

文章编号:1000-8055(2012)07-1503-08

U 型槽对高负荷低压涡轮叶型攻角特性影响

张 波^{1,2}, 李 伟^{1,2}, 杜 强^{1,2}, 黄恩亮^{1,2}, 卢新根², 朱俊强²

(1. 中国科学院研究生院, 北京 100190;

2. 中国科学院 工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 以某高负荷低压涡轮叶型为研究对象, 分析了该叶型在低雷诺数下的攻角特性, 并应用了表面嵌壁式 U 形槽的被动控制方法来提高该叶型的攻角裕度. 数值模拟的结果表明: 相比较大的正攻角流动状况, 叶型较大的负攻角并不会引起吸力面大的流动分离, 从而减小了叶型损失; 表面嵌壁式 U 型槽通过推迟分离、加速再附来减小分离泡甚至减小湍流湿面积, 从而降低叶型损失; 表面嵌壁式 U 型槽能否提高该叶型的攻角裕度与开槽位置和深度有关系, 在 $\pm 15^\circ$ 攻角范围内 72% 轴向弦长位置处开槽明显的降低了叶型损失而开槽深度为 0.40 mm 时叶型损失最小.

关 键 词: 低雷诺数; 高负荷; 攻角裕度; 叶型损失; 嵌壁式 U 型槽

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of U-grooves on high-lift low pressure turbine profile's incidence characteristics

ZHANG Bo^{1,2}, LI Wei^{1,2}, DU Qiang^{1,2}, HUANG En-liang^{1,2},
LU Xin-gen², ZHU Jun-qiang²

(1. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The high-lift low pressure turbine blade profile incidence characteristics under low Reynolds number were investigated. The modification used recessed U-grooves to improve the profiles' incidence margin. The numerical simulations suggest that compared with high incidence flow condition, lower incidence does not induce large separation which appears on the suction surface of the profile and hence lessens profile loss. The recessed U-grooves delay the separation location, accelerate reattach location, decrease the turbulent wetted area, thereby the separation bubble is suppressed and the profile loss decreases. Whether or not the recessed U-grooves can improve the incidence margin is related to the depth and location of the U-grooves. With $\pm 15^\circ$ incidence degrees, the U-grooves located in 72% axial chord length showed lower profile loss, and when the depth was 0.40 mm the profile loss was the lowest.

Key words: low Reynolds number; high-lift; incidence margin; profile loss; recessed U-grooves

收稿日期: 2011-08-30

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1503_009.html

基金项目: 国际科技合作项目(2010DFB70620); 国家自然科学基金(51176187)

作者简介: 张波(1983—), 男, 河南驻马店人, 硕士生, 主要从事叶轮机械内部流动控制研究.

为了使航空发动机在各种工作状态都能获得最小的损失,必须考虑航空发动机工作在非设计态时所产生的附加损失,例如航空发动机工作在空转、起飞、巡航状态时都可能偏离发动机的设计工作点尤其是低压涡轮级。发动机工作状态的改变可能会导致设计点的雷诺数、马赫数、叶型攻角的改变,而叶型攻角的改变会产生更大的损失。叶型攻角作为涡轮叶型设计的一个关键参数,早已成为研究的重点。如 GE 公司在 70,80 年代以 E³ 发动机研制为背景,针对涡轮展开了详细的气动设计,研究了不同攻角下,各种加载方式的涡轮叶型的气动特性。国内外研究人员在这一领域也进行了相关的数值和实验研究。国外学者 Benner M W 等人^[1-2], Jouini D B M 等人^[3-4], Perdichizzi A 等人^[5]通过实验及国内的孙大伟、乔渭阳等人^[6],陈绍文、陈浮等人^[7]通过 CFD(computational fluid dynamics)数值模拟的方法研究了叶型攻角对低压涡轮叶型损失、二次流损失的影响。

在低雷诺数背景下,随着低压涡轮叶片气动载荷的提高,流场细节有了很大的变化,高负荷低压涡轮叶片吸力面会产生分离泡,从而增加了叶型损失。Curtis E M, Hodson H P 等人^[8]将低压涡轮叶型损失粗略的分为吸力面损失、压力面损失、基压损失和掺混损失,并划分了各损失占叶型损失的百分比,他们的研究得出吸力面的损失占叶型损失的 60%。为了降低高负荷低压涡轮叶片的叶型损失,必须降低吸力面的损失,想方设法减小分离泡的尺度。近年来,国内外学者发现通过局部改变吸力面的型线或粗糙度可以减小分离泡进而降低叶型损失,如国外学者 James P L, Paul I K 等人^[9]研究了低雷诺数定常来流条件下在低压涡轮叶片吸力面开 V 型槽可以有效地降低叶型损失,剑桥大学的 ZHANG Xuefeng, Maria V 等人^[10]对高负荷低压涡轮叶片吸力面表面加拌线、矩形条、凹槽等对叶型损失的影响做了一系列研究;国内的蓝吉兵、谢永慧等人^[11]通过在 PACKB 叶型表面加矩形凸台的方式得到了类似的结论。

但是以上研究均是基于叶型设计攻角下,在非设计攻角时通过叶片表面处理是否也能有效的降低叶型损失,值得进一步的研究。叶型攻角的变化成为影响低压涡轮级气动效率的主要原因。为了满足低压涡轮级高空气动性能要求,研究低雷诺数下低压涡轮叶型的攻角特性是有实际工程意义的。

1 研究对象及数值模拟方法

研究对象为 Pratt & Whitney 公司所设计的 PACKB 叶型,它的载荷系数(Zweifel 系数) $Z_w = 1.08$,展弦比为 2.42,此叶型的气流转折角为 95° ,叶型主要几何参数如图 1 所示,具体参数见表 1。作者对该叶型已经开展了大量的实验测试^[12-13]和数值模拟工作^[14]。在进行叶栅实验时尽量保证流动是二维的 AVR(axial velocity ratio),由于流动本质上是三维的,相关文献显示攻角从 -10° 变化为 14.5° ,AVR 分别对应 0.98,1.027^[15],都能满足流动的二维性,因此本文对该叶型的二维流场进行了数值模拟。

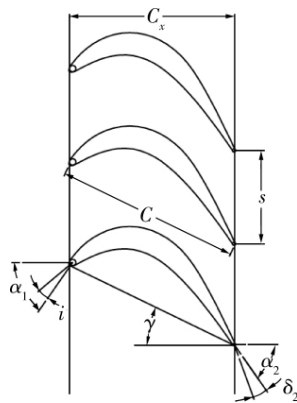


图 1 叶栅的主要几何参数

Fig. 1 Cascade nomenclature with PACKB geometry

表 1 PACKB 叶型主要参数
Table 1 Details of PACKB profile

叶型参数	数值
弦长 C/mm	83.9
轴向弦长 C_x/mm	75.4
栅距 s/mm	66.8
叶高 h/mm	203.2
几何进气角 $\alpha_1/^\circ$	35.0
几何出气角 $\alpha_2/^\circ$	60.0
安装角 $\gamma/^\circ$	26.0
Zweifel 系数 Z_w	1.08

数值模拟采用 CFX 商用软件求解三维定常黏性雷诺平均 N-S(Navier-Stokes)方程,湍流模型采用 SST(shear stress transport)湍流模型以及自动壁面函数进行近壁面处的数值模拟,转捩模型选取了引入 Langtry 和 Menter 修正关系的

两方程转捩模型以求解间歇因子 γ 和转捩起始动量厚度雷诺数 Re_{θ_i} .

计算网格如图 2 所示,在叶片近壁面垂直于壁面的方向布置了 40 层 O 型网格,弦长方向布置了不少于 250 个网格节点以便捕捉边界层流动(流动分离和转捩的位置),沿叶高方向布置了 5 个网格计算节点,总网格数为 104 105,为了捕捉到边界层内部详细的流场细节,保证贴近壁面第一层网格满足 $Y^+ < 1$.

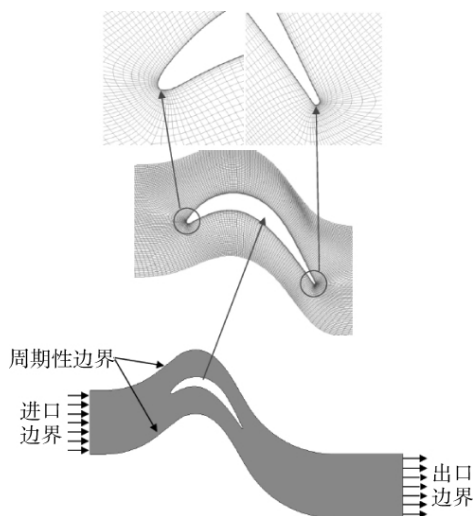


图 2 PACKB 叶型算例的计算域及局部网格示意图

Fig. 2 Sketch of PACKB profile calculate region and part of mesh

计算中进口给定气流速度、方向以及自由流湍流强度 (T_u) 和特征长度 (C_x);出口给定平均静压;叶型表面以及上、下端壁采用对称边界条件,其余为周期性边界条件.

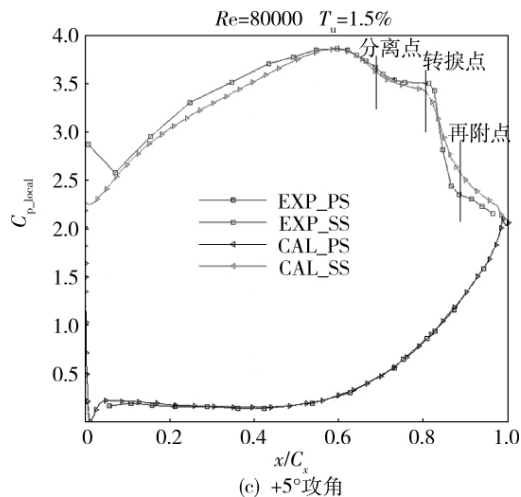
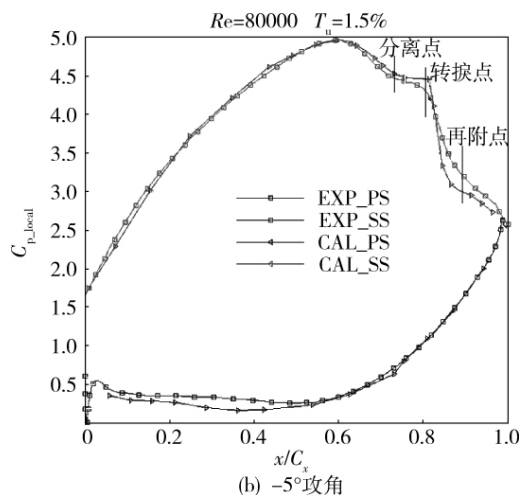
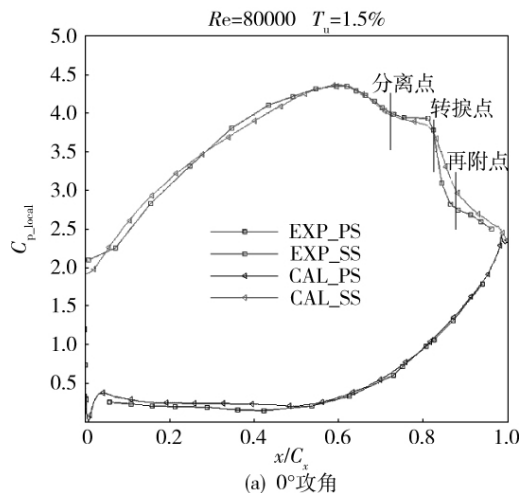
2 数值计算结果确认

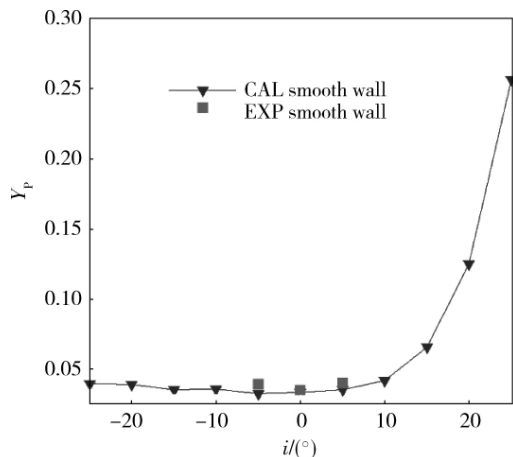
为了验证数值模拟结果的准确性,针对 PACKB 叶型,在特征雷诺数为 80 000、自由来流湍流强度为 1.5% 的工况下,分别对 $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 角的工况进行了计算,并与作者在国外交流访问期间对 PACKB 叶型得到的实验结果^[11]进行了对比.

图 3(a)~图 3(c)分别给出了 $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 攻角下 PACKB 叶型表面静压系数沿叶型无量纲化轴向弦长的分布,其中表面静压系数 C_{p_local} 的定义为: $C_{p_local} = (p_{0,i} - p_{s,i}) / (p_{0,i} - p_{s,i})$ (下标 i 表示进口,0 表示总参数,s 表示静参数,l 表示叶型表面局部的参数.)图 3(d)所示为 PACKB 叶型总压损失系数 Y_p ($Y_p = (p_{0i} - p_{0o}) / (0.5\rho\bar{U}_o^2)$,o 表示出口,即进出口平均总压之差与出口平均动压

之比)随攻角的变化曲线.

从图 3(a)~图 3(c)可以看出,在低雷诺数工况下,数值模拟得到的不同攻角下叶型表面静压分布与实验测试的结果吻合较好.三种攻角情况下,数值计算均能很好的模拟出 PACKB 叶型吸力面分离泡的大小,分离起始位置、转捩位置、再附位置.从图 3(d)上看,在三种攻角情况下叶型损失与实验值也吻合得很好.这说明用 SST 湍流





(d) 不同攻角下的总压损失系数

图 3 不同攻角下叶型表面静压系数分布及总压损失系数实验与计算对比

Fig. 3 Numerical and experimental value contrast for surface static pressure coefficient distribution and total pressure loss coefficient of difference incidences

模型耦合 Langtry 和 Menter 修正关系的两方程转捩模型的数值方法能够合理预测不同攻角下的分离转捩流动。

3 低雷诺数下高负荷低压涡轮叶型攻角特性研究

如图 4 所示,攻角由 -15° 到 5° 变化时,吸力面的分离点位置向后偏移,转捩点位置和再附点位置相应的后移量较分离点向后偏移量更大,分离泡变大;攻角为 10° 时,吸力面出现了两个较明显的分离泡,一个在前缘点附近,由于顺压力梯度的作用使得该分离泡很快再附,另一个由于叶片后部逆压力梯度的增大出现在 $0.72C_x \sim 0.90C_x$ 处;当攻角为 15° 时,在前缘点分离后分离泡没有再附,分离点后面叶片吸力面被低能流体覆盖。由图 3(d) 可看出攻角由 -25° 到 -5° 变化时,叶型损失逐渐降低,而攻角由 -5° 到 25° 变化时叶型损失逐渐增加,当叶型攻角大于 10° 时叶型损失急剧增加。由 Denton^[16] 给出的计算边界层单位面积熵的公式: $S=C_d\rho V_{\delta}^3/T$, 其中 C_d 为耗散系数, V_{δ} 为边界层边缘速度。由 Denton 给出的计算公式可知,单位面积熵与当地边界层边缘速度的立方成正比,所以低压涡轮叶片吸力面生成的损失比压力面生成的损失大,即当吸力面分离泡变大时会带来边界层厚度的增加,使叶型损失增加更快。

由图 5 可以看出,当攻角由 -15° 变化到 15°

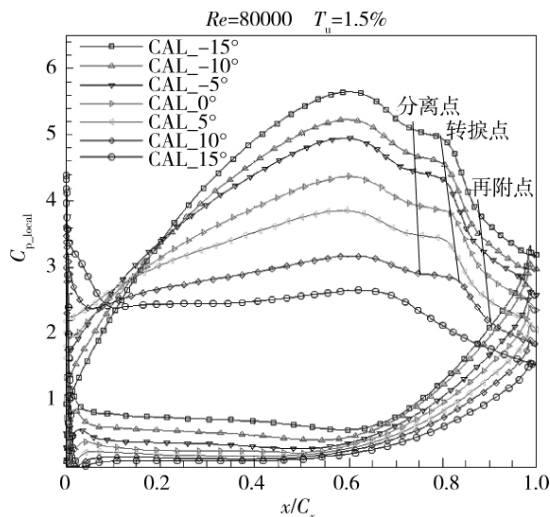


图 4 不同攻角下表面静压系数分布

Fig. 4 Surface static pressure coefficient of difference incidences

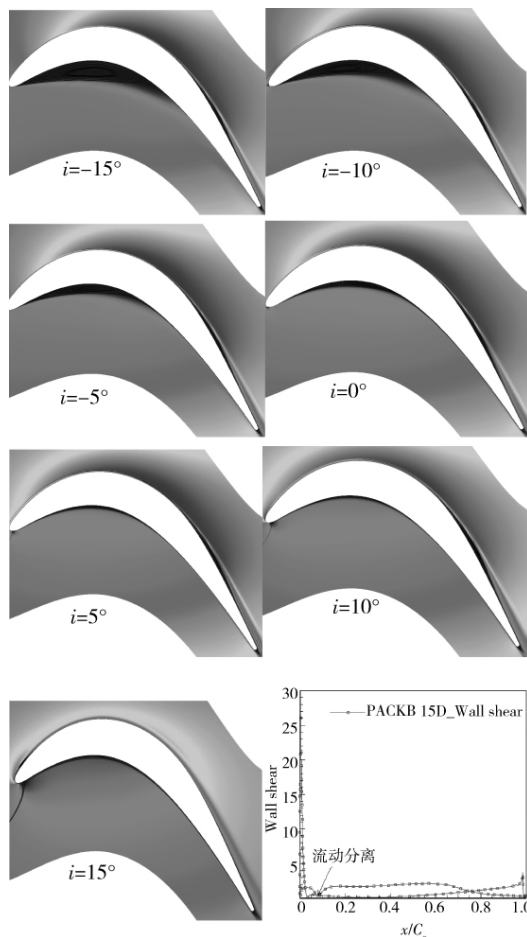


图 5 不同攻角下速度云图局部流线图及 15° 时壁面剪切力图

Fig. 5 Velocity cloud diagram and part of streamline of different incidence, 15 degree incidence wall shear

时,叶片吸力面的分离泡逐渐变大,这与图 4 的结果相同;当攻角为 15° 时吸力面出现了开式大分离,由壁面剪切力图也可以看出,吸力面边界层厚度很厚,所以叶型损失急剧增大;随着攻角的增大叶片压力面的分离泡逐渐变小.由图 3(d)可以看出当攻角为 -5° 时叶型损失最小,攻角向负攻角范围变大时叶型损失虽然有所增加,但增幅并不是很大,这说明压力面的大分离泡并不会带来很大的叶型损失;而攻角向正攻角变大时,当攻角大于 10° 时叶型损失会急剧增加,这说明吸力面的大分离泡会使损失急剧增加,这与 Denton^[16] 的理论也是吻合的.由此可以得出在叶型设计的时候要留有合适的正攻角裕度.

4 U 型槽流动控制对高负荷低压涡轮叶型攻角特性的影响

叶型攻角的增大会带来叶型损失的急剧增加,在 0° 攻角时合理的叶片表面处理(开槽、加拌线、球窝等)可以减小叶型损失.鉴于攻角变化时通过叶片表面处理能否减小分离泡的大小、降低叶型损失的猜想,作者研究了在叶型表面加嵌壁式 U 型槽时 PACKB 叶型的攻角特性,通过改变开槽位置、开槽深度,得到最佳开槽深度、开槽位置,使叶型损失最低.表 2 为 U 型槽的参数.

表 2 U 型槽的位置形状参数

Table 2 Location and shape of recessed U-grooves

宽度 b/mm	深度 k/mm	k/b	位置 x/C_x	名称
3	0.40	0.13	0.60	RG0.40 SS60%
3	0.40	0.13	0.66	RG0.40 SS66%
3	0.40	0.13	0.72	RG0.40 SS72%
3	0.40	0.13	0.80	RG0.40 SS80%
3	0.28	0.09	0.72	RG0.28 SS72%
3	0.56	0.19	0.72	RG0.56 SS72%

4.1 开槽位置对叶型损失的影响

图 6 为 $Re=80\,000$ 湍流度 $T_u=1.5\%$,开槽深度为 0.40 mm 不同开槽位置时,总压损失系数随攻角的变化.从图 6 中可以看出开槽的位置为 $0.60C_x$ 时,在 $\pm 15^\circ$ 攻角范围内叶型损失都没有有效地降低,这是因为开槽位置较靠前时虽然分离泡会得到抑制,但也会增大湍流湿面积(湍流区的覆盖面积),两者综合的效果使得叶型损失没有

得到有效降低;当开槽位置在 $0.66C_x$ 和 $0.72C_x$ 时在 $\pm 15^\circ$ 攻角范围内叶型损失都会降低,但开槽位置在 $0.72C_x$ 处效果更好,这是因为 $0.72C_x$ 处开槽对分离泡的抑制和湍流湿面积的改变效果比 $0.66C_x$ 处效果更好;当开槽的位置继续后移到 $0.80C_x$ 时开槽对叶型损失的降低效果变差,这是因为此时虽然分离泡减小了,但也增大了湍流湿面积,叶型损失能否降低是两者综合的结果.这些原因在 4.4 节会进一步的证明. James P L, Paul I K^[9] 认为最佳开槽位置在分离点前附近,而 ZHANG Xuefeng, Hodson 等人^[10] 认为最佳开槽位置在分离点和速度峰值点的中点,本文的最优位置更接近 James P L, Paul I K^[9] 的观点.

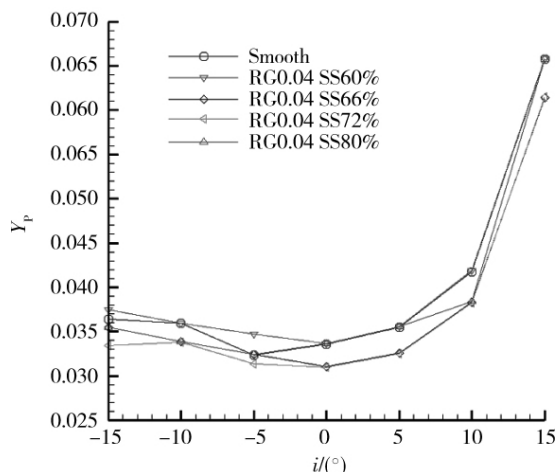


图 6 不同开槽位置叶型损失随攻角变化

Fig. 6 Effect of U-grooves' location on losses at various incidences

4.2 开槽深度对叶型损失的影响

图 7 为 $Re=80\,000$ 湍流度 $T_u=1.5\%$,开槽位置为 $0.72C_x$ 不同开槽深度时,总压损失系数随攻角的变化.当开槽深度为 0.28 mm 和 0.56 mm 时,攻角从 -15° 增大到 5° 开槽带来的叶型损失降低的效果逐渐变差,这是因为随着攻角的增大分离位置逐渐后移,开槽位置逐渐远离最优开槽位置;当攻角增大到 $10^\circ\sim 15^\circ$ 时叶型损失又明显降低了,这是因为攻角大于 10° 时,分离位置在前缘点,前缘点之后的区域都被低能流体覆盖,开槽能有效地促进边界层内低能流体与主流的能量交换.当开槽深度为 0.40 mm 时,在 $\pm 15^\circ$ 攻角范围内,叶型损失都能有效地降低,而在 $\pm 5^\circ$ 范围内虽然远离了最佳开槽位置,但其开槽深度却是 3 种深度的最佳,也能有效地降低损失;Robarge 等人^[17] 归纳总结了壁面凹陷处理的最佳深宽比($k/$

b) 为 0.1~0.15, 这与最佳开槽深度为 0.04 mm (深宽比为 0.13) 得出的结论是一致的.

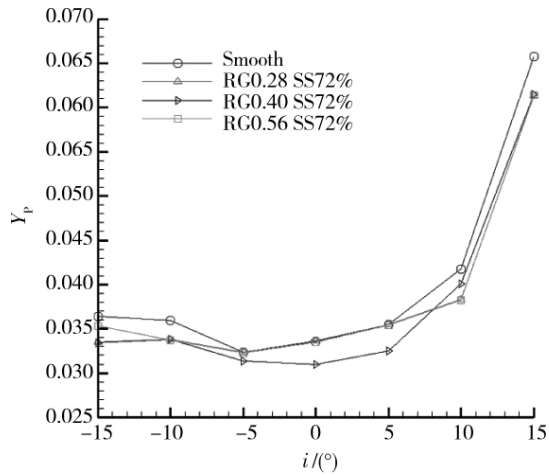


图 7 不同开槽深度叶型损失随攻角变化
Fig. 7 Effect of U-grooves' depth on losses at various incidences

4.3 雷诺数对攻角特性的影响

图 8 是开槽位置为 $0.72C_x$ 、深度为 0.4 mm 宽度为 3 mm 的 U 型槽与光滑壁面在 0° 攻角、 10° 攻角和 -10° 攻角时, 叶型损失随雷诺数的变化. 从图中可以看出在雷诺数由 25 000 变化到 100 000 时, 三种来流攻角下开槽都能有效地降低叶型损失, 随着雷诺数的增加叶型损失降低的效果越来越差, 这是因为在低雷诺数来流条件下, 叶型吸力面的分离泡更大, 随着雷诺数的增加分离泡逐渐减小, 叶型损失逐渐降低, 随着分离泡的变

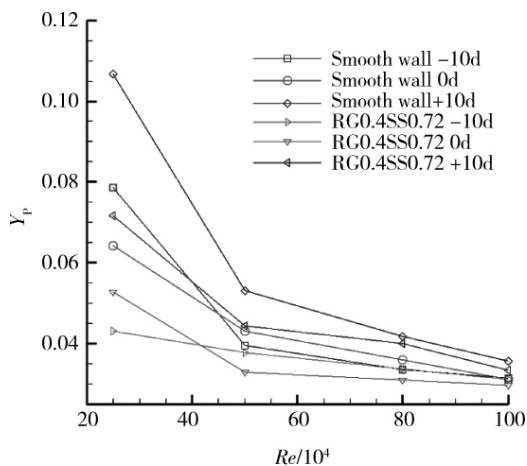


图 8 总压损失系数随雷诺数的变化
Fig. 8 Total pressure loss coefficient vs. Reynolds number

小开槽所带来的湍流湿面积的改变与其对分离泡的抑制作用的综合效果逐渐变差.

4.4 U 型槽流动控制机理分析

图 9 是来流 $Re=80000$, $T_u=1.5\%$ 光滑壁面与在叶片吸力面不同位置处开槽时的壁面剪切力图. 表 3 是光滑壁面和各种 U 型槽控制位置时分离位置、转捩位置、分离泡的大小等的变化情况. 从图 9 中可以看出: 光滑壁面时分离起始位置在 $0.725C_x$ 处, 转捩起始点在 $0.82C_x$, 再附点位置

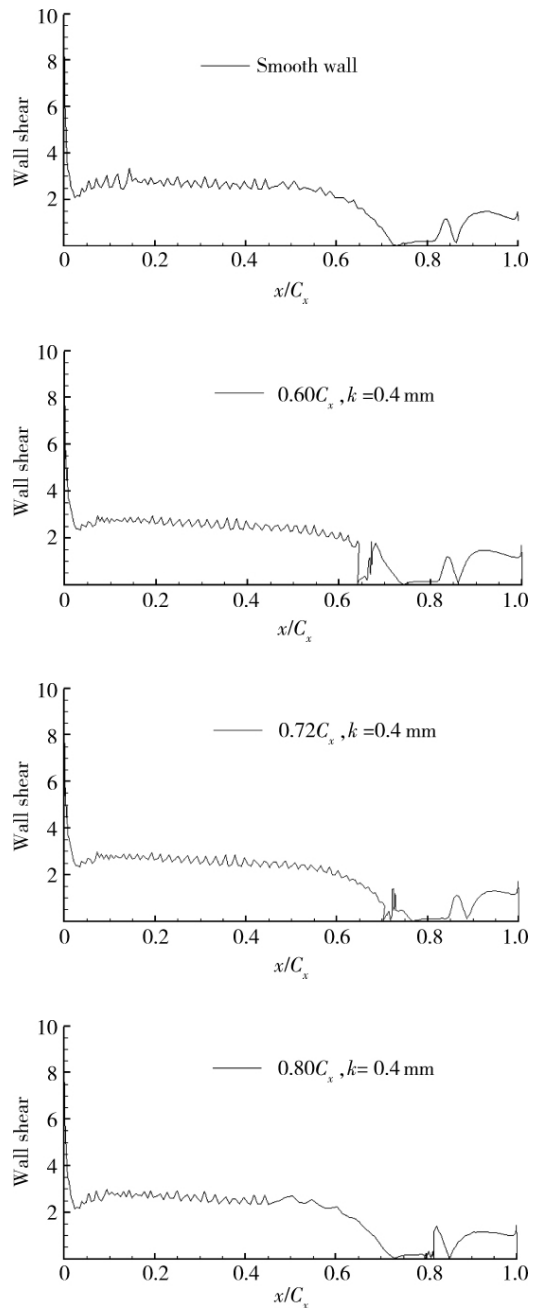


图 9 吸力面壁面剪切力
Fig. 9 Suction surface wall shear

是 $0.865C_x$; 当 U 型槽加在 $0.66C_x$ 处, 分离点的位置相对后移了 $0.015C_x$, 但是转捩点的位置基本不变, 再附点的位置相对前移了 $0.005C_x$, 分离泡变小了 $0.02C_x$, 但是其湍流区覆盖面积增加了 $0.005C_x$, 此时, U 型槽既抑制了分离又增加了湍流湿面积, 总的叶型损失降低; 当 U 型槽加在 $0.72C_x$ 处, 分离点位置相对后移 $0.045C_x$, 转捩点相对后移 $0.02C_x$, 分离点相对后移 $0.015C_x$, 分离泡减小了 $0.03C_x$, 湍流湿面积减小了 $0.015C_x$, 所以此时即减小了分离泡, 又减小了湍流湿面积, 此时开槽效果最佳; 而当 U 型槽加在 $0.80C_x$ 处, 分离点和转捩起始点的位置都不变, 但再附点的位置前移 $0.015C_x$, 分离泡虽然减小了 $0.015C_x$, 但湍流湿面积相对增大了 $0.015C_x$, 此时开槽对叶型损失基本没有影响。

表 3 不同控制位置的分离、转捩区变化
Table 3 Separation and transition region
at different control locations

名称	分离起始点 x/C_x	转捩起始点 x/C_x	再附点 x/C_x
Smooth wall	0.725	0.820	0.865
RG0.40 SS66%	0.740	0.820	0.860
RG0.40 SS72%	0.770	0.840	0.880
RG0.40 SS80%	0.725	0.820	0.850

基于以上分析可知, U 型槽不会促发转捩的提前发生, 而只是改变了分离位置、转捩位置、再附位置的相对位置关系; U 型槽能否降低叶型损失与其对分离泡的抑制和改变的湍流湿面积有关。

5 结 论

本文以高负荷低压涡轮叶型 PACKB 为研究对象, 借助经过校核的数值模拟方法研究了其低雷诺数下的攻角特性, 同时尝试利用嵌壁式 U 型槽流动控制手段改善其攻角特性, 探讨了不同 U 型槽结构参数对其攻角特性的影响. 通过数值模拟对比实验并对结果进行分析, 获得了以下主要研究结论:

- 1) PACKB 叶型攻角由 -15° 逐渐增大 15° 的过程中, 压力面分离泡逐渐变小, 吸力面分离泡逐渐变大, 压力面的分离泡引起的叶型损失较小, 吸力面的分离泡引起的叶型损失较大;
- 2) 正攻角会带来叶型吸力面大的流动分离,

而负攻角可以避免这一状况的发生, 从而改善通道内的流动状况, 减小由于叶型表面的流动分离而引起的叶型损失, 叶型设计时需要考虑留有一定的正攻角裕度;

3) 在叶片吸力面合理位置开嵌壁式 U 型槽可以改变分离位置、转捩位置和再附位置, 减小分离泡, 降低叶型损失, 但开槽可能会增加湍流湿面积, 在叶片表面开槽时需要综合考虑开槽位置、深度、宽度等的影响, 合理开槽才能使叶型损失降到最低;

4) 对于 PACKB 叶型算例, 最优开槽位置在 $0.72C_x$, 最优开槽深度为 0.40 mm , 在 $\pm 15^\circ$ 攻角内, 叶型损失都会降低, 进一步增加了 PACKB 叶型的攻角裕度;

致谢:

感谢国家自然科学基金委、国际科技合作处为本文的顺利完成提供资金支持及中国科学院超级计算中心为本文的顺利完成提供计算资源。

参考文献:

[1] Benner M W, Sjolander S A, Moustapha S H. Measurements of secondary flows downstream of a turbine cascade at off-design incidence[R]. ASME GT 2004-53786, 2004.

[2] Benner M W, Sjolander S A, Moustapha S H. Measurements of secondary flows in turbine cascade at off-design incidence[R]. ASME Turbo Expo, GT 97-382, 1997.

[3] Jouini D B M, Sjolander S A. Midspan flow-field measurements for two transonic linear turbine cascades at off-design conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124 (2): 176-186.

[4] Jouini D B M, Sjolander S A. Off-design performance of a single-stage transonic turbine [R]. ASME GT 2000-0482, 2000.

[5] Perdichizzi A, Dossena V. Incidence angle and pitch-chord effects on secondary flows downstream of a turbine cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115 (3): 383-391.

[6] 孙大伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 不同攻角涡轮叶栅损失的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1232-1239.
SUN Dawei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Influence of different incidences on loss in turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1232-1239. (in Chinese)

[7] 陈绍文, 陈浮, 徐文远, 等. 变攻角下涡轮导向器二次流的实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(4): 15-19.
CHEN Shaowen, CHEN Fu, XU Wenyuan, et al. Experimental investigation of secondary flow with different incidences in an LP turbine guide vane[J]. Gas Turbine Experimental and Research, 2005, 18(4): 15-19. (in Chinese)

[8] Curtis E M, Hodson H P, Banieghbal M R, et al. Development of blade profiles for low-pressure turbine applications

- [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 531-538.
- [9] Jame P L, Paul I K, Richard B R. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and v-grooves[R]. AIAA-2000-0738, 2000.
- [10] ZHANG Xuefeng, Maria V, Hodson H P. Separation and transition control on an aft-loaded ultra-high-lift LP turbine blade at low Reynolds numbers: low-speed investigation[R]. ASME Paper GT-2005-68892, 2005.
- [11] 蓝吉兵, 谢永慧, 张荻. 低压高负荷燃气透平叶片边界层分离转捩数值模拟与流动控制[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(26): 68-74.
- LAN Jibing, XIE Yonghui, ZHANG Di. Numerical simulation and control of separated transition flows in high-lift low-pressure gas turbine cascade[J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(26): 68-74. (in Chinese)
- [12] Popovic I, Zhu J, Dai W, et al. Aerodynamics of a family of three highly loaded lower-pressure turbine airfoils: measured effects of Reynolds number and turbulence intensity in steady flow[R]. ASME GT2006-91271, 2006.
- [13] 李伟, 朱俊强, 李刚, 等. 基于表面热膜的超高负荷低压涡轮叶栅附面层特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 115-121.
- LI Wei, ZHU Junqiang, LI Gang, et al. Experimental research for boundary layer behaviors on an ultra-high-lift low-pressure turbine profile based on surface hot-film[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 115-121. (in Chinese)
- [14] 杜强, 朱俊强, 温殿中. 高负荷低压涡轮边界层转捩预测及其机理分析[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(5): 761-764.
- DU Qiang, ZHU Junqiang, WEN Dianzhong. Boundary layer transition prediction and mechanism analysis of a high-loading LP turbine blade profile[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(5): 761-764. (in Chinese)
- [15] Benner M W. The effects of leading edge geometry on profile and secondary losses in turbine cascades[D]. Ottawa, Canada: Carleton University, 2003.
- [16] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [17] Robarge T W, Stark A M, Min S K, et al. Design considerations for using indented surface treatments to control boundary layer separation[R]. AIAA 2004-425, 2004.