

叶片表面粗糙度对前弯压气机叶片 流动特性影响的试验研究*

唐 凯, 刘志刚, 王 晖, 代秋林, 赵建通, 卿科佑, 刘剑鹏

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为了探究叶片表面粗糙度对叶型性能的影响规律, 对压气机前弯叶片进行了变雷诺数多攻角工况的叶栅试验。不同粗糙度 ($Ra=3.0, 6.2, 12.3$) 叶片是在轮廓度有所保证的前提下, 通过线切割机械加工、喷砂工艺改变表面粗糙度的方式获得。试验结果表明, 粗糙度升高确实会诱发层流提前转捩, 引起吸力面层分离泡消失, 除此之外, 在低雷诺数 ($Re=9\times 10^5$) 下, $Ra=3.0$ 与 $Ra=6.2$ 下叶片表面马赫数分布基本一致, 到 $Ra=12.3$ 时才会较明显表现出叶片吸力面峰值马赫数降低的现象。随着雷诺数升高, 叶片表面马赫数分布随粗糙度变化的差异性逐渐显现, 但当处于堵塞负攻角 $i=-6.4^\circ$ 下, 粗糙度 $Ra\geq 6.2$ 后, 叶片性能却维持稳定。另外, 粗糙度的增加会降低压力面的粘性损失, 升高吸力面的粘性损失及尾迹掺混损失, 因此随粗糙度升高, 低雷诺数 ($Re=9\times 10^5$) 下总压损失随粗糙度升高呈先增后降的趋势。在高雷诺数 ($Re\geq 1.08\times 10^6$), $i=2.6^\circ\sim 2.4^\circ$ 下粗糙度升高会导致损失升高, 甚至发生严重的湍流边界层分离。与此同时, 发现被研究叶型吸力面前缘 (20%弦长前) 马赫数分布对粗糙度并不敏感, 不会因粗糙度的不同而发生变化。

关键词: 压气机; 前弯叶型; 表面粗糙度; 雷诺数; 攻角; 喷砂

中图分类号: V211.6 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 08-1710-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190486

Experimental Investigation of Surface Roughness on Flow Around Forward-Skewed Compressor Blade

TANG Kai, LIU Zhi-gang, WANG Hui, DAI Qiu-lin, ZHAO Jian-tong, QING Ke-you, LIU Jian-peng

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to study the impact of the surface roughness on the blade performance, the experiment on forward-skewed compressor blade was carried out with different Reynold numbers and angles of attack. The different surface roughness blades ($Ra=3.0, 6.2, 12.3$) resulted from wire-electrode cutting and sand blasting, while the blade geometry was guaranteed. The results showed that the laminar separation bubble is removed due to the transition of laminar flow in advance by increasing surface roughness. For low Reynolds number ($Re=9\times 10^5$), the surface Mach number distribution of $Ra=3.0, 6.2$ are similar while the peak of isentropic Mach number distribution at the suction side decreases at $Ra=12.3$, and the difference becomes larger because of increasing surface roughness as the Reynolds number increases, but the overall performance keeps stable at occlusion attack angle $i=-6.4^\circ$ with $Ra\geq 6.2$. On the other hand, the viscosity loss on pressure side would decrease with the increasing surface roughness, which is opposite on the suction side and wake mixing loss. For low Reynolds number ($Re=9\times 10^5$),

* 收稿日期: 2019-07-11; 修订日期: 2019-09-10。

通讯作者: 唐 凯, 硕士, 工程师, 研究领域为气动叶片试验技术。E-mail: 895472894@qq.com

引用格式: 唐 凯, 刘志刚, 王 晖, 等. 叶片表面粗糙度对前弯压气机叶片流动特性影响的试验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1710-1719. (TANG Kai, LIU Zhi-gang, WANG Hui, et al. Experimental Investigation of Surface Roughness on Flow Around Forward-Skewed Compressor Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1710-1719.)

the overall total pressure loss first ascends and then descends with the adding of the surface roughness, and for high Reynolds number ($Re \geq 1.08 \times 10^6$), $i = 2.6^\circ \sim 2.4^\circ$, the total pressure loss ascends all the time, even inducing serious turbulent boundary layer separation. Furthermore, the Mach number distribution of the leading edge (before 20% chord length) on the suction side would not change with the adding of the roughness.

Key words: Compressor; Forward-skewed blade; Surface roughness; Reynolds number; Angle of attack; Sand blasting

1 引言

叶轮机械中的叶片是保证部件在设计工况下长时间可靠、高效运行的基本单元,叶型性能的基本测定和评估主要是依靠平面叶栅试验,虽然目前在叶型设计中数值仿真已经能够一定程度地指导高性能叶型的设计,但对于高负荷新型叶型,依靠叶栅试验对性能进行评估的方式仍尤为重要。现目前叶栅试验件叶片主要依靠较成熟的线切割工艺进行加工,通过走丝速度保证叶片表面型面及粗糙度。而如今叶片负荷升高,叶片向宽展弦比、薄翼方向发展,由公开发表的文献资料及试验现象发现,叶片表面粗糙度带来的影响也更加不可忽视,在叶片加工过程中如何评定粗糙度影响,控制叶片表面粗糙度,获取叶片真实性能是亟待解决的问题。

国外尝试应用数值计算及试验的方法进行模拟,主流计算软件也开发了相应的模块对粗糙度进行仿真,能够在一定程度上表现出粗糙度的不利影响,Morini等^[1]对单级转子(粗糙、光滑)、静子(粗糙、光滑)的四种不同组合的粗糙度进行仿真模拟,发现转子受粗糙度的影响最大,并且吸力面更易受到影响。Fouflias等^[2]也单独对进口马赫数0.3时不同粗糙度的静子叶片进行的仿真模拟,发现粗糙度增加损失会升高,出口气流角只有很小的变化,但其并未将计算结果与试验结果进行验证。Mesbah等^[3]虽然通过试验与数值计算的结合,提出了对计算模型的修正,但是因其只验证了光滑叶片试验数据与计算方法的匹配特性,对于粗糙度是否适用仍值得商榷。

目前主流的做法仍是通过试验进行研究。Suder等^[4]、Syverud等^[5]通过试验获取了不同粗糙度对压气机等性能影响研究,其结果都表明叶片表面粗糙度的增加会给压气机性能带来不利影响,造成压气机的性能衰减。在叶栅试验方面国外学者也进行了相关的研究,主要应用涂层来改变叶片表面粗糙度,结果证明粗糙度会诱导转捩的提前发生,Back等^[6]发现当雷诺数超过 4×10^5 后,粗糙度才会对叶片载荷及损失有影响。Leipold等^[7]采用精锻和电化学加工的

方式对三种粗糙度叶片进行了性能试验,研究结果表明高雷诺数下粗糙度会直接导致叶片表面边界层的分离,且粗糙度越大损失越高并推测平板粗糙度影响机制在叶轮机械上并不适用。

国内对于叶片粗糙度的研究也大多集中于试验部分,主要采用叶片表面贴不同粗糙度砂纸的方法进行^[8-9],这种方法只适用于低速气流,并且砂纸的存在势必会改变叶片型面,砂纸的附着差异也势必会带来误差,因此应用此种方法评定粗糙度影响时,在剥离砂纸粗糙度与砂纸本身带来的叶型变化的影响上仍有难度,高丽敏等^[10]、曹传军等^[11]、李正等^[12]研究已证明当叶片形状发生变化时,叶片性能会有显著变化。并且由于砂纸的黏贴,会直接导致叶片表面压力分布无法测量,不能获取叶片载荷分布,对于数据分析也存在很大的局限性。

因此,从工程应用的角度出发,势必需要尽可能在单变量因素下对实际宽广工况范围内的叶片进行粗糙度的影响研究。本文通过线切割加工的方式获取参考叶片,并在保证叶片型面轮廓度0.1mm的基础上用喷砂工艺进行喷涂,人为增加叶片表面粗糙度,从而得到适用于真实工况下的粗糙度影响规律,进而为工程设计层面叶型加工粗糙度选择提供支持。

2 试验器及测试方案

2.1 试验器及试验件

试验在中国航发四川燃气涡轮研究院超跨声速叶栅试验器上展开,该试验器采用连续式气源供气,可满足不同需求的压气机、涡轮平面叶栅试验,试验器主体主要由快速阀、调压阀、稳压箱、试验段构成,其气流角可调范围为 $20^\circ \sim 90^\circ$,最大流量为28kg/s。

试验件为前弯静子叶片,采用传统的中走丝线切割工艺进行加工,采用TIME3200粗糙度仪进行检测,测量 Ra 范围: $0.025 \mu\text{m} \sim 12.5 \mu\text{m}$,加工完毕后沿不同弦长比例进行粗糙度检测,检测结果的平均值作为该套试验件的粗糙度,采用中走丝工艺直接加工得到的叶片(blade1)粗糙度为 $Ra=3.0$,不同弦长处粗糙度变化值不超过 ± 0.2 。在blade1的基础上采用喷

砂工艺对叶片表面进行粗糙处理,处理后使用雷尼绍三坐标检测仪对不同叶高截面进行型面检测,确保各截面叶型的轮廓度误差在0.1mm之内,最终得到 $Ra=6.2$ (blade2), $Ra=12.3$ (blade3)的三组试验叶片。不同弦长处粗糙度变化值分别不超过 ± 0.2 , ± 0.3 ,叶片的示意图及相关参数见图1,表1。目前较通用的粗糙度定义为等效粗糙度,但只是定义的不同,并不影响试验结果的判定。

常规平面叶栅试验的基础条件为试验雷诺数位于自模区,因此从工程应用的角度上讲,本文只针对于雷诺数($Re > 2 \times 10^5$)的工况进行研究,另外由于国内叶栅试验风洞尺寸为150(宽)mm \times 320(长)mm^[13],160(宽)mm \times 300(长)mm^[14],160(宽)mm \times 600(长)mm^[15]等,为了保证流场的二元性,展弦比一般要求大于2,因此国内目前叶栅弦长多在60mm~80mm之间,又多数试验风洞为低速风洞,试验马赫数位于0.4~1.0,因此针对大多数试验器的实际使用情况,本研究试验雷诺数选取在 $9.0 \times 10^5 \sim 1.5 \times 10^6$ 。

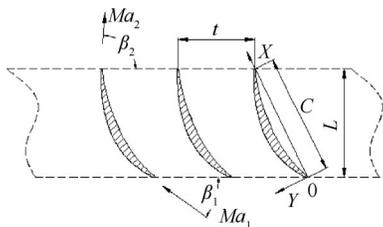


Fig. 1 Test blade geometry

Table 1 Operating condition of the cascade

Parameters	Value
Blade height H/mm	160
Angle of attack $i/(\circ)$	2.6, 0, -2.4, -6.4
Solidity C/t	1.26
Reynold number Re	$9.0 \times 10^5, 1.08 \times 10^6, 1.29 \times 10^6, 1.5 \times 10^6$

2.2 测试及试验方案

本试验来流总压采用总压探针测量,来流温度采用PT100铂电阻测量,试验件的状态参数由栅前壁面静压确定,对于损失的评定主要依靠栅后的五孔锥形探针,对于叶片负荷的判定依靠叶片表面测压孔获得的静压分布。试验压力测量精度为 $\pm 0.25\%$ 。温度测量精度为 $\pm 0.8\%$ 。试验雷诺数采用叶片弦长作为特征长度,试验件进口平均速度为特征速度进行计算。叶片表面的压力转换为等熵马赫数来进行评判,如公式(1)。

$$Ma_{is} = \sqrt{5 \times \left(\left(\frac{p_{11}}{p_s} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)} \quad (1)$$

式中 p_{11} 为试验件进口总压, p_s 为叶片表面测压孔测量静压, k 为比热比常数,取1.4。

叶片的总压恢复系数用公式(2)计算

$$\sigma = \frac{P_{02}}{P_{11}} \quad (2)$$

式中 p_{02} 为探针总压孔测量压力。

总压损失用公式(3)计算

$$\omega = \frac{P_{11} - P_{21}}{P_{11} - P_{1w}} \quad (3)$$

式中 p_{21} 为探针测量截面出口总压, p_{1w} 为进口静压。

压比采用公式(4)计算

$$\pi = \frac{P_2}{P_{1w}} \quad (4)$$

式中 p_2 为探针测量截面出口静压。

采用式(5),(6)进行无量纲处理

$$\omega_{rel} = \frac{\omega_{blade,n}}{\omega_{blade1}} \quad (n=1,2,3) \quad (5)$$

$$\pi_{rel} = \frac{\pi_{blade,n}}{\pi_{blade1}} \quad (n=1,2,3) \quad (6)$$

试验过程中首先以blade1为参考叶型,进行了不同攻角及雷诺数的试验,在此基础上,试验段主体不进行任何改变,通过换装叶片的方式做到粗糙度单因素影响,选取参考叶型的特征点进行试验,最后通过特征点的油流试验直观对比三种粗糙度之间的差异。

3 试验结果

3.1 叶片表面等熵马赫数分布

图2~图5给出了不同雷诺数工况、不同攻角下的叶片表面马赫数分布,在 $Re=9.0 \times 10^5$ 条件下(图2),叶片表面马赫数分布对粗糙度影响不大, $Ra=6.2$ 与 $Ra=3.0$ 的叶片吸力面马赫数分布基本一致。但在 $X/C=0.45$ 时, $Ra=6.2, 12.3$ 下的层流分离泡消失,说明在此两种粗糙度下,吸力面层流已经完成了提前转捩。当粗糙度到达 $Ra=12.3$ 时,在 $X/C > 0.3$ 处,各攻角下吸力面马赫数略低于 $Ra=3.0$ 与 $Ra=6.2$ 的分布,在负攻角下表现得更为明显。而在 $i=2.6^\circ, 0^\circ, -2.4^\circ$ 时压力面处 $Ra=12.3$ 的前缘马赫数分布反而略高于 $Ra=3.0$ 与 $Ra=6.2$,此时叶片的负荷会减小。这也说明粗糙度对压力面与吸力面的影响并不相同。有所差异的原因是压力面前缘的速度很高,加速区较短,因此在压力面前缘处造成很大的逆压梯度,而吸力面加速区较长,此压力梯度较低,且为顺压力梯度,在强逆压梯度下,压力面前缘层流转捩为湍流更容易。而

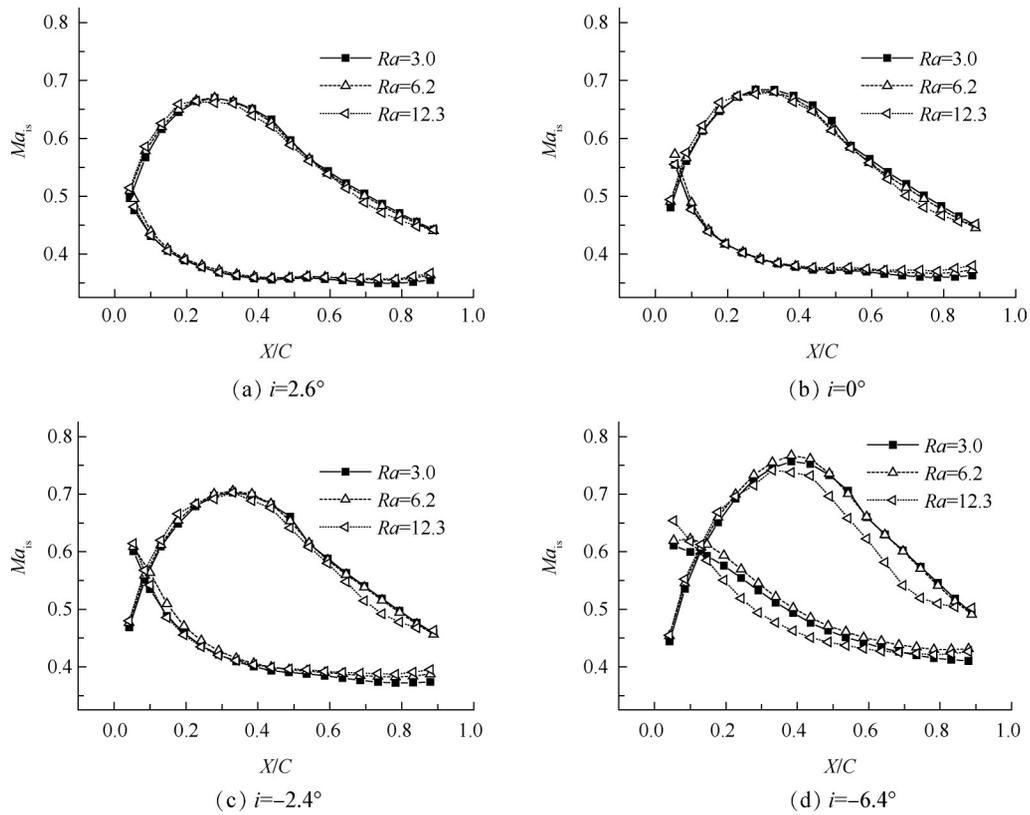


Fig. 2 Isentropic Mach number distribution for a variation of angle of attack at $Re=9 \times 10^5$

当 $i=-6.4^\circ$, $Ra=12.3$ 压力面前缘的过渡加速是由于层流快速发展为湍流造成湍流边界层厚度增加,改变了压力面的曲率分布造成的,因此出现了 $X/C=0.05$ 处的 $Ra=12.3$ 压力面马赫数较高的情况。而在 $X/C=0.1$ 至 $X/C=0.6$ 时 $Ra=12.3$ 压力面等熵马赫数却又明显低于 $Ra=3.0$, $Ra=6.2$ 。

在雷诺数 $Re=1.08 \times 10^6$ 时,叶片表面粗糙度对于叶片表面马赫数分布的影响明显增大,在图 3(a)中,吸力面等熵马赫数分布中 $Ra=12.3$ 的马赫数峰值位置明显低于 $Ra=6.2$, $Ra=6.2$ 略低于 $Ra=3.0$,且在 $X/C=0.35$ 至 $X/C=0.45$ 时, $Ra=3.0$ 的吸力面仍然出现了一较小的分离泡,当粗糙度增大至 $Ra=6.2$ 时,该分离泡消失,当粗糙度继续升高至 $Ra=12.3$ 时流动演变成了从 $X/C=0.6$ 直到尾缘的大面积边界层分离。而当攻角变化时,此种情况又有所变化,在图 3(b)中可以发现 $Ra=12.3$ 时叶背 $X/C=0.5$ 处发生了明显的边界层分离,分离位置较 $i=2.6^\circ$ 有所提前。图 3(c)中的情况也类似,并且压力面前缘的差异性也逐渐显现出来,在 $X/C=0.5$ 前 $Ra=12.3$ 时压力面马赫数分布均低于 $Ra=6.2$, $Ra=3.0$ 。在图 3(d)中 $Ra=6.2$ 与 $Ra=12.3$ 都发生了不同层度的边界层分离,只是 $Ra=6.2$ 时叶背马赫数峰值高于 $Ra=12.3$,分离位置稍向后移,边界层分离的原因在于由不同粗糙度引起的层流转捩后,湍流边界

层的厚度增长情况不同,粗糙度越大,边界层厚度越厚,从而引起边界层的提前分离。压力面处 $Ra=6.2$ 与 $Ra=3.0$ 基本一致,但与 $Ra=12.3$ 却完全呈现出另一种分布特性,这也与边界层厚度的变化有关。另外值得注意的是,不管攻角如何变化,吸力面前缘 ($X/C < 0.2$) 的马赫数分布及加速特性并没有发生较大变化。

当雷诺数继续升高至 $Re=1.29 \times 10^6$ 时(图 4),情况与 $Re=1.08 \times 10^6$ 类似,但由于通道中出现了较明显的激波,在激波与边界层的相互作用下,使得叶片表面粗糙度的影响程度更大,由粗糙度增大造成的吸力面马赫数峰值的降低更为明显,且位置更加提前,并且经过激波后诱发了严重的边界层分离。另外虽然吸力面前缘的速度有所提高,试验雷诺数也有所升高,但并没有改变三种粗糙度吸力面前缘 ($X/C < 0.2$) 马赫数分布一致的现象。虽然目前普遍认为在平板流或管道流中层流转捩时存在一临界雷诺数,超过此雷诺数后才会发展为湍流,但对于本叶型来说,从雷诺数 1.08×10^6 上升至 1.29×10^6 时,叶背前缘马赫数分布相同的位置并没有发生改变,说明叶型上层流的转捩并不由雷诺数直接决定,还要受到叶型粗糙度带来的扰动、通道主流速度分布与叶型表面的压力梯度的影响,而主流速度分布与压力分布本质上取决于叶型曲率分布,因此在前缘处叶片表面粗糙

度带来的影响还受到叶片曲率分布的限制。在堵塞工况时(图4(d)) $Ra=6.2$ 与 $Ra=12.3$ 的叶片载荷分布几乎一致,这说明负攻角 $i=-6.4^\circ$ 时,在所试验的粗糙

度下,粗糙度的不同会造成叶片性能的变化,但粗糙度达到一定量级后,其效果并不会因为粗糙度的升高而发生较大变化,并且此时前缘的不敏感范围位

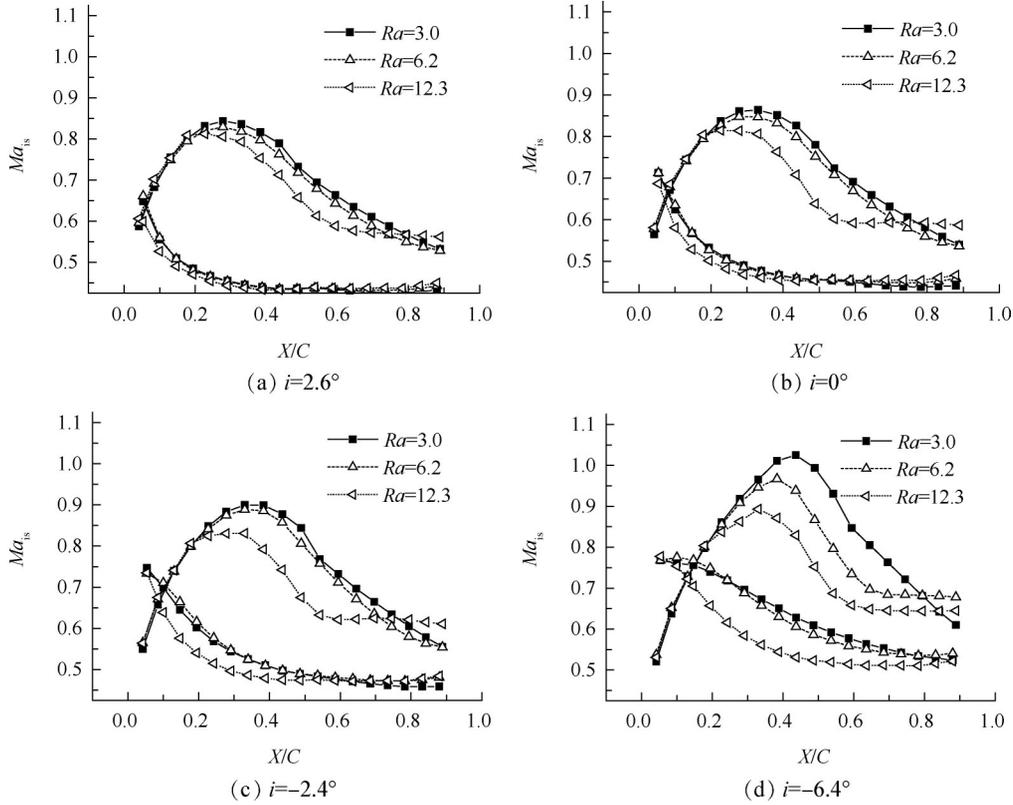


Fig. 3 Isentropic Mach number distribution for a variation of angle of attack at $Re=1.08 \times 10^6$

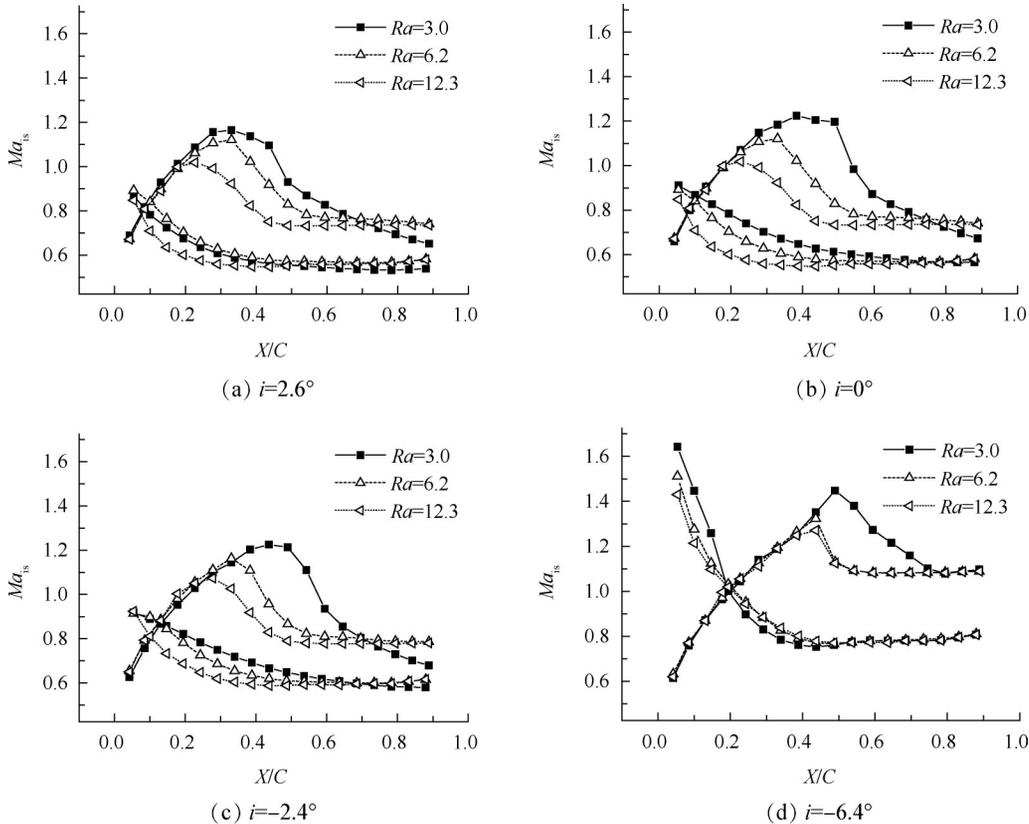


Fig. 4 Isentropic Mach number distribution for a variation of angle of attack at $Re=1.29 \times 10^6$

置扩大到 $X/C=0.4$ 。

当雷诺数达到 $Re=1.5 \times 10^6$ 时,正攻角下的马赫数分布的变化情况(图5)与 $Re=1.29 \times 10^6$ 类似,也再次证明了前缘对粗糙度的不敏感性以及堵塞工况下,存在一边界粗糙度,超过该值,叶栅性能并不随粗糙度增大而降低。

3.2 尾迹分布

图6至图9为不同雷诺数与攻角下的尾迹分布图,图6的结果显示,在 $Re=9.0 \times 10^5$ 时提高叶片表面粗糙度使得出口尾迹向吸力面侧偏移,并且在 $Ra=6.2$ 与 $Ra=12.3$ 上表现出了近吸力面侧尾迹分布基本一致的情况。但对于压力面侧,在 $i=2.6^\circ, 0^\circ$ 时 $Ra=6.2$ 与 $Ra=3.0$ 在 $Ra=3.0$ 最大亏损位置前尾迹分布趋于一致。随着攻角的减小,压力面侧的差异逐渐显现出来,主要表现为压力面侧的粘性损失减小,尾迹损失增大。而当粗糙度增大至 $Ra=12.3$ 时,压力面侧的粘性损失较 $Ra=6.2$ 更小,而吸力面的粘性损失与尾迹掺混损失则与 $Ra=6.2$ 基本相同。从损失源头分

析,叶片表面主要包括粘性剪应力及粗糙度本身提供的附加摩擦力带来的粘性损失,粗糙度的升高会导致附加摩擦力损失增大,但粗糙度的影响会使层流提前转捩、发展从而改变气流的法向速度梯度,因此粘性剪应力造成的损失并不一定与粗糙度正相关,从压力面的总压恢复系数结果来看,压力面的粘性剪应力降低的损失必定大于附加摩擦力带来的粘性损失,从而才表现出压力面总粘性损失降低的现象。另一方面,吸力面侧粘性损失随粗糙度的升高而增大,而当粗糙度到达一定程度时($Ra=12.3$),吸力面粘性损失基本不变,结合叶片表面马赫数分布推测,此时附加摩擦力带来的粘性损失达到了极值,而且粘性剪应力造成的损失基本不变。

而当雷诺数升至 1.08×10^6 时(图7),也体现出随粗糙度升高,压力面侧的粘性损失降低的趋势,但与低雷诺数不同的是, $Ra=6.2, 12.3$ 时吸力面侧的粘性损失与尾迹损失则出现了较明显的增大,且尾迹随

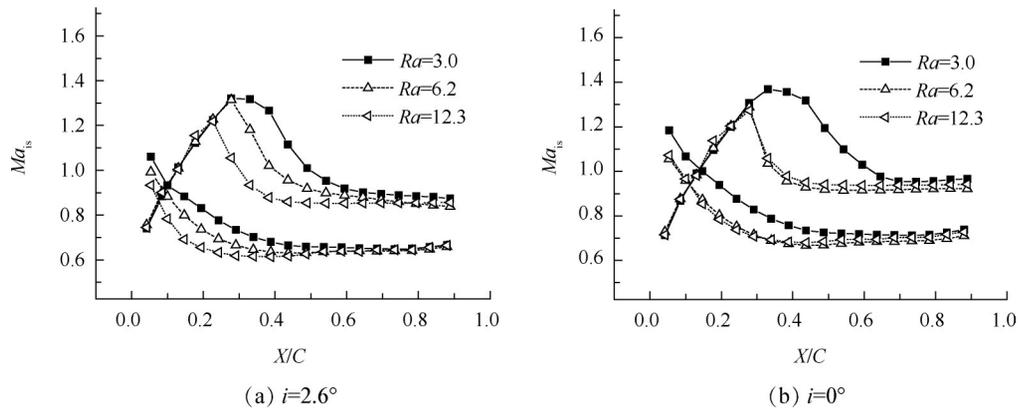


Fig. 5 Isentropic Mach number distribution for a variation of angle of attack at $Re=1.5 \times 10^6$

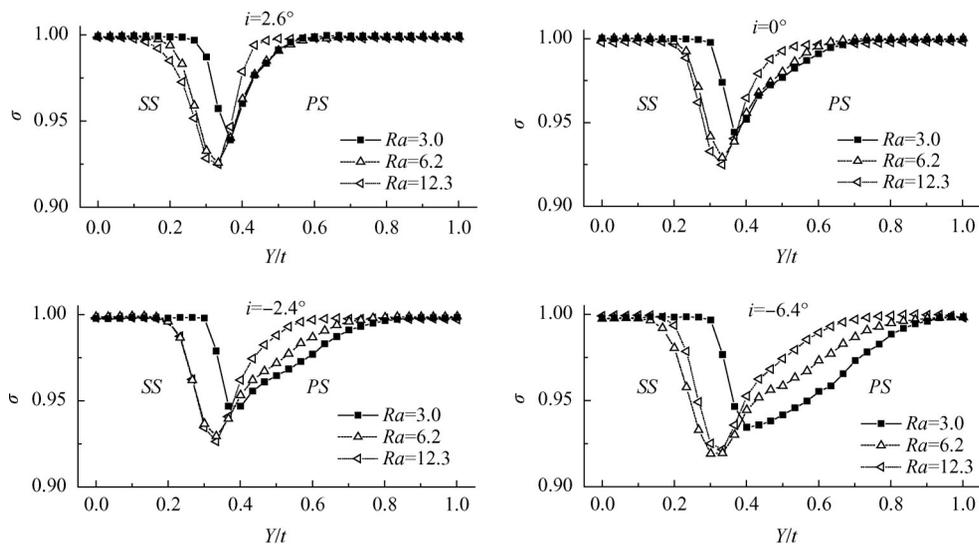


Fig. 6 Recovery coefficient of total pressure distribution along the pitch at $Re=9.0 \times 10^5$

粗糙度升高更向吸力面偏转。当雷诺数继续升高至 1.29×10^6 时,粗糙度的升高诱发了吸力面边界层的分离,但基本没有改变压力面粘性损失,尾迹变化情况与 $Re=1.08 \times 10^6$ 相同,只是在 $i=-6.4^\circ$ 时,由于 $Ra=3.0$ 时吸力面的转捩与 $Ra=6.2, 12.3$ 时边界层分离位置基本相同,因此尾迹亏损差异有所降低。

不难发现,虽然高雷诺数时压力面的粘性损失依然降低,但吸力面侧粘性损失在所试验粗糙度下,随粗糙度的升高而增大。而对于尾迹掺混损失,由于粗糙度引起了吸力面层流的提前转捩,湍流强度增强,增强了尾迹区的掺混,并且由于吸力面、压力面的边界层厚度不断增加,改变了叶栅的通道中气流的流向及流速,甚至直接导致边界层分离,从而造成了大粗糙度下尾迹区的更大亏损。

3.3 总性能

图9给出了不同雷诺数下叶型总压损失对比图,可以看出在低雷诺数 $Re=9.0 \times 10^5$ 下,在 $i=2.6^\circ$ 时,粗糙度的升高会造成总压损失升高, $Ra=6.2, 12.3$ 时损失分别可达 $Ra=3.0$ 时损失的160%,150%,但损失并不随粗糙度的升高而线性增大,而是呈现先升后降的趋势,从损失源头分析,叶型损失主要在于粘性损失、尾迹损失、激波边界层损失三方面,说明粗糙度增大虽然导致吸力面粘性损失增大,但由于 $Ra=12.3$ 时下,叶盆处的速度较 $Ra=6.2$ 时有所升高,粘性剪应力损失降低,从而使得总损失降低,这也说明在低雷诺数下,当粗糙度升高到一定程度时,单纯由粗糙度带来的附加摩擦力造成的粘性损失增大已经趋于平缓,更多的损失是由压力面的粘性剪应力主导。在 $i=$

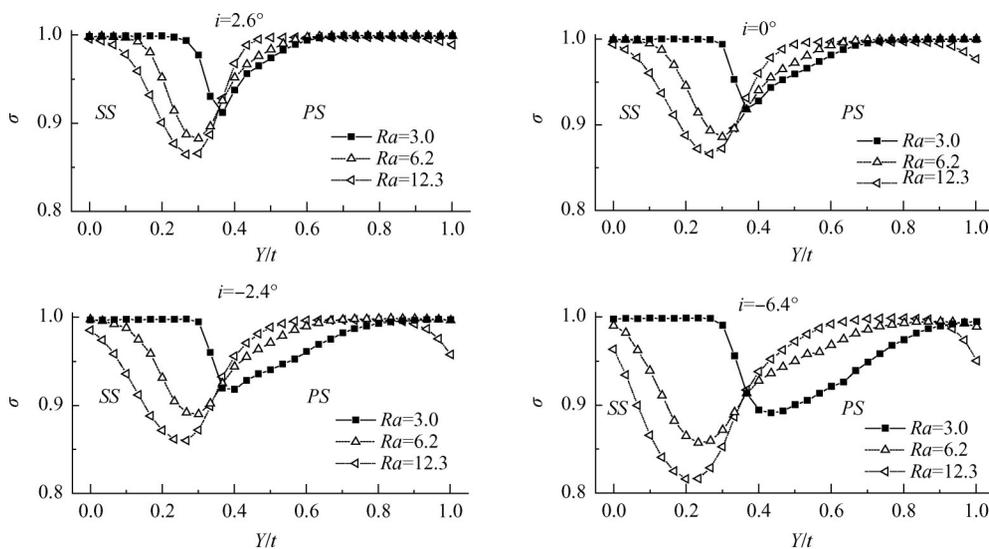


Fig. 7 Recovery coefficient of total pressure distribution along the pitch at $Re=1.08 \times 10^6$

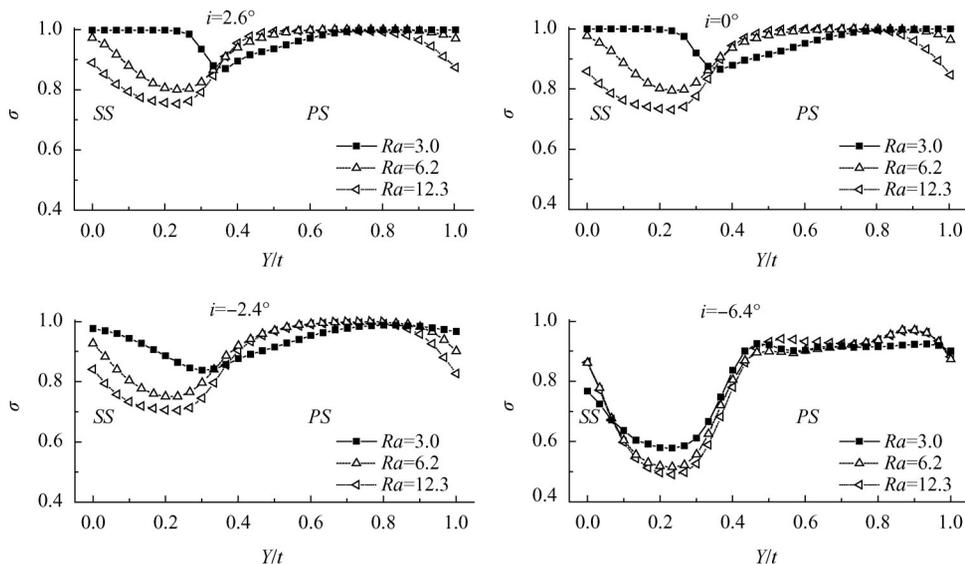


Fig. 8 Recovery coefficient of total pressure distribution along the pitch at $Re=1.29 \times 10^6$

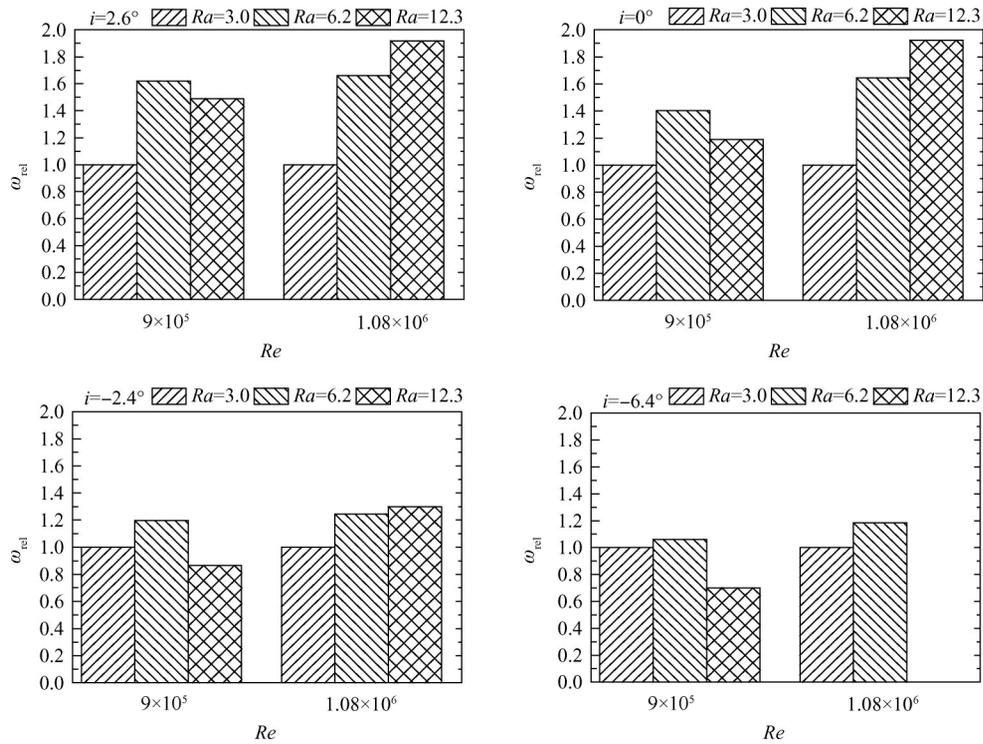


Fig. 9 Comparison of the total pressure loss at different roughness height

0° 时情况也类似。而在 $i=-2.4^\circ$ 时, $Ra=6.2$ 损失较 $Ra=3.0$ 上升 20%, 而 $Ra=12.3$ 损失却较 $Ra=3.0$ 下降 14%, 这说明粗糙度虽然带来较高的附加摩擦粘性损失, 但由于粗糙度引起的提前转捩, 改变流动通道边界层状况, 降低了压力面法相速度梯度从而大幅减小了粘性剪应力损失, 因此总损失呈现降低趋势, 在 $i=-6.4^\circ$ 时情况也类似。

而在雷诺数 $Re=1.08 \times 10^6$ 下, $i=2.6^\circ$ 时, $Ra=6.2$ 的总压损失上升 71%, 在 $Ra=12.3$ 时, 损失升高 92%, 这是由于吸力面发生大面积边界层分离造成。在 $i=0^\circ, -2.4^\circ, -6.4^\circ$, 损失呈现出随粗糙度升高而增大的趋势, 在 $Ra=6.2$ 时, 由于进口雷诺数升高, 压力面粘性损失所占比重降低, 吸力面粘性损失及尾迹掺混损失所占比重增大, 因此整体仍表现出损失升高的情况。在 $Ra=12.3$ 时, 吸力面边界层分离, 因此损失较 $Ra=6.2$ 更大。

而对于不同粗糙度下叶型的压比(图 10), 则呈现出另一种趋势, 总体来说, 粗糙度增加会提升该叶型的压比, 并且随着雷诺数的升高, 压比提升程度越大, 在 $Re=1.08 \times 10^6$ 时 $Ra=12.3$ 的压比可以提升 3.6%。这说明粗糙度的增大通过引起层流的提前转捩, 改变了进、出口边界层的厚度及出口气流角, 使得通道扩张程度有所增大, 从而提高该叶型压比。尽管在 $Ra=12.3$ 时叶片吸力面发生大面积分离, 此时压比却

仍然升高。

由于在更高雷诺数下, 在 $Ra=6.2, 12.3$ 时均发生了大面积的分离, 超过了探针角度的校准范围, 因此无法定量给出损失的变化趋势, 但从上述结果不难推测, 总压损失会随粗糙度的升高而升高。

3.4 油流结果

从图 11 油流结果可以看出, 粗糙度升高确实引起了边界层的提前分离, 且粗糙度越大, 分离位置越靠前, 在 $Ra=3.0, X/C=0.5$ 时, $Z/H=0.3$ 至 $Z/H=0.7$ 之间吸力面油流呈条纹状, 推测此时前缘流动仍呈层流, 转捩是由于此时层流边界层边界出现速度拐点, 形成具有大尺度涡结构的分离泡造成的, 但分离泡沿叶高方向并不一直存在而是呈间隙性分布, 说明前缘处层流的转捩沿叶高方向并不一致, 一部分在前缘处由粗糙度的扰动直接完成转捩, 并在 $X/C=0.5$ 诱发了直到尾缘的边界层分离, 而另一部分的转捩则是由层流分离泡引起。此时叶片上表现出来的不同方式的转捩说明 $Ra=3.0$ 时已经处于临界粗糙度附近。而在 $Ra=6.2$ 时, 在 $X/C=0.5$ 处发生了直到尾缘的边界层分离, $Ra=12.3$ 时虽然也发生了边界层分离, 但前缘却无明显的速度条带结构, 说明粗糙度的不同对于叶片表面吸力面的转捩方式有很大影响, 大粗糙度下层流的转捩是由粗糙度带来的扰动直接引起, 转捩完成之后再发生的边界层分离。

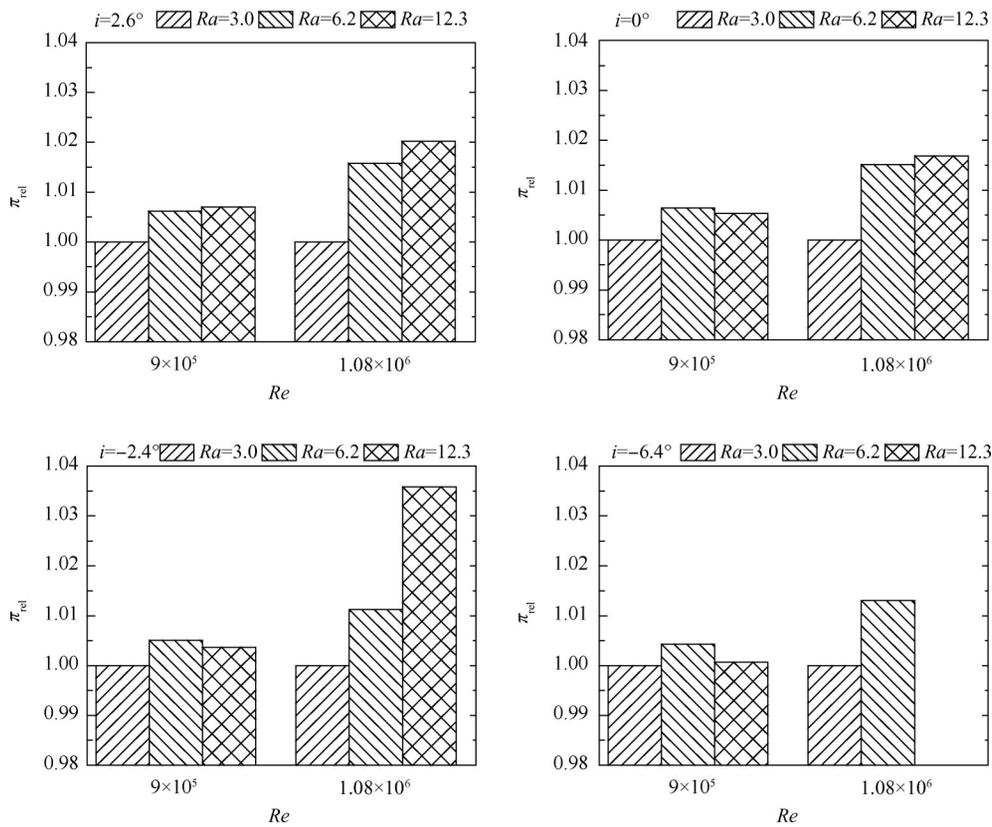


Fig. 10 Comparison of the pressure ratio at different roughness height

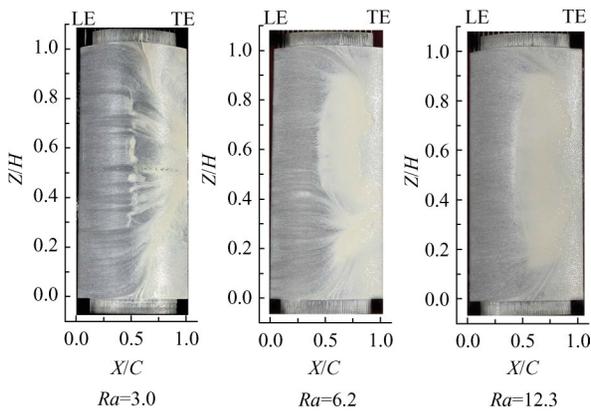


Fig. 11 Oil flow technique result at $i=0^\circ$, $Re=1.29 \times 10^6$

4 结论

为了研究不同叶片表面粗糙度对叶片性能的影响,通过机械加工、表面喷砂的方式获得了三种不同表面粗糙度的叶片,并开展了不同攻角及雷诺数工况下的叶栅试验,得到以下结论:

(1)在所试验雷诺数下,粗糙度的升高均会引起吸力面层流的提前转捩,使 $Ra=3.0$ 时的层流分离泡消失。除此之外,在低雷诺数下 ($Re=9.0 \times 10^5$) 时, $Ra=3.0$ 与 $Ra=6.2$ 马赫数分布基本一致,当 $Ra=12.3$ 时才有一定影响。在高雷诺数 ($Re \geq 1.08 \times 10^6$) 下,粗糙度

的增大会降低吸力面峰值马赫数,但当雷诺数继续升高至 $Re=1.29 \times 10^6$ 之后,堵塞工况下却存在一边界粗糙度 $Ra=6.2$,超过该值,叶栅表面马赫数分布并不随粗糙度增大而发生较大变化。

(2)通过对叶片表面压力分布的直接测量,发现粗糙度对于吸力面前缘 ($X/C < 0.2$) 基本没有影响,且并不会因雷诺数的升高而发生改变,造成该种现象的原因可能是雷诺数与该叶型曲率分布影响的综合作用。这与目前低速流下叶片前缘的敏感性更高的观点相悖,但其适用性还需进一步验证。

(3)从尾迹分布和总性能对比中可以发现,粗糙度增大会导致叶片表面附加摩擦力带来的粘性损失增大,另一方面因为粗糙度的升高诱发层流提前转捩,导致叶片表面湍流边界层增厚,湍流强度增强,从而增大了主流及尾迹区掺混损失,但同时粗糙度也会改变叶片压力面法向速度梯度,导致压力面粘性剪应力降低,因此总损失变化取决于这三者的变化量,在低雷诺数 ($Re=9.0 \times 10^5$) 下,表现出随粗糙度升高先增后降的趋势,甚至出现 $Ra=12.3$ 损失低于 $Ra=3.0$ 损失 30% 的情况。而在高雷诺数 ($Re \geq 1.08 \times 10^6$) 下,堵塞攻角范围外粗糙度的升高会带来损失的升高,并且粗糙度越高,更易直接导致叶片吸力面边界层的严重分离,损失急剧增大。

(4)从不同粗糙度下叶型性能特性的变化规律及油流结果表现出的层流转捩差异来看,为了保证叶片在较宽广范围雷诺数及攻角下叶片的真实性能,在实际叶片加工过程中,叶片的表面粗糙度应不高于 $Ra=3.0$ 。并且为了获取不同设计状态叶型粗糙度的不敏感区,后续还需要对不同超跨亚声叶型进行研究。

参考文献

- [1] Morini M, Pinelli M, Spina P R, et al. Numerical Analysis of the Effects of Nonuniform Surface Roughness on Compressor Stage Performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 133(7).
- [2] Fouflias D, Gannan A, Ramsden K, et al. CFD Predictions of Cascade Pressure Losses due to Compressor Fouling[R]. *ASME 2009-GT-59158*.
- [3] Mesbah M, Arts T, Simon J F, et al. Numerical and Experimental Analysis of Surface Roughness Effects for Compressor Blades[R]. *ISABE 2009-1151*.
- [4] Suder K L, Chima R V, Strazisar A J, et al. The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(4): 491-505.
- [5] Syverud E, Bakken L E. The Impact of Surface Roughness on Axial Compressor Performance Deterioration[R]. *ASME 2006-GT-90004*.
- [6] Back S C, Hobson G V, Song S J, et al. Effects of Reynolds Number and Surface Roughness Magnitude and Location on Compressor Cascade Performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5).
- [7] Leipold R, Boese M, Fottner L. The Influence of Technical Surface Roughness Caused by Precision Forging on the Flow around a Highly Loaded Compressor Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(3): 416-424.
- [8] 王作彪. 表面粗糙度对压气机叶栅流动特性的影响[J]. *节能技术*, 2015, 33(4): 345-348.
- [9] 姚君, 刘红. 叶片表面粗糙度对透平叶栅气动性能影响的试验研究[J]. *燃气轮机技术*, 2008, 21(2): 28-31.
- [10] 高丽敏, 蔡宇桐, 曾瑞慧, 等. 叶片加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(3): 525-531. (GAO Li-ming, CAI Yu-tong, ZENG Rui-tong, et al. Effects of Blade Machining Error on Compressor Cascade Aerodynamic Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525-531.)
- [11] 曹传军, 邱毅, 李斌. 亚声叶型前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2018, 31(6): 1-7.
- [12] 李正, 余华蔚, 尹红顺, 等. 椭圆前缘锐化度对亚声速压气机叶片性能的影响[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2018, 31(3): 14-17.
- [13] 赵长宇, 李光里. 平面叶栅风洞的设计与研究[J]. *沈阳航空工业学院院报*, 2009, 26(4): 15-18.
- [14] 唐凯, 葛宁, 顾杨, 等. 大攻角范围超声压气机叶栅激波波系研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(2): 12-15.
- [15] 陈鑫. 矩形叶栅风洞设计及流场品质分析[D]. 大连:大连海事大学, 2011.

(编辑:张贺)