

文章编号: 1000-8055(2008)02-0347-08

射流襟翼-低压涡轮叶栅主动 流动控制数值研究

罗华玲, 乔渭阳, 许开富

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对 PA K-B 低压涡轮叶型, 基于耦合了 Langtry-Menter 转捩模型的 Menter's SST $k-\omega$ 两方程模型, 数值研究了不同流动状态下射流襟翼的流动控制机理。计算结果表明, 射流襟翼能够有效控制 PA K-B 叶型失速流动状态下的损失, 当射流流量百分数为 2%, 能量损失系数较无射流襟翼控制状态时下降 40%; 同时, 气流转折角增大 5%; 影响并使主流进口质量流量减小 10%, 对于叶型未失速流动, 控制不一定有效。结果还表明, 射流襟翼能够推迟相邻叶型吸力面边界层转捩, 从而延迟分离流动再附。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 射流襟翼; 转捩模型; 流动控制; 低压涡轮

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical study of active flow control using jet-flap for a low pressure turbine cascade

LUO Hua-ling, QIAO Wei-yang, XU Kai-fu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on Menter's SST $k-\omega$ turbulence model coupled with Langtry-Menter transition model, the control mechanism of jet-flap, an active flow control method for PA K-B low-pressure turbine blade profile, was numerically investigated under different flow conditions including different cascade inlet Reynolds numbers, free stream turbulence levels, and cascade outlet Mach numbers. The results show that the jet-flap effectively reduces flow loss when PA K-B profile is stalled. With jet flow mass fraction equal to 2%, relative to the baseline, the energy loss coefficient reduced by about 40%; the flow turning angle increased by about 5%; and the inlet primary flow mass reduced by about 10%. When the flow was not stalled, the control could be ineffective. The results also show that the jet-flap delays boundary layer transition on adjacent blade profile suction side, which in turn delays the boundary layer reattachment.

Key words: aerospace propulsion system; jet-flap; transition model; flow control; low-pressure turbine

大负荷低压涡轮叶型表面通常存在边界层流动分离转捩现象, 在低雷诺数下, 叶片边界层分离如不能再附将导致流动损失的急剧增大和气流转

折角的减小, 对低压涡轮的效率和功率输出有着直接的影响。

许多学者对低压涡轮叶片的流动控制技术进

收稿日期: 2007-01-09; 修订日期: 2007-06-25

基金项目: 国家自然科学基金(10377011)

作者简介: 罗华玲(1983-), 男, 湖南邵东人, 博士生, 主要从事低压涡轮内部流动机理及流动控制研究。

行了研究,希望借助于先进的流动控制方法来有效的降低流动损失.主动流动控制研究方面包括 Bons^[1]、Sondergaard^[2]和 Vilino^[3]的工作,他们使用定常或非定常射流控制大负荷低压涡轮叶片吸力面的分离.在被动流动控制研究方面,Volino^[4]成功使用不同高度的正方形绊线在比较宽广的雷诺数范围内对低压涡轮叶片吸力面分离和转捩进行了控制;Lake 等^[5]和 Sieverding 等^[6]研究了各种表面处理(比如绊线和球涡),来降低流动损失的可能性. Byerley 等人^[7]研究了应用 Gurney 襟翼来控制低雷诺数下涡轮叶栅表面分离的效果.

被动控制比较简单易行,不需要外界的能量消耗,不需要控制逻辑,但是在不需要的时候它却依然存在,有可能恶化某些状态下的性能;主动控制则由于需要外界的能量消耗和控制逻辑从而相对复杂而昂贵,然而,它可以根据流动的实际情况采取相应的控制逻辑,因而可以避免牺牲某些工作状态下的性能.

1971 年, NASA 刘易斯研究中心的 Stanley 和 John 等人^[8]对应用于一涡轮转子叶片的射流襟翼进行二维平面叶栅实验研究.他们发现,从压力面尾缘垂直壁面喷出的射流,能够形成所谓的“气动襟翼”,使主流的流动发生偏转,并加速相邻叶片吸力面后部的流动,从而达到抑制边界层分离,提高叶型升力的效果;由于射流能够使主流的流动发生偏转,影响进口主流的流量,进而能够起到“变面积”装置的作用.然而,从他们发表的文章中,我们无法了解当时实验状态的相关信息,如进口雷诺数及来流湍流度等.此外,射流襟翼对相邻叶片吸力面边界层的转捩流动究竟存在着怎样的影响?尚待进一步的研究.公开发表的文献表明,继 Stanley 和 John 等人对应用于涡轮叶片的射流襟翼的研究之后,并没有相关后续的研究工作.再者, Byerley 等人对 Gurney 襟翼的研究触发了本文的研究兴趣,他们通过对压力面尾缘几何结构的微小改变来影响主流流动,从而实现其控制机理, Gurney 襟翼是一种被动流动控制方式,而射流襟翼则属于主动流动控制,可以通过改变射流流量的大小来改变其对主流流动的作用效果.

本文在典型的大负荷低压涡轮叶型 - PAK-B 叶型上采用射流襟翼控制,希望借助于数值手段来研究各流动状态(不同叶栅进口雷诺数,湍流度,叶栅出口马赫数)下射流襟翼的流动控制机理,通过 Lantry-Menter 转捩模型来预测射流襟

翼对相邻叶片吸力面边界层流动转捩的影响.

1 计算方法

本文求解的是二维定常粘性的雷诺平均 N-S 方程组.对控制方程的求解采用基于单元中心有限体积法,耦合隐式格式的时间推进算法;对控制方程对流项的离散采用二阶迎风格式.

1.1 计算网格及边界条件

图 1 所示为叶栅通道计算域内的网格,叶型近壁面区域采用 25 层逐层加密的四边形结构网格,剩余计算域都采用非结构三角形网格,近壁面网格保证小于 1. 其中 PAK-B 叶型弦长为 50 mm,轴向弦长 45.3 mm,稠度为 1.25,进口几何角为,出口几何角为.射流槽的几何结构如图 2 所示,其中槽宽 0.5 mm,射流方向为垂直壁面向外.

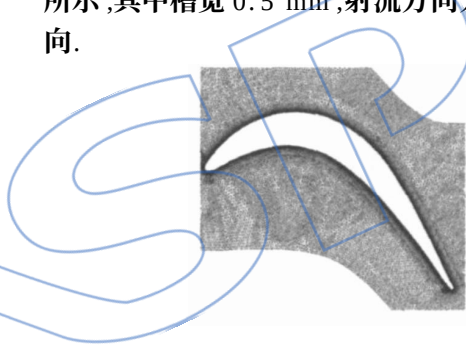


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grids

进口给定总压、总温、流动方向(零攻角)及来流湍流度及湍粘性比;出口给定平均静压;分子粘性系数由 Sutherlands 公式求得.采用周期性边界条件只求一个叶栅通道,射流出口采用流量进口边界.

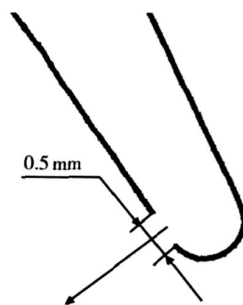


图 2 射流槽几何结构

Fig. 2 Jet slot geometry

1.2 湍流模型

针对低压涡轮叶片边界层的分离、转捩现象,湍流模型采用耦合了 Lantry-Menter 转捩模型

的 Menter SST $k-\omega$ 两方程模型. Langtry-Menter 转捩模型是一种严格建立在局部变量基础上的基于经验关联式的转捩模型,因而能够与现存的 CFD 代码耦合,为工程上推广应用提供了可能. 该模型基于两个输运方程,即间歇因子和转捩起始动量厚度雷诺数输运方程. 前者与 SST 湍流模型耦合,用以开启转捩点下游的湍动能产生项,从而触发当地的转捩;后者用来捕捉非当地湍流强度的影响,且能够将经验关联式与间歇因子输运方程中的转捩起始准则联系起来. 该转捩模型考虑了来流湍流度、压力梯度对边界层转捩的影响. 关于此转捩模型的详细描述及验证可以参考文献 [9-10].

1.3 数值计算方法实验考核

本文首先对所采取的数值计算方法进行了验证. 图 3 所示为全湍流模型和转捩模型计算的 PAK-B 叶型压力系数 (C_p) 分布与文献 [11] 中实验结果的对比. 在这里,进口来流自由流湍流度 ($FS T$) 取 5%, 湍粘性比取 9, 以保证数值计算中叶片前缘附近的湍流度与实验中对应位置的湍流度一致, 雷诺数 (Re) 分别为 50×10^3 和 100×10^3 (基于进口速度和轴向弦长). 可以看出,两种模型预测的叶型压力面及吸力面分离点之前的压力系数分布与实验吻合,全湍流模型不具备预测分离转捩的能力,转捩模型具备这个能力,只是预测的转捩较之实验提前完成. 图中横坐标 C_x 为相对轴向位置;纵坐标 C_p 定义为

$$C_p = \frac{p - p_{inlet}}{(0.5\rho u^2)_{inlet}} \tag{1}$$

其中, p 为静压, ρu^2 为动压头.

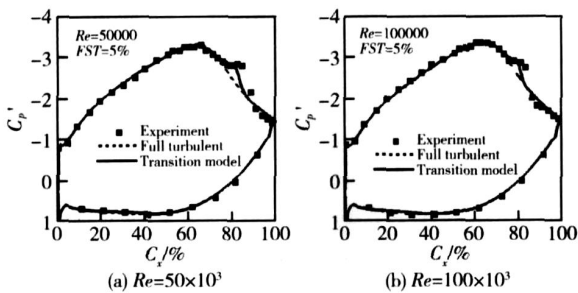


图 3 压力系数分布
Fig. 3 Pressure coefficient distribution

2 计算结果及分析

本文对 4 种流动状态下射流襟翼 (射流流量百分数为 0%~3%) 的流动控制机理进行了数值

研究,各流动状态对应的叶栅进口雷诺数,来流湍流度及出口马赫数 (Ma) 如表 1 所示.

表 1 计算的流动状态
Table 1 Flow conditions in paper

	Case1	Case2	Case3	Case4
Re	21×10^3	21×10^3	54×10^3	21×10^3
$FS T / \%$	1	1	1	5
Ma	0.035	0.5	0.5	0.5

2.1 叶栅出口气流角及进口主流流量

从压力面尾缘垂直壁面喷射出的射流与主流相互作用后,可以认为建立了类似 Gurney 襟翼结构那样的“虚拟形状”,如图 4 所示. 然而,与 Gurney 襟翼不同的是,射流襟翼建立的“虚拟形状”可以由射流流量来控制调节. 这种“虚拟形状”的建立,就是小股射流对比它流量大得多的主流流动特性的改变. 从图 4 可以看出,小股射流垂直壁面喷射出去后,在主流的作用下,流动将偏转成掺混后主流的流动方向,同样,在射流的反作用下,主流的流动也会发生相应的偏转,同时影响进口的主流流量.

图 5 所示为不同流动状态下,叶栅出口气流角 (α , 单位为 rad) 随射流流量百分数的变化关系,图 6 所示为不同流动状态下,无量纲主流进口质量流量 (M_n) 随射流流量百分数 (m_j) 的变化关系. 这里,出口气流角定义为出口边界上流动方向与轴向的平均夹角;无量纲主流进口质量流量定义为各流动状态下进口主流流量与其对应的无射流襟翼控制状态下的进口主流流量的比值,射流流量百分数定义为各状态下射流流量与其对应的无射流襟翼控制态下的进口主流流量的比值.

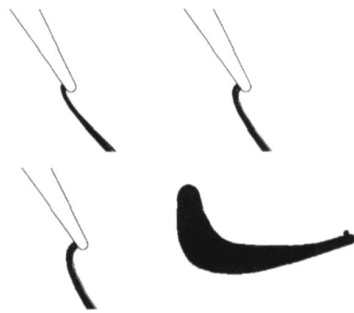


图 4 射流形成的可调“虚拟形状”与 Gurney 襟翼结构
Fig. 4 Adjustable “virtual” shapes caused by jets vs. Gurney-flap geometry

从图 5 可以看出,出口气流角随射流流量百

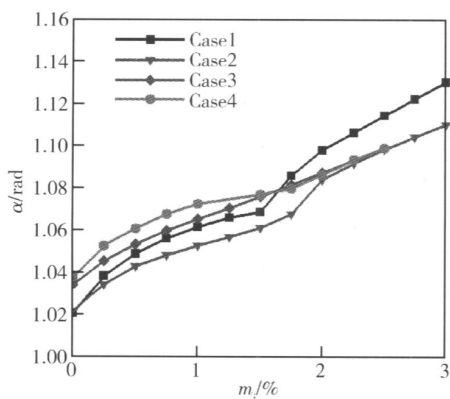


图5 出口气流角随射流流量百分数的变化关系

Fig.5 Outflow angle vs. jet flow mass fraction

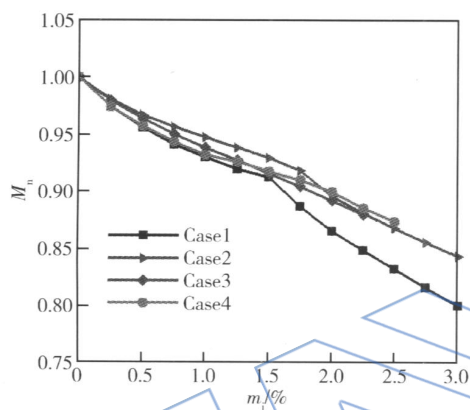


图6 无量纲主流进口流量随射流流量百分数的变化关系

Fig.6 Normalized inlet primary flow mass vs. jet flow mass fraction

分数呈单调递增的关系,增长的速度先减小后增大.对于 Case1,当射流流量百分数为 3 % 时,叶栅出口气流角较无射流控制状态时增大 10.8 %;对于 Case2,对应增长 8.8 %;对于 Case3 与 Case4,对应增长约为 7 %.无射流控制状态时,Case1 与 Case2 对应的出口气流角基本一致,Case3 与 Case4 对应的出口气流角非常接近,并且后两者大于前两者,这归因于雷诺数及湍流度对边界层分离、转捩的影响.另外,从图 5 中还可以看出,在射流流量百分数大于约 2 % 后,Case2, Case3, Case4 对应的出口气流角基本一致,Case1 对应的出口气流角比其他状态对应的要大.当射流流量百分数大于约 2 % 以后,各个状态下叶型表面基本上为附着流动,可能存在“短”分离泡(后述结果可证实),雷诺数及湍流度对流动转折角的影响甚微,而 Case1 属于不可压流动,同一射流流量百分数下,不可压流动对应的射流速度比(与主流进口

速度)要大于相同状态下的可压流动所对应的射流速度比,从而射流对主流的作用效果更强,叶栅出口气流角更大,当然可能对进口主流流量影响更大,这种趋势可见图 6.

由图 6 可以看出,无量纲进口主流流量随射流流量百分数变化呈单调递减的关系.在射流流量百分数约大于 2 % 以后,Case2, Case3, Case4 无量纲进口主流流量随射流流量百分数的变化关系趋于一致,而 Case1 中射流对进口主流流量的影响比其他状态更大.当射流流量百分数为 3 % 时,Case1 对应的进口主流流量较无射流控制状态时下降约 20 %;Case2, Case3, Case4 所对应的约下降 15 %.

2.2 叶型表面压力系数分布

图 7 所示为 Case2, Case3, Case4 中各射流百分数下(包括无射流襟翼控制的状态)的叶型表面压力系数(C_p)分布.可以看出,射流襟翼对叶型表面压力系数分布的影响主要是,对于吸力面,射流主要影响其 50 % 轴向弦长以后区域的压力系数分布,在 Case2 中,射流使得加速区从无控制状态时的约 61 % 轴向弦长位置延长至 3 % 射流百分数状态时的约 72 % 轴向弦长位置;在 Case3 中,对应由约 65 % 轴向弦长位置延伸至 2.5 % 射流百分数状态下的约 71 % 轴向位置;在 Case4 中,对应由约 66 % 轴向弦长位置延长至 2.0 % 射流流量百分数状态下的约 71 % 轴向弦长位置;当射流流量百分数增大至某个值后(约 2.5 %),吸力面靠近尾缘部分可能出现小的局部加速区.射流与主流的作用,使得主流的流动发生偏转,从而加速相邻叶型吸力面后部分区域叶型边界层内的流动,进而改变相邻叶型吸力面的压力系数分布.

对于压力面,射流大致主要影响其 80 % 轴向弦长以后区域的压力系数分布,由于射流垂直壁面入射,对当地主流产生阻滞作用,从而使得当地静压升高,向前传播并影响一段距离,从而改变叶型压力面的压力系数分布.从压力系数曲线所包围的面积可以看出,叶型的升力系数随着射流流量百分数的增大而增大.另外,还可以从叶型压力系数分布中看出吸力面边界层转捩被推迟(后述结果可证实).这里,压力系数定义为

$$C_p = \frac{p - p_{t, \text{inlet}}}{(0.5 \rho U^2)_{\text{inlet}}} \quad (2)$$

其中, p_t 为总压.

Case1 中,射流襟翼对叶型表面压力系数分布的影响存在上述类似规律,在本文中没有列出

其结果.

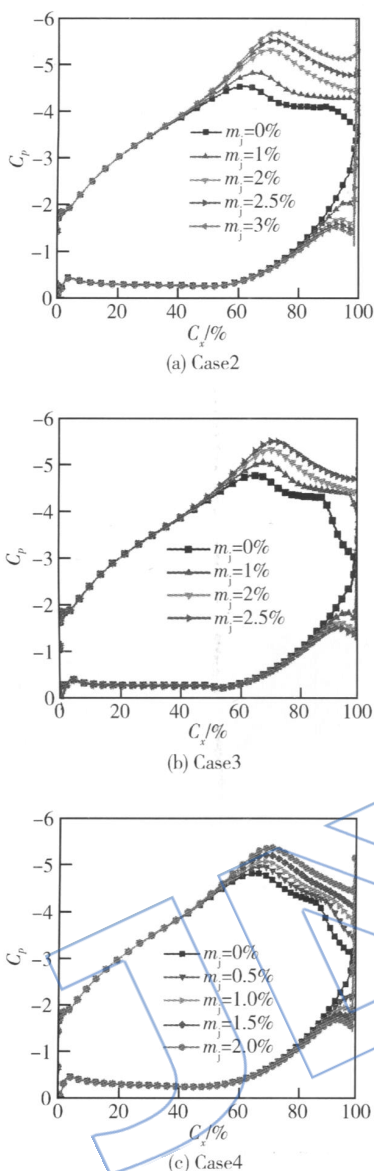


图 7 各状态对应的叶型压力系数分布

Fig. 7 Pressure coefficient distribution in each case

2.3 涡轮叶栅性能

图 8 说明了射流襟翼对叶型流动性能的宏观影响. 图 8(a) 所示为总压损失系数 (ξ) 随射流流量百分数的变化关系, 其中总压损失系数定义为

$$\xi = \frac{p_{t, \text{inlet}} - p_{t, \text{outlet}}}{(0.5 \rho u^2)_{\text{outlet}}} \quad (3)$$

可以看出, 无射流襟翼控制时, 由于马赫数、雷诺数、湍流度对叶型损失的影响, 各状态下的总压损失系数存在差别. 对于 Case1 和 Case2, 总压损失系数大体上随射流流量百分数的增加而减小, 只是前半段减小缓慢, 可能是边界层分离流动没有再附, 当射流流量百分数达到 3 % 时, Case1

总压损失系数下降 42.6 %, Case2 总压损失系数下降 43.8 %; 对于 Case3, 总压损失系数随射流流量百分数的变化趋势为减小 - 增大 - 减小; 对于 case4, 总压损失系数随射流流量百分数变化“平坦”; 对于 Case3 和 Case4, 无射流襟翼控制时, 边界层分离流动能够再附, 在一定的射流流量百分数下, 射流推迟了再附的发生 (后述结果可证实), 可能增大总压损失系数.

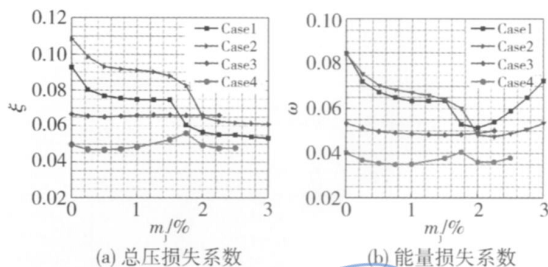


图 8 损失系数随射流流量百分数的变化关系

Fig. 8 Loss coefficient vs. jet flow mass fraction

图 8(b) 所示为能量损失系数 (ω) 随射流流量百分数的变化关系, 能量损失系数定义为

$$\omega = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{p_{t, \text{outlet}}}{p_{t, \text{inlet}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \times (1 + C_m t_m)}{1 - \left(\frac{p_{t, \text{outlet}}}{p_{t, \text{inlet}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} + C_m t_m \left[1 - \left(\frac{p_{t, \text{outlet}}}{p_{t, \text{jet}}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

其中, C_m 为射流流量与进口主流流量之比; t_m 为射流出口总温与主流进口总温之比, $p_{t, \text{jet}}$ 为射流出口总压. 可以看出, 由于能量损失系数定义考虑了射流能量, 对于 Case1, Case2 和 Case4 能量损失系数随射流流量百分数的变化关系为先减小后增大, 对于 Case3, 变化趋势为减小-增大-减小-增大. 当射流流量百分数为 2 % 时, Case1 中, 能量损失系数下降 39.4 %, Case2 中对应下降 43.2 %, Case3 中对应下降 10.3 %, Case4 中对应下降 8.3 %.

3 射流襟翼作用下叶栅流场细节分析

3.1 摩擦力系数

图 9 所示为 Case2, Case3, Case4 各射流流量百分数下 (包括无射流襟翼控制的状态) 叶型吸力面摩擦力系数 x 分量 (C_f) 的分布. 可以看出, 由于射流襟翼能够延长相邻叶型吸力面的加速区, 缩短扩散区, 从而能够推迟相邻叶型吸力面边界层的分离, 且分离的位置随着射流流量百分数的增大而靠后, 在一定的射流流量百分数下分离将不再发生; 然而, 射流推迟了边界层分离后流动再附的发生 (相对射流无控制状态), 在 Case2 中, 雷诺

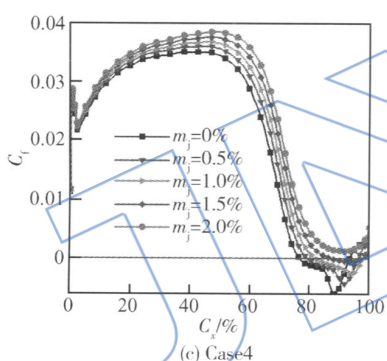
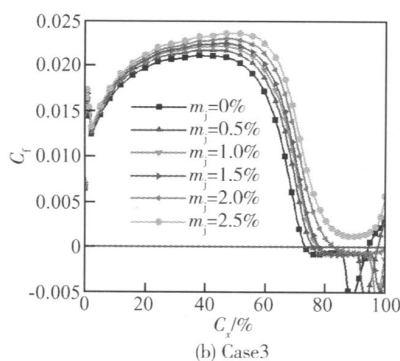
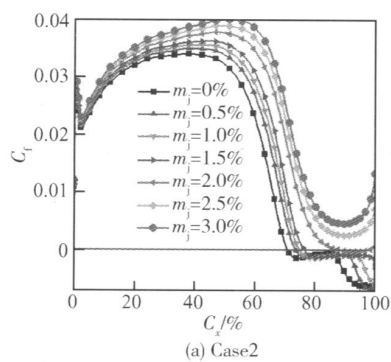


图 9 各状态对应的叶型吸力面摩擦系数 x 分量分布
Fig. 9 Wall shear coefficient x component
distribution on suction side in each case

数及湍流度都比较低,无控制状态下的边界层分离流动在吸力面尾缘前没有再附,似乎无法确定射流对边界层分离流动再附着的影响,射流流量百分数为 2 % 时,边界层分离流动已经再附,射流流量百分数为 2.5 % 时,边界层分离已经消失;在 Case3 中,无控制状态下的边界层分离流动再附发生在约为 94 % 轴向弦长位置,0.5 % 射流流量百分数状态下所对应的位置退后至约 97 % 轴向弦长处,继续增大射流流量百分数,边界层分离流动将不会再附,当射流流量百分数为 2 % 时,分离流动已经再附,射流流量百分数为 2.5 % 时,边界层分离已经消失;在 Case4 中,无控制状态下的边

界层分离流动再附发生在约为 93 % 轴向弦长位置,0.5 % 射流流量百分数状态下所对应的位置退后至约 96 % 轴向弦长处,继续增大射流流量百分数,边界层分离流动再附进一步推迟,当射流流量百分数为 1.5 % 时,再附位置前移,射流流量百分数为 2 % 时,边界层分离已经消失.由于再附的推迟,在一定的射流流量百分数内,分离泡仍然比较“长”,由于射流偏转主流流动从而对相邻叶型吸力面后缘流动的加速,分离泡较无控制状态时变“瘦”.这里,摩擦力系数定义为摩擦力 x 分量切应力与进口动压头比.在 Case1 中,大致规律类似于 Case2, Case3, Case4,本文不再列出.

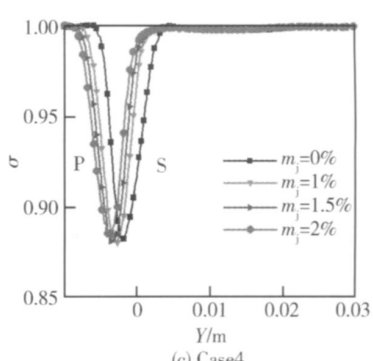
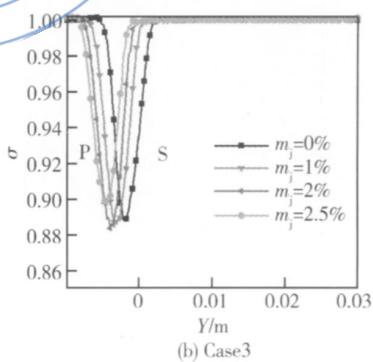
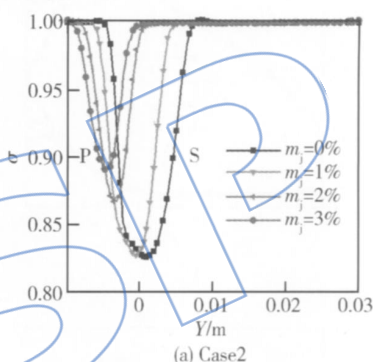


图 10 各状态对应的叶栅出口截面总压恢复系数
沿栅距方向分布
Fig. 10 Pitch-wise total pressure recovery coefficient
distribution on cascade outlet plane in each case

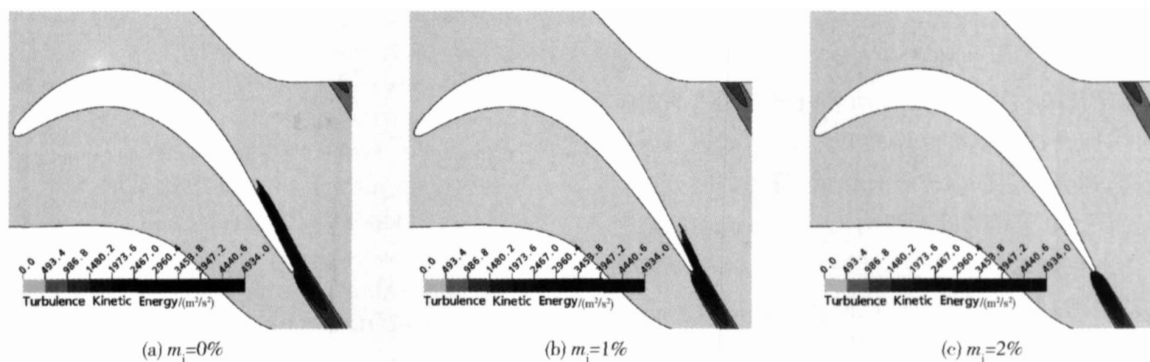


图 11 Case3 中各射流流量百分数下的流场湍动能分布

Fig. 11 Turbulence kinetic energy distribution with different values of jet flow mass fraction in case3

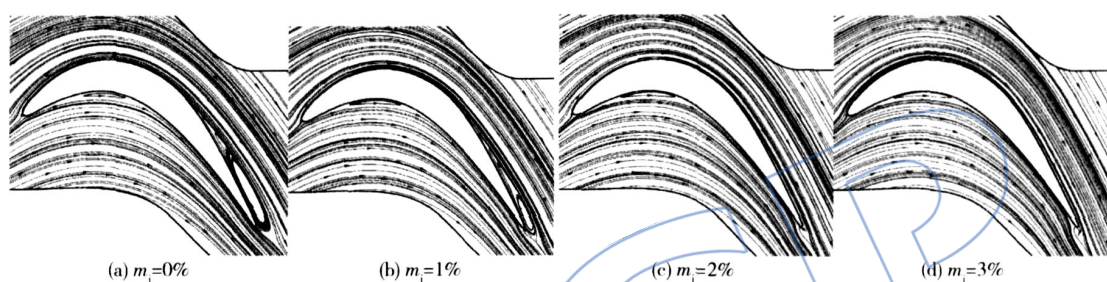


图 12 Case2 中各射流流量百分数下的流场流线分布

Fig. 12 Streamlines distribution with different values of jet flow mass fraction in case2

3.2 尾迹

图 10 所示为 Case2, Case3, Case4 中各射流流量百分数下(包括无射流襟翼控制的状态)叶栅出口某截面的总压恢复系数(ϕ)沿栅距方向的分布.可以看出,随着射流流量百分数的增大,尾迹中心也随之偏向叶型的压力面(图中 P 代表压力面, S 代表吸力面),即相邻叶型的吸力面.在 Case2 中,无射流控制状态下分离很大,叶型处于失速状态,当射流流量达到一定值后,分离流动发生再附直至消失,从而尾迹的深度和宽度较无射流控制状态减小幅度明显;而在 Case3 与 Case4 中,无射流控制状态下分离泡较“短”,加之,射流推迟了分离流动的再附,可能使得分离泡变“长”,从而尾迹的深度和宽度有增大的可能,当射流流量百分数达到使得分离泡变“短”直至消失的值后,尾迹的深度和宽度将减小,但是减小的幅度并不很明显.这里,总压恢复系数定义为出口当地截面总压与进口总压之比.在 Case1 中,大致规律类似于 Case2,本文不再列出.

3.3 流场湍动能及流线

图 11 所示为在 Case3 中各射流流量百分数下(包括无射流襟翼控制的状态)的流场湍动能分

布.可以看出,无射流控制状态下,叶型吸力面边界层存在流动分离转捩现象,湍动能主要集中在叶型吸力面后缘区域附近及尾迹当中;随着射流流量百分数的增大,湍动能的集中区域后移,并最终全部集中于尾迹当中.这就意味着,射流襟翼能够推迟叶型吸力面边界层转捩的发生,达到一定的射流流量百分数后,吸力面边界层转捩将被阻止.根据计算结果,可以认为,从压力面尾缘位置垂直入射的射流,通过与主流的作用,偏转了主流的流动,并将这种影响传递至叶型吸力表面附近,即加速了相邻叶型吸力面边界层的流动,产生了较强的顺压梯度,从而推迟了边界层转捩的发生,进而推迟了边界层分离流动再附.

图 12 所示为 Case2 各射流流量百分数下(包括无射流襟翼控制的状态)的流场流线分布.从图中可以清楚直观的看出射流偏转了当地主流的流动方向,以及,随着射流流量百分数的增大,分离泡的随之变“瘦”并最终消失.其他状态下存在上述类似规律,这里不再列出说明.

4 结 论

(1) 射流襟翼由于偏转了主流流动,从而能够增大叶型的气流转折角,影响并减小进口主流

流量.

(2) 由于主流流动的偏转,进而影响并加速相邻叶型吸力面边界层流动,延长加速区,缩短扩散区,因而能够提高叶型的升力系数,推迟边界层分离,达到一定的射流百分数后,最终抑制分离.

(3) 由于相邻叶型吸力面边界层流动的加速产生的较强的顺压梯度,推迟了边界层层流向湍流的转捩,因而延迟并可能阻止边界层分离流动再附,分离泡可能因此变“长”.可以认为,射流襟翼对相邻叶型吸力面边界层分离的抑制并不是通过触发边界层提前转捩来实现的.

(4) 射流襟翼能够有效降低失速 PAK-B 叶型的流动损失,对于未失速流动(存在短分离泡),射流襟翼控制并不一定有效.

(5) 由于射流襟翼是通过偏转主流流动,进而间接影响相邻叶型边界层流动,而不是直接对当地边界层施加影响,因而达到控制效果时所需的射流流量百分数相对较大.

参考文献:

- [1] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator Jets[J]. ASME J. Turbomach., 2001, 123(2):198-206.
- [2] Sondergaard R, Bons J P, Sucher M, et al. Reducing low-pressure turbine stage blade count using vortex generator jet separation control[R]. ASME Paper No. GT-2002-30602, 2002.
- [3] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator Jets[R]. ASME Paper No. GT-2003-38729, 2003.
- [4] Volino R J. Passive flow control on low-pressure turbine airfoils[R]. ASME Paper No. GT2003-38728, 2003.
- [5] Lake J P, Rivir R B. Low reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and v-grooves[R]. AIAA Paper No. AIAA 2003-0738, 2003.
- [6] Sieverding C H, et. Investigation of the effectiveness of various types of boundary layer transition elements of low reynolds number turbine bladings[R]. ASME Paper No. GT2004-54103, 2004.
- [7] Byerley A R. Using guerney flaps to control laminar separation on linear cascade blades[R]. ASME Paper No. GT2002-30662, 2002.
- [8] Stanley M N, Jobn F K. Two-dimensional cascade test of a jet-flap turbine rotor blade[R]. NASA TM X-2183, 1971.
- [9] Langtry R B, Menter F R. A correlation-based transition model using local variables Part II: Test cases and industry applications [R]. ASME Paper No. GT2004-53454, 2004.
- [10] Menter F R, Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables Part I: Model formulation[R]. ASME Paper ASME- GT2004-53452, 2004.
- [11] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades[R]. AIAA Paper No. AIAA-2003-1027, 2003.