE3007H 的低压涡轮时发现, 高空巡航时低压涡轮效率降低达到了 6%^[2]。因此, 深入研究低雷诺数条件下涡轮流动损失规律、探索低雷诺数条件下流动控制方法、防止涡轮叶片边界层分离等, 是目前航空动力领域需要解决的重要技术问题。

收稿日期:2006-09-19; 修订日期:2007-04-20

基金项目:国家自然科学基金(10377011)

通讯作者:伊进宝 E-mail: yijinbao@mail.nwpu.edu.cn

流动分离控制方法有2种,一种是被动控制,另一种是主动控制。被动控制方法如“拌线”、“陷窝”等,容易实现但缺点是不需要时不能去除或关闭,在高雷诺数下会对涡轮性能产生负面影响^[3-4];主动控制方法优点是可以根据流动状态情况适时地进行控制,射流式旋涡发生器(VGJs)就是一种有效的主动控制方法,它是通过向分离气流喷射一小股气流,使其与高能量主流相互掺混从而达到抑制气流分离的目的。Bons^[2,5], Sondergaard^[6], McQuilling^[7]和 Eldredge^[8]等人的实验发现 VGJs 可以有效地控制叶片吸力面的流动分离。

影响 VGJs 射流控制效果的因素有很多,除射流孔尺寸参数外,射流角度、位置及来流状态等对其都有影响。本研究的目的是综合考虑射流角度、位置、来流雷诺数影响,对采用 VGJs 控制的低压涡轮叶栅进行实验研究,进一步认识 VGJs 控制的物理机制,掌握 VGJs 设计方法,为发展高性能航空燃气涡轮发动机奠定理论基础。

1 实验设备

实验在西北工业大学(NPU)吹气式低速涡轮平面叶栅实验风洞中进行。该风洞由气源、扩压段、整流段、收敛段、工作段和测量系统等基本部件组成,如图1所示。

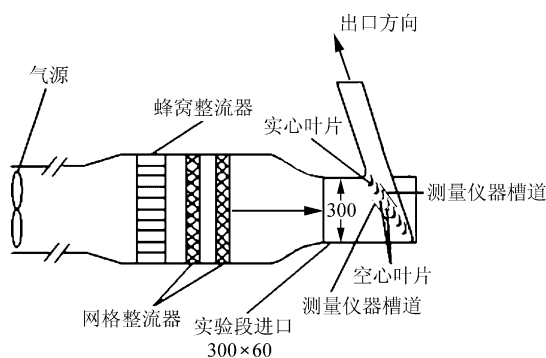


图1 西北工业大学低速涡轮平面叶栅实验风洞

Fig. 1 The low-speed linear cascade tunnel at NPU

气源是交流变频电机驱动的离心压缩机,通过调整电机频率来实现对气源工作状态的控制。气源最大功率为18.5 kW,最大流量为1.5 kg/s。压缩机吹出的气流经过扩压管道进入稳压箱,通过一道蜂窝整流器和两道网格整流器的整流,经过收缩管道进入试验段。试验段几何尺寸是300 mm×90 mm的矩形结构,即叶片展向高度为90 mm。

涡轮叶栅进口流场总压测量采用L型总压探针,总温测量采用热电偶温度计,总压探针和热电偶温度计均置于稳压箱内。大气压力由高精度大气压力计读取。叶片表面静压通过叶片表面静压孔测得,静压孔直径0.3 mm,沿叶片表面均匀分布。出口流场测量采用微型球状五孔压力探针。探针球头直径2.8 mm,支杆直径3 mm。所有测得压力参数用高精度多路扫描系统采集,每路压力均配置高精度压力传感器,压力扫描系统由计算机进行自动控制,可以对系统进行实时校准。

实验叶栅采用PW公司的PAK-B叶型。PAK-B叶型是一种典型的高负荷低压涡轮叶型。叶型示意图和叶栅的基本几何参数见图2和表1。

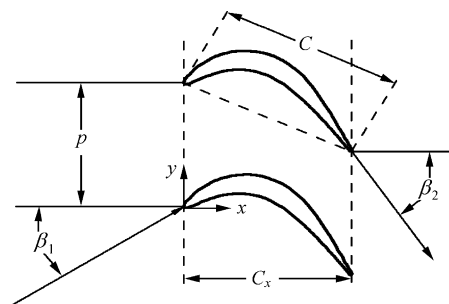


图2 叶型示意图

Fig. 2 Cascade geometry

表1 叶栅几何参数

Table 1 Cascade geometry data

参数	数值
叶片数	8
叶片弦长: C/mm	50
轴向弦长比弦长: C_x/C	0.906
栅距比弦长: p/C	0.8
展弦比: l/C	1.8
进气角: $\beta_1/(\text{°})$	35
出气角: $\beta_2/(\text{°})$	60
进口气流速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	5.25~51.5
进口气流马赫数	0.015~0.15
进口气流雷诺数	19 000~260 000

2 VGJs 射流孔设计

VGJs 加工在中间2个空心叶片上。VGJs 所需气流来自空气压缩机,它的功率为5.5 kW,最大供气压力可达到10 atm(1 atm=101.325 kPa)。为了得到稳定的射流气流,空气压缩机出来的气流先经过过滤器,然后通过高精度压力调节阀,进入空心叶片内部空腔中,通过叶片表面的

射流孔喷入主流。通过调节空气压缩机的供气压力来调节射流流量。通过测量气流总压和总温,并根据射流孔处叶片表面静压计算得到射流流量。VGJs 射流孔直径 0.4 mm,间距 4 mm。#4 和 #5 叶片上射流孔位置如图 3 所示。

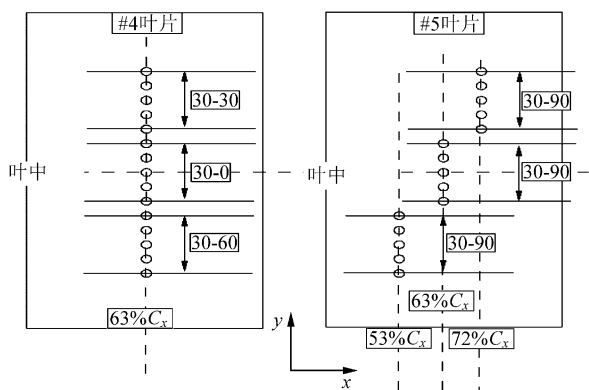


图 3 VGJs 射流孔位置示意图
Fig. 3 Sketch of VGJs holes

图 3 中 30-0 表示射流孔倾斜角-偏斜角。倾斜角定义为射流方向与当地表面的夹角;而偏斜角定义为射流方向在当地表面的投影与当地主流方向的夹角,如图 4 所示。

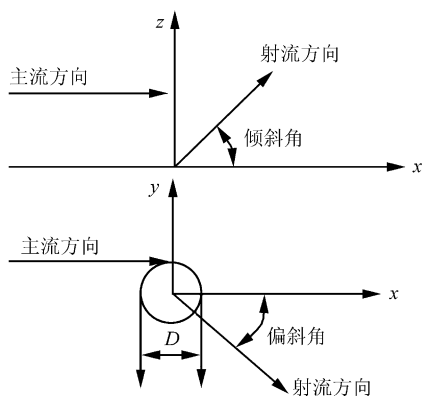


图 4 VGJs 射流角度示意图
Fig. 4 Sketch of VGJs angles

如图 3 所示, #4 叶片上设计 3 组射流孔, 每组 5 个, 置于 63% 轴向弦长位置, 偏斜角为 0°, 30°, 60°; #5 叶片设计 3 组射流孔, 每组 5 个, 偏斜角均为 90°, 置于 53%, 63%, 72% 轴向弦长处; 射流孔倾斜角均为 30°。

3 实验结果分析

基于叶栅进口速度和叶片弦长雷诺数定义为

$$Re = [(\rho u)_i C] / \mu \quad (1)$$

式中 C 为叶片的弦长。

叶片表面压力系数定义为

$$C_p = (P_{ti} - P_{s,loc}) / (\rho U_{in}^2 / 2) \quad (2)$$

式中: P_{ti} 为进口总压; $P_{s,loc}$ 为叶片表面静压孔测得的当地静压; $\rho U_{in}^2 / 2$ 为进口动压头。

叶栅出口当地总压损失系数定义为

$$\gamma_{loc} = (P_{ti} - P_{to,loc}) / (\bar{P}_{to} - \bar{P}_{so}) \quad (3)$$

式中: $P_{to,loc}$ 为叶栅出口的当地总压; \bar{P}_{to} 和 \bar{P}_{so} 分别为质量加权平均的叶栅出口总压和静压。

叶栅出口平均总压损失系数的定义为

$$\gamma = (P_{ti} - \bar{P}_{to}) / (\bar{P}_{to} - \bar{P}_{so}) \quad (4)$$

无量纲总压损失系数的定义为

$$\gamma' = \gamma / \gamma_{ref} \quad (5)$$

式中: γ_{ref} 为无射流控制时总压损失系数。

吹气比定义为

$$B = (\rho_j U_j) / (\rho_i U_i) \quad (6)$$

式中: ρ_j, U_j 分别为射流孔处射流平均密度和速度; ρ_i, U_i 分别为叶栅进口气流平均密度和速度。

3.1 低雷诺数涡轮叶栅流动实验结果分析

图 5 表示叶栅出口截面叶中位置测得的平均总压损失系数随进口雷诺数的变化情况。

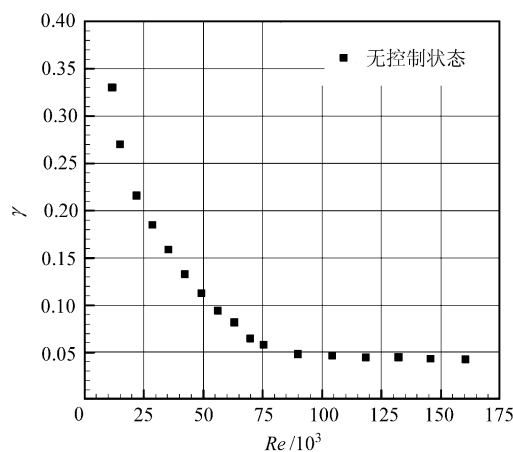


图 5 无控制叶栅出口损失系数随来流雷诺数变化
Fig. 5 Loss coefficient vs inlet Reynolds number without active flow control

由图 5 可以看出, 叶栅出口平均总压损失系数随雷诺数的变化以雷诺数为 75 000 为分界点, 在雷诺数大于 75 000 时, 叶栅出口平均总压损失系数随雷诺数的变化不大, 基本上维持在 0.04 左右; 而雷诺数小于 75 000 时, 叶栅出口的平均损失系数随雷诺数的降低而迅速增大; 当雷诺数降低到 50 000 时, 叶栅出口的平均损失系数增大到 0.10 左右, 是高雷诺数条件的 2 倍左右; 雷诺数降低到 25 000 时, 叶栅出口的平均总压损失系数增大到 0.20 左右, 为高雷诺数损失的 5 倍左右。

低雷诺数条件下叶栅损失系数的急剧增大是由于在低雷诺数条件下叶片吸力面发生了气流分离,雷诺数越低,叶片吸力面的气流分离就越严重,由此导致的叶栅损失系数也就越大。

图6表示的是雷诺数为25 000, 50 000, 100 000时测得的表面压力系数的分布。

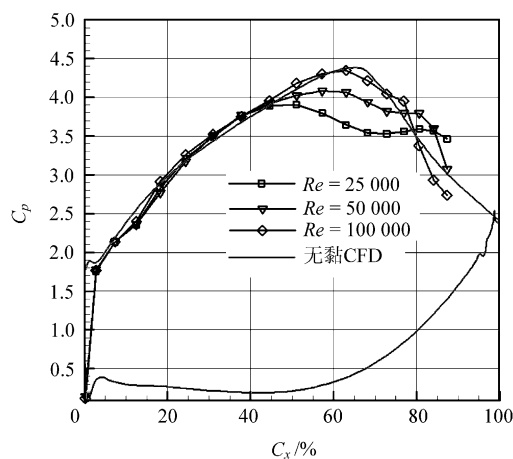


图6 3种雷诺数条件下叶片表面压力系数分布

Fig. 6 Distributions of pressure coefficients at three Reynolds numbers

由图6可看出,雷诺数为25 000时,叶片65% C_x 位置后出现了压力平台,一直延续到尾缘,说明在此雷诺数下,从叶片65% C_x 位置到尾缘出现了气流的开式分离;雷诺数为50 000时,压力平台出现在70% C_x 和80% C_x 之间,说明在65% C_x 处吸力面气流开始分离,在80% C_x 处吸力面分离气流重新附着于叶片表面,这属于闭式分离;雷诺数为100 000时,从压力系数测量结果来看在叶片吸力面并没有明显的压力平台,说明在此雷诺数状态下,叶片吸力面的气流是始终附着于叶片表面,并没有发生气流的分离。

由此可看出,随着雷诺数的增大,叶片吸力面分离区的范围逐渐缩小,这也对应了叶栅出口的平均总压的损失系数随雷诺数的变化规律。

图7表示雷诺数25 000, 50 000, 100 000三种状态下叶栅出口当地总压损失系数测量结果。

由图7可知,随着雷诺数降低,尾迹宽度增大,损失峰值增大,并且峰值向远离叶栅吸力面的方向移动。雷诺数为100 000时,叶栅尾迹从45%栅距到85%栅距,约占整个栅距的40%,峰值位置在68%栅距处,峰值损失系数为0.24左右。雷诺数为50 000时,尾迹区从30%栅距到90%栅距,约占整个栅距的60%,峰值位置移动到62%栅距,峰值损失系数为0.32左右;雷诺数

为25 000时,尾迹继续增大,从约10%栅距到100%栅距,约占整个栅距的90%,峰值移动到50%栅距,峰值损失系数也增大到0.46左右。

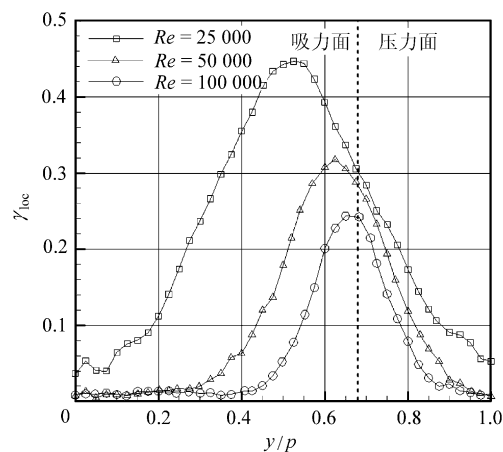


图7 3种雷诺数条件下当地出口总压损失系数测量结果

Fig. 7 Local total pressure loss coefficients across exit wakes at three Reynolds numbers

3.2 射流控制流场分离实验结果分析

(1) 射流孔位置变化对流场控制影响

图8表示雷诺数为25 000,射流倾斜角为30°,偏斜角为90°,VGJs位置变化对流场控制效果的影响。图8中,横坐标表示射流吹气比,纵坐标为无量纲总压损失系数,即为有射流控制总压损失系数与无控制总压损失系数的比值。

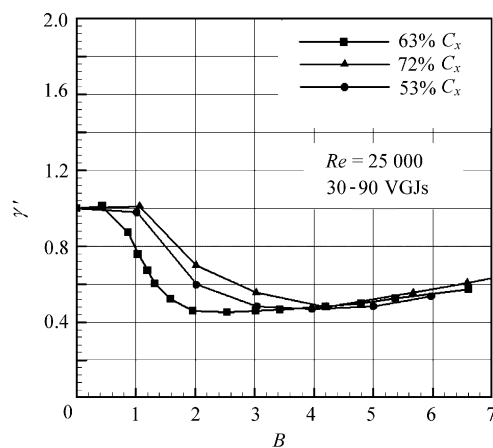


图8 射流位置对VGJs效果影响

Fig. 8 Effects of VGJs injection location

由图8可明显看出,3个位置射流都明显地减小了叶栅出口的平均总压损失。53% C_x 射流减小总压损失为52%;63% C_x 位置射流减小损失为57%;72% C_x 射流减小损失为48%。可知,雷诺数为25 000时,30-90VGJs在63% C_x 位置

时能够最大程度地减小叶栅的流动损失。

图 9 表示射流位置对最小吹气比、最小有效吹气比的影响。最小吹气比是射流开始有控制效果的吹气比; 而最小有效吹气比则是大于这个吹气比以后, 控制效果随吹气比的变化不大。

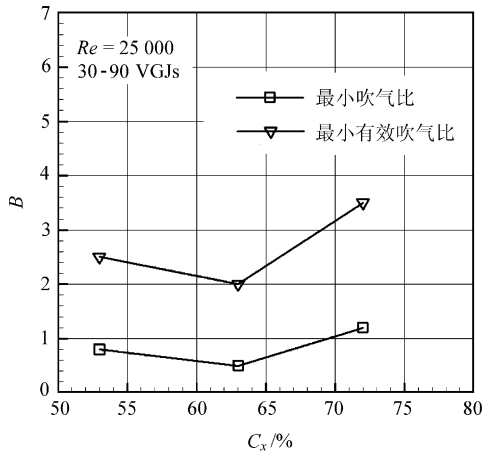


图 9 VGJs 位置对最小吹气比、最小有效吹气比的影响
Fig. 9 Minimum blowing ratio and minimum effective blowing ratio vs VGJs injection location

由 9 图可知, 相比较另外 2 个位置的射流, 无论是 30-90VGJs 在 63% C_x 射流都是最小的, 53% C_x 射流次之, 72% C_x 射流最大。

综合比较来看, 雷诺数为 25 000 时, 30-90VGJs 对叶栅流场的控制效果最好。而由 25 000 雷诺数叶片表面压力系数分布可知, 叶片吸力面气流在 65% C_x 左右分离, 63% C_x 射流在气流分离点附近, 而 53% C_x 射流在远离分离点上游, 73% C_x 射流在气流的分离区内部。由此可以得出结论: VGJs 控制流动分离的最佳位置应该在气流的分离点附近。

(2) 射流偏斜角对流场控制的影响

图 10 表示偏斜角对流场控制效果的影响。

由图 10 可知, 90°偏斜角对损失的减小达到了 57%, 60°时为 50%, 30°时为 46%, 0°时为 43%。在同样的射流位置和吹气比下, 90°偏斜角 VGJs 对流场的控制效果最好。

图 11 表示的是偏斜角对射流最小吹气比、最小有效吹气比的影响。

由图 11 可以看出, VGJs 偏斜角越大, 射流的最小吹气比和最小有效吹气比越小, 控制流场所需要的气流量也就越小。

由图 8 和图 10 还可看出, 吹气比较大情况下, 损失有缓慢上升, 这是由于大吹气比射流与主

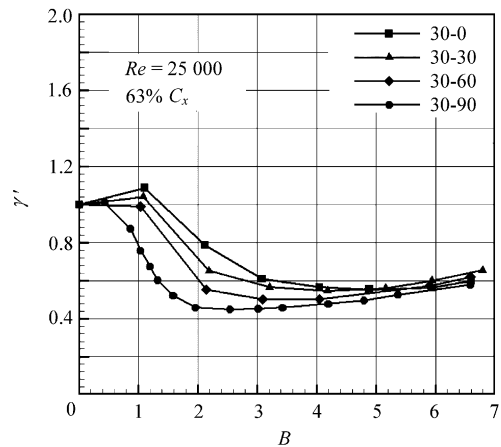


图 10 射流偏斜角对 VGJs 控制效果的影响
Fig. 10 The effects of VGJs skew angles

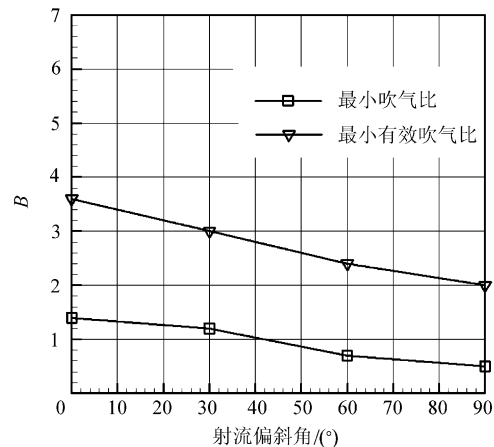


图 11 射流偏斜角对射流最小吹气比、最小有效吹气比的影响
Fig. 11 Minimum blowing ratio and minimum effective blowing ratio vs VGJs injection skew angle

流掺混损失增大造成的, 虽然气流分离最终得以控制, 但射流与主流掺混却增大了流动损失。

(3) 吹气比对流场控制的影响

图 12 表示 VGJs 射流吹气比 B 对叶栅出口尾迹的影响。

由图 12 看出, VGJs 射流减小了尾迹宽度和深度, 且尾迹峰值向靠近叶片吸力面方向偏移, 这表明射流有效地消除了叶片吸力面气流分离。 $B=1$ 时, 尾迹宽度比无控制尾迹减小近 1/3, 峰值减小约 30%, 峰值向叶片方向移动了 10% 栅距; $B=2$ 时, VGJs 使得尾迹宽度进一步减小为无控制尾迹的 55%, 峰值降为无控制尾迹的 60%, 峰值继续向叶片方向移动 5% 栅距; $B=4$ 时尾迹峰值与 $B=2$ 时差不多, 但是宽度比 $B=2$ 时稍微增大, 尾迹峰值位置与 $B=1$ 时差不多。

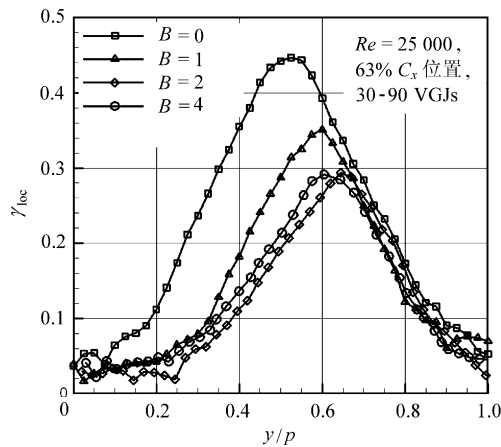


图12 吹气比对叶栅出口尾迹影响

Fig. 12 Local total loss coefficients across exit wakes

图13所示雷诺数为25 000, $63\% C_x$ 位置, 30-90VGJs, 叶片表面的压力分布的测量结果随吹气比变化情况。

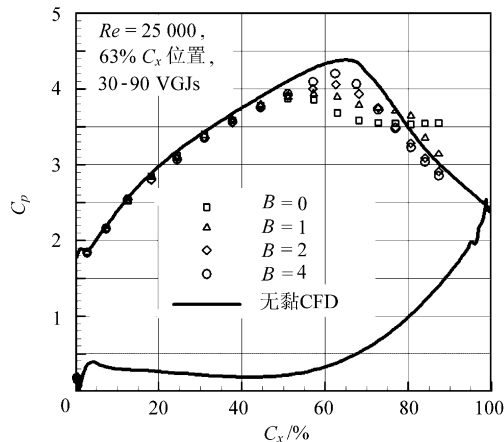


图13 叶片表面压力系数分布随吹气比变化

Fig. 13 Distributions of pressure coefficients

由图13可看出, $B=1$ 时叶片表面压力分布显示: 气流在 $70\% C_x$ 左右开始分离, 且在 $80\% C_x$ 左右重新附着叶片表面。由于射流流量较小, 射流并没完全消除气流分离, 只是推迟了气流分离, 促进气流重新附着表面; $B=2$ 和 $B=4$ 时, 由图可知, 叶片表面气流完全附着叶片表面, 这表明, 在 $B>2$ 时, VGJs 完全消除了叶片表面边界层分离。由图还可看出, 由于射流的存在, 抑制了叶片吸力面流动分离, 增加了叶片的负载。

(4) 不同来流雷诺数下实验结果比较

图14表示雷诺数对VGJs控制效果的影响。

由图14可知, 高雷诺数下 $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流控制效果没有低雷诺数下显著。雷诺数为

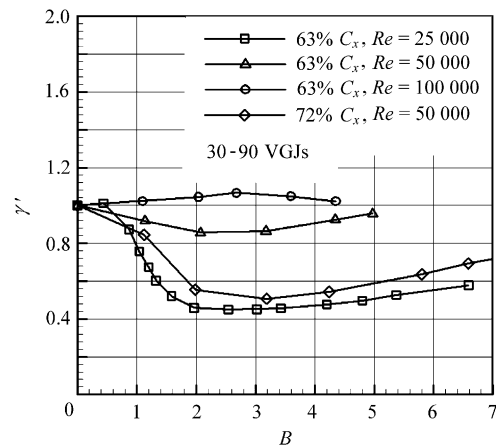


图14 来流雷诺数对VGJs控制效果的影响

Fig. 14 Effects of incoming flow Reynolds number on VGJs effectiveness

50 000时, $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流可使得损失降低18%左右; 雷诺数增大到100 000时, $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流增大了涡轮叶栅的流动损失。同样是在雷诺数为50 000时, $72\% C_x$ 位置 VGJs 射流对流动的控制效果就比 $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流明显得多。由测量的叶片吸力面压力分布可知, 雷诺数为50 000时, 气流在 $70\% C_x$ 处分离, 且在 $80\% C_x$ 处重新附着表面, 因此 $72\% C_x$ 位置 VGJs 射流就比 $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流的控制效果明显的多。而雷诺数为100 000时, 叶片表面没有显著气流分离, VGJs 射流就会使得叶片的损失增大。

因此雷诺数为50 000时, 可以通过关闭 $63\% C_x$ 位置 VGJs 射流, 开启 $72\% C_x$ 位置 VGJs 射流来更好地控制叶栅的流动分离; 而在雷诺数为100 000时, 则可以关闭所有的 VGJs 射流, 避免增大涡轮叶栅的流动损失。

4 结论

(1) 实验结果表明, VGJs 射流可有效地控制低雷诺数条件下叶栅吸力面产生的流动分离。

(2) VGJs 射流控制流动分离需要一个最小有效吹气比, 当射流吹气比大于这个吹气比时, VGJs 控制效果基本不变, 只是在高吹气比情况下 VGJs 射流效果会减弱。

(3) VGJs 射流倾斜角不变情况下, 偏斜角越大, 射流对流动分离的控制效果就越好。

(4) VGJs 位置对控制效果的影响很大, VGJs 控制流动分离的最佳位置在分离点附近。

(5) 雷诺数增大, VGJs 控制效果会随之减弱, 在更高雷诺数下, VGJs 会增大叶片损失。

参 考 文 献

- [1] Sharma O. Impact of Reynolds number on LP turbine performance[C]// Proceedings of the 1997 Minnowbrook II Workshop on Boundary Layer Transition in Turbomachines. NASA CP-1998-206958, 1998:65-69.
- [2] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Control of low-pressure turbine separation using vortex generator jets[R]. AIAA 99-0367, 1999.
- [3] Lake J P. Flow separation prevention on a turbine blade in cascade at low Reynolds number[D]. WPAFB, OH, USA: Air Force Institute of Technology, 1999.
- [4] Volino R J. Passive flow control on low pressure turbine airfoils[R]. ASME TT2003-38728, 2003.
- [5] Bons J P, Sondergaard R. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets[J]. ASME J Turbomach, 2001, 123:198-206.
- [6] 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, 18:889-895.
- [7] Mcquillng M, Jacob J. Effect of chord location on separation

control with vortex generating jets on low pressure turbine blades[C]// 2nd AIAA Flow Control Conference. Portland, Oregon, AIAA 2004-751, 2004.

- [8] Eidredge R, Bons J P. Active control of a separating boundary layer with steady vortex generating jets detailed flow measurements[R]. AIAA 2004-751, 2004.

作者简介:



伊进宝(1981—) 男, 博士研究生。研究方向: 推进系统气动热力学。

Tel: 029-88492195

E-mail: yijinbao@mail.nwpu.edu.cn

乔渭阳(1963—) 男, 博士, 教授。主要研究方向: 航空燃气涡轮发动机气动热力学和气动声学。

Tel: 029-88492195

E-mail: qiaowuy@nwpu.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)

报 道

大型飞机关键技术高层论坛暨 中国航空学会 2007 学术年会在深圳召开

大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 学术年会于 2007 年 9 月 2 日至 3 日在深圳召开。会议主要内容是从各专业领域的角度讨论我国大飞机研制中涉及到的关键技术, 评估我国研制大飞机的技术储备情况, 分析制约我国大飞机发展的技术瓶颈, 借鉴国外发达国家研发大飞机的经验, 探讨我国大飞机研制关键技术的解决途径, 促进航空科学技术进步和创新体系的建立。

会议吸引了来自全国各地近 600 名航空科技工作者和关注中国大型飞机发展的各界人士参加, 其中包括中国科学院院士曹春晓、崔尔杰, 中国工程院院士张彦仲、刘大响、关桥、温俊峰、张福泽、陈懋章、冯培德、李明等。出席大会的还有: 中国科学院、中国工程院、国家自然科学基金委员会、航空各部门、有关军兵种、高等院校、航空及相关行业企事业单位的主管负责同志; 中国航空学会各分会、省市航空学会负责同志; 以及来自全国各地、各行业和单位的代表等。

由中国航空学会与中国工程院机械与运载工程学部联合主办的“大型飞机关键技术高层论坛”作为主会场在年会期间举行, 张彦仲、刘大响、冯培德、曹春晓、关桥等院士, 王中、崔德刚、宋笔锋等专家在论坛上作大会报告。

年会设 8 个专题分会场。从总体设计综合技术、空气动力学、结构技术、动力、机载与航电、材料、制造技术、可靠性安全性维修性及适航等各个专业领域对涉及大飞机的各类技术交流讨论。崔尔杰、陈懋章院士等几十位专家做邀请报告, 近百篇报告在专题会场交流。

本次年会共收到投稿约 500 篇, 经学会各有关专业委员会(分会)专家评审, 录用 450 篇, 其中 447 篇收入论文集(光盘)。这些论文加上邀请报告, 总数共 471 篇。

中国航空学会希望通过本次年会交流, 起到抛砖引玉的作用, 使我国大飞机研制工作中相关理论和技术能有进一步的发展和突破, 推动我国大型飞机研制工作向着更扎实、稳健、快速的方向发展。