

低雷诺数下高负荷轴流压气机表面粗糙度 流动调控机制

程泓智^{1,2,3}, 王名扬^{1,2,3}, 周创鑫^{1,2,3}, 赵胜丰^{1,2,3}, 卢新根^{1,2,3}, 朱俊强^{1,2,3}

(1. 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;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049;

3. 中国科学院 轻型动力创新研究院, 北京 100190)

摘 要: 以某 1.5 级高负荷轴流压气机为研究对象, 采用经过校核的数值模拟手段详细探究了低雷诺数下表面粗糙度对其气动性能及内部流场的影响。结果表明: 相比于光滑叶片, 表面粗糙度为 137.8 时压气机性能提升最为明显, 总压比、堵塞流量以及峰值效率分别提升 4.01%、2.24%、5.34%。在整个表面粗糙度大小范围内, 表面粗糙度布置在吸力面前缘至 50% 轴向位置时对分离、转捩的调控效果较好, 能够较大幅度地提升低雷诺数下压气机的气动性能。表面粗糙度通过促进转捩、抑制层流分离以及改变速度和静压分布来改善压气机流场和气动特性, 同时一定程度上恶化了后面级的级间匹配关系, 造成静子叶根处分离提前, 角区分离加剧, 限制了压气机整体气动性能的进一步提高。

关键词: 叶片表面粗糙度; 低雷诺数; 高负荷轴流压气机; 峰值效率; 气动性能

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Surface roughness flow control mechanism of highly-loaded axial compressor under low Reynolds number conditions

CHENG Hongzhi^{1,2,3}, WANG Mingyang^{1,2,3}, ZHOU Chuangxin^{1,2,3},

ZHAO Shengfeng^{1,2,3}, LU Xingen^{1,2,3}, ZHU Junqiang^{1,2,3}

(1. Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine, Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science,

University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Innovation Academy for Light-duty Gas Turbine,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Numerical investigations were conducted to investigate the effects of the surface roughness on the aerodynamic performance of a 1.5-stage highly-loaded axial compressor under low Reynolds number conditions. Results showed that the highest aerodynamic performance improvement was achieved at surface roughness 137.8. The maximum increase in total pressure ratio, blocking flow, and peak efficiency was 4.01%, 2.24%, and 5.34%, respectively. Detailed analysis showed that, within the entire region of surface roughness magnitudes, the surface

收稿日期: 2021-04-02

基金项目: 国家自然科学基金 (51836008); 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究 (2017-II-0010-0024)

作者简介: 程泓智 (1996-), 男, 硕士生, 主要研究领域为叶轮机械气动热力学。

引用格式: 程泓智, 王名扬, 周创鑫, 等. 低雷诺数下高负荷轴流压气机表面粗糙度流动调控机制[J]. 航空动力学报, 2022, 37(2): 283-295. CHENG Hongzhi, WANG Mingyang, ZHOU Chuangxin, et al. Surface roughness flow control mechanism of highly-loaded axial compressor under low Reynolds number conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 283-295.

roughness covering from leading edge to the 50% axial chord length on the suction surface had a relatively evident advantage to control the separation and transition, and the aerodynamic performance of compressor at low Reynolds number conditions was improved more distinctly. In general, at low Reynolds number, surface roughness can promote the transition, suppress the laminar flow separation, and change the overall magnitudes and distributions of the velocity and the static pressure, which improved the flow field and performance. However, it also deteriorated the incoordination between the subsequent stages, which induced a stronger corner separation in the aft stator, and limited the further improvement of the overall aerodynamic performance of the compressor.

Key words: surface roughness of blade; low Reynolds number;

highly-loaded axial compressor; peak efficiency; aerodynamic performance

随着微小型航空发动机的兴起,针对低雷诺数情况下开展的研究也日益增多。无人机在高空巡航飞行时,由于大气压力和密度显著降低,将面临进口叶弦雷诺数(本文简称为雷诺数)急剧降低的问题,使得压气机内部流动分离加剧,整体性能急剧恶化^[1-2]。为了控制压气机叶片的边界层分离,提高低雷诺数下压气机的气动特性,学者们采用叶片附面层抽吸、机匣处理、射流等技术抑制低雷诺数效应带来的不利影响,虽然取得了一定成效,但通常也会导致一定结构上的复杂性^[3]。相比而言,采用布置表面粗糙度的控制方法既可以避免增加压气机结构的复杂性,又能调控流动的分离和转捩,进而改善低雷诺数下压气机气动性能,因此具有巨大的应用潜力。

许多专家学者通过试验测量和数值模拟手段研究了表面粗糙度对叶栅性能的影响。Back等^[4]以一台低速压气机叶栅为对象,测量了在不同表面粗糙度大小下,叶型损失和落后角的变化情况。Marco等^[5]研究了在定常和非定常条件下,不同雷诺数、不同叶片表面粗糙度对叶栅损失的影响。Gbadebo等^[6]研究发现当表面粗糙度布置在叶片前缘至吸力峰处时,叶型损失明显改变。Leipold等^[7]以高压压气机叶栅为对象对比了不同雷诺数条件下表面粗糙度的调控效果,发现当雷诺数低于临界值时,表面粗糙度能够削弱甚至消除分离泡,从而改善压气机性能。Schreiber等^[8]通过对低雷诺数下表面粗糙度调控压气机叶栅流动特性的研究,发现表面粗糙度会诱导转捩提前发生,从而削弱层流分离。

关于表面粗糙度对轴流压气机级性能的影响也取得了一定进展。Bammert和Woelk^[9]以三级轴流压气机为研究对象,对比了叶片表面光滑和具有不同表面粗糙度水平的气动性能,发现表

面粗糙度使压气机总压比最大下降30%,体积流量下降15%~20%。Morini、Aldi等^[10-11]以NASA Stage37为对象,通过数值模拟的方法研究了不同表面粗糙度大小对压气机级性能的影响,发现相比于压力面,吸力面表面粗糙度对压气机性能的影响更为显著。Chen等^[12-13]以NASA Stage 35为对象探究局部表面粗糙度对整体压气机级性能的影响,发现一定的低雷诺数条件下,局部表面粗糙度可以改善压气机的气动特性。

总的来看,已有的研究主要集中在高雷诺数条件下,此时表面粗糙度通常由于其带来的湍流耗散增加而恶化压气机性能,而在低雷诺数条件下探究表面粗糙度对真实压气机级性能的影响研究较少,叶片表面粗糙度对小型压气机的影响及机制尚未明晰,亟需进一步研究。因此,本文在20 km高空条件下(转子叶弦雷诺数 $Re=4.5\times 10^4$)采用数值模拟手段详细研究了低雷诺数下表面粗糙度对多级压气机的影响机制,为基于表面粗糙度的调控方法来提升低雷诺数下压气机气动性能提供一定理论支撑。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

本文以中国科学院工程热物理研究所自行设计并进行试验的某1.5级高负荷轴流压气机^[14]为研究对象。它是用于小型航空发动机的典型轴流压气机。部分关键几何、气动参数如表1所示。

1.2 数值计算方法

叶片表面网格采用HOH拓扑结构,叶根、叶顶间隙采用O4H拓扑结构,在叶片表面、机匣/轮毂处壁面进行加密处理,从而更精确捕捉近壁处的黏性流动。且保证壁面第一层网格尺度满足 $y^+<1$,网格具体情况如图1所示。

表 1 1.5 级高负荷轴流压气机部分关键参数

Table 1 Key parameters of the 1.5-stage highly-loaded axial compressor

设计参数	数值
转速/ 10^3 (r/min)	25
总压比	1.72
叶片数	31,36,59
转子叶顶间隙/mm	0.2
静子叶根间隙/mm	0.15
进口轴向弦长/mm	23
叶尖切线速度/(m/s)	361
负荷系数	0.46
进口轮毂比	0.72

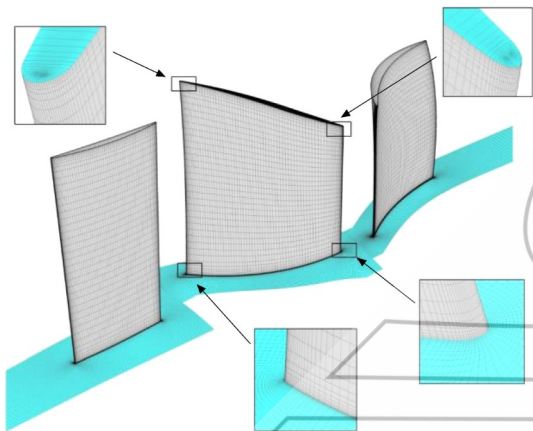


图 1 计算域网格

Fig.1 Computational domain grid

数值计算采用 ANSYS CFX 商业软件,计算模型采用两方程 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型。SST $k-\omega$ 模型考虑了切应力传输对黏度的影响,得到更加准确的涡黏度,从而更精细地捕捉低雷诺数下的分离、转捩等流动现象。由于本文主要针对低雷诺数工况研究,叶片表面存在一定大小的分离泡以及较为明显的转捩。因此,在经过进一步的模型校正后,数值计算添加 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型,转捩模型中加入表面粗糙度修正项。工质选用理想气体,进口给定总温、总压,出口给定平均静压,轴向进气,壁面条件设为绝热、无滑移,通过逐渐增大出口平均静压实现压气机不同工作状态。

网格无关性验证结果如图 2 所示,网格节点总数分别为 90 万、130 万、170 万、220 万、300 万。结果表明当网格节点数达到 220 万之后可以满足网格无关性要求。

图 3 给出了地面条件 100% 设计转速工况下,叶片光滑时压气机特性曲线的试验结果和数值模拟结果对比,可以看出总压比和等熵效率的预测

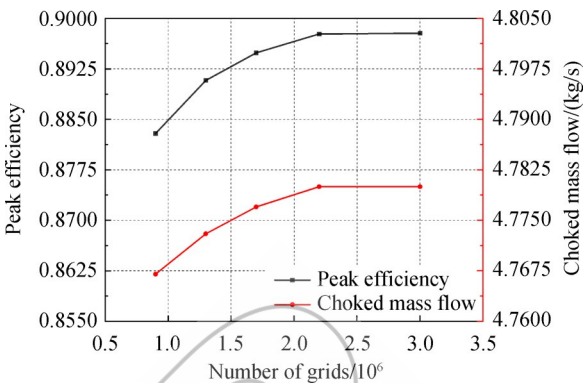


图 2 网格无关性验证

Fig.2 Grid independence verification

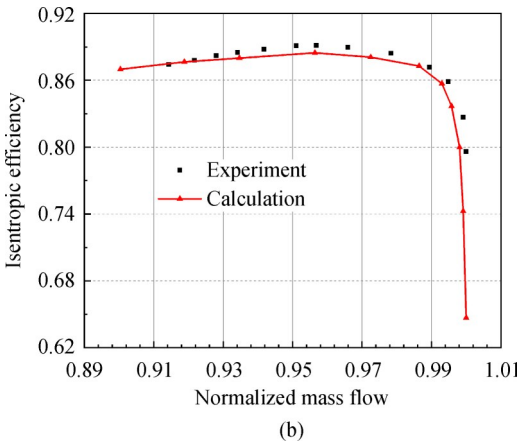
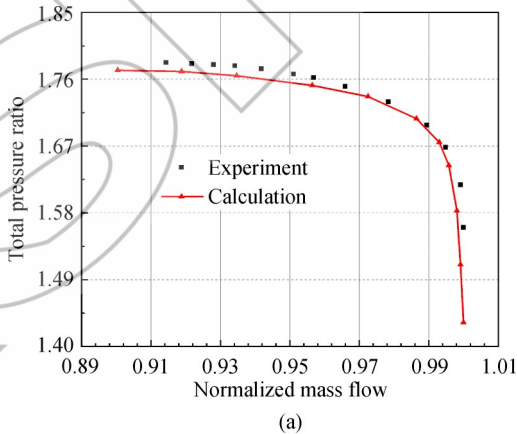


图 3 压气机计算值和试验值性能参数对比

Fig.3 Comparison of the calculated and experimental performance parameters of the compressor

值和试验结果均吻合较好,数值模拟方法的误差在允许范围内。为了进一步验证数值计算方法的可行性,在低雷诺数 ($Re=1.5\times10^5$) 条件下对 V-

103叶栅进行了数值模拟。图4给出了试验^[15]和计算得到的等熵马赫数 Ma_{isen} , 结果显示两者吻合情况较好, 耦合 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的 SST $k-\omega$ 湍流模型较为准确地捕捉到了“平台式”载荷分布, 这是低雷诺数下压气机叶片表面存在分离泡时典型的载荷分布特征。此外, 已有许多研究人员使用此数值方法探究了表面粗糙度对压气机性能的影响效果。Chen等^[13]在低雷诺数下研究了表面粗糙度对 NASA Stage 35 的性能影响。Morini等^[16]对 NASA Stage 37 的性能进行了数值模拟, 探究了表面粗糙度对压气机级边界层厚度的影响, 数值模拟的流场结果与 Suder等^[17]的试验结果具有良好的一致性, 上述研究进一步佐证了此数值方法的可行性。综上所述, 可以认为本文采用的数值模拟方法可行, 能够进行后续研究。

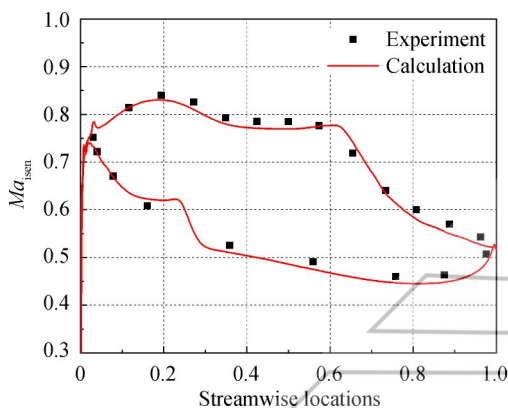


图4 低雷诺数下V-103叶栅流场等熵马赫数的计算值和试验比较

Fig.4 Comparison of the calculated and experimental isentropic Mach number of V-103 cascade at low Reynolds number

1.3 表面粗糙度参数设置

表面粗糙度是表征物体表面具有的较小间距和峰谷不平度的物理量, 通常用几何平均表面粗糙度 R_a 表示。等效砂粒粗糙度 k_s 用来将不同种类表面粗糙度的效果进行统一处理, 把实际中不同种类和形式的表面粗糙度统一等效成均匀砂粒。近年来, k_s 在航空发动机叶片的数值计算中被广泛使用。

2010年, Bons^[18]对表面粗糙度的不同表示参数进行了归纳和总结, 其中 Koch等^[19]提出的 R_a 和 k_s 之间的经验关系式(式(1))应用和影响最为广泛。

$$k_s = 6.2R_a \quad (1)$$

为了模拟叶片的表面粗糙度, 必须进一步修改 $k-\omega$ 湍流模型中的近壁面模型。在 ANSYS

CFX中所使用的扩展壁面函数计算方法是基于 Launder 和 Spalding^[20]的理论, 采取经验公式来求解近壁面处的流体输运方程, 把壁面与近壁面处流动进行平均处理, 从而对壁面进行扩展。此模型中近壁面处相关变量的表达式如下:

$$u^+ = \frac{U_y}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln y^+ + B \quad (2)$$

$$y^+ = \frac{\rho \Delta y u_\tau}{\mu} \quad (3)$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4)$$

式(2)中 u^+ 为近壁面处流体的无量纲速度, U_y 为距离壁面距离 y 处的切向速度, Δy 为第一个和第二个网格点间的距离, u_τ 为摩擦速度, y^+ 为无量纲距壁面高度, ρ 和 μ 分别代表流体的密度和动力黏度, τ_w 为壁面剪切力, κ 为冯卡门常数, B 为近壁面处的表面粗糙度常数, r 为近壁面管。在 CFX 程序实际计算中, 为了方便计算以及与实际情况进行更好地拟合, 通常将上式简化为如下^[21]:

$$u^+ = \frac{U_y}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln y^+ + B - \Delta B \quad (5)$$

$$k^+ = k_s \frac{u_\tau}{\nu} \quad (6)$$

式中 k^+ 是基于雷诺数的无量纲表面粗糙度, ΔB 为表面粗糙度的偏移量, 它是关于 k^+ 的函数, ν 为气体动力黏度。

压气机叶片在实际服役过程中, 由于磨损、腐蚀、局部应力集中导致断裂以及外物冲击等均会造成叶片表面呈现不同大小和分布的表面粗糙度, 对压气机部件及发动机整体性能造成不同程度的影响。因此, 本文考虑压气机部件的实际工作环境, 先后研究叶片表面粗糙度大小和位置对压气机性能的影响。在研究中, 控制其中一个表面粗糙度变量不变, 在宽广工况范围内研究另一表面粗糙度变量的影响, 详细阐释真实工况下的表面粗糙度对压气机性能的影响规律, 为基于表面粗糙度流动调控提供一定理论支持。

1.3.1 表面粗糙度大小

在 20 km 高空条件下, 由于尺寸较小, 压气机叶弦雷诺数达到 10^4 量级, 压气机叶片表面转捩延迟, 层流分离区较大, 导致边界层厚度进一步增加。为了有效地激励转捩, 同时尽可能覆盖更多的表面粗糙度量级, 本文选取从 $k^+ = 1.5$ 到 $k^+ = 171.4$ 共计 12 个 k^+ 来分析低雷诺数下表面粗糙度对此小型高负荷轴流压气机气动性能的影响机

制。无量纲表面粗糙度参数 k^+ 及对应的几何平均表面粗糙度 R_a 如表 2 所示。

表 2 转子叶片表面粗糙度大小设置
Table 2 Surface roughness magnitudes on the rotor blade surfaces

方案	k^+	$R_a/\mu\text{m}$
1	0	0
2	1.0	5.6
3	3.3	16.1
4	7.3	32.4
5	20.8	80.6
6	35.9	129.0
7	46.6	161.3
8	57.7	193.5
9	75.1	241.9
10	105.6	322.6
11	137.8	403.2
12	171.4	483.9

1.3.2 表面粗糙度位置

Morini 等^[10]的研究结果表明,转子表面布置表面粗糙度对压气机整体性能的影响大于在静子表面布置表面粗糙度的影响,吸力面的影响大于压力面。因此,本文首先在转子所有叶片表面设置不同大小的表面粗糙度值以观察表面粗糙度大小对压气机整体性能的影响趋势。然后在转子叶片上从吸力面前缘开始沿轴向位置的 25%、50%、75% 和 100% 布置表面粗糙度(分别标记为 25%-SS(suction surface), 50%-SS, 75%-SS, 和 100%-SS),以此来探究表面粗糙度位置对压气机气动性能的影响,表面粗糙度位置示意如图 5 所示。

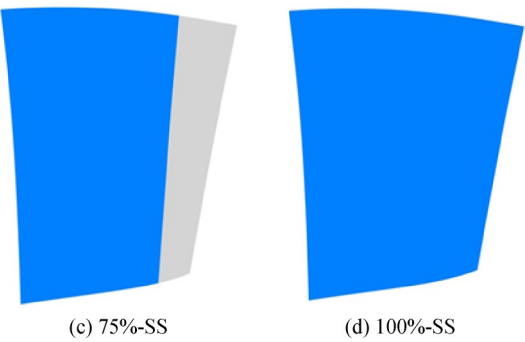
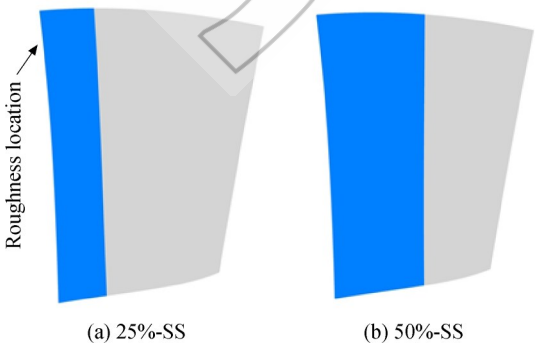


图 5 表面粗糙度位置示意图
Fig.5 Sketch of surface roughness locations

2 结果分析与讨论

2.1 表面粗糙度大小对压气机整体性能的影响

图 6 给出了低雷诺数下压气机峰值效率和总压比随无量纲表面粗糙度参数 k^+ 的变化趋势。可以发现,压气机的峰值效率首先会随着 k^+ 的增大而迅速增加,在达到 $k^+=80$ 之后增长速率减

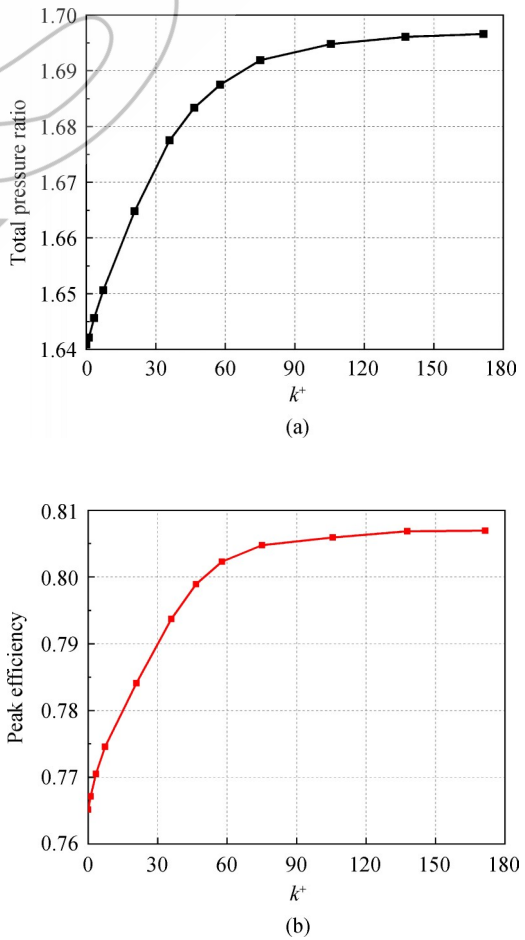


图 6 峰值效率和总压比随表面粗糙度的变化趋势
Fig.6 Changing trend of peak efficiency and total pressure ratio at various surface roughness magnitudes

小,最后在 $k^+=137.8$ 时达到最大值并趋于平缓。为了进一步分析表面粗糙度对内部流场的影响,选取不同 k^+ 下峰值效率点处的结果,进行对比分析。

为了进一步分析 k^+ 对压气机整体性能和流场的影响,在以上 12 种方案中选取 $k^+=3.3, 20.8, 46.6, 105.6, 137.8$ 这 5 种方案与 $k^+=0$ 方案(smooth)进行对比分析。图 7 针对这几种表面粗糙度方案,给出了转子下游 50% 叶高处轴向速度 W 随周向角度 θ_{bb} 的分布。随着表面粗糙度 k^+ 增加,最小速度的轨迹(即尾流中心)略微偏移,最大偏移量约占通道栅距的 2.3%。同时,由于通道内整体流量的增加,导致尾迹中心处的速度和尾流平均速度大小随之增大,进而使得尾迹宽度和深度减小。尾流越小,每条通道的堵塞和损失就越小,压气机等熵效率随之提高。

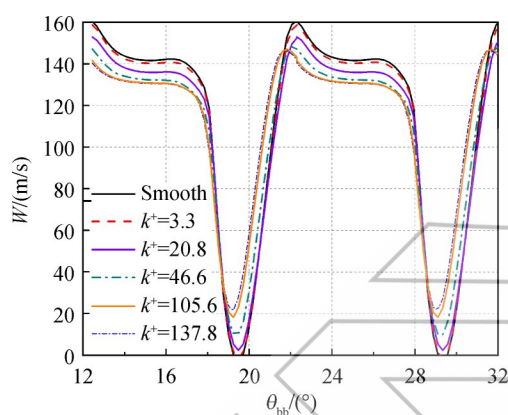


图 7 不同表面粗糙度下转子尾迹速度对比

Fig.7 Comparison of wake velocity of the rotor at various surface roughness magnitudes

图 8 给出了不同表面粗糙度下压气机总压比和等熵效率的特性曲线,表面粗糙度的增大并未改变光滑叶片特性曲线的变化趋势和形态,但会导致曲线向右上方偏移,并且表面粗糙度越大,偏移程度也越大。可以发现,表面粗糙度的改变会同时影响压气机的流量、总压比和等熵效率。表 3 给出了不同叶片表面粗糙度 k^+ 值下的压气机性能参数,当 k^+ 达到 137.8 时,总压比、堵塞流量、峰值效率分别提升 4.01%、2.24%、5.34%。此外,可以发现 k^+ 增大也会导致压气机喘振裕度一定程度上地增加,并且堵塞工况的流量提升幅度比近失速工况更加明显。事实上,表面粗糙度的施加在低雷诺数来流条件下抑制了转捩之后边界层的急剧增长,从而减小尾缘流动堵塞和掺混损失,

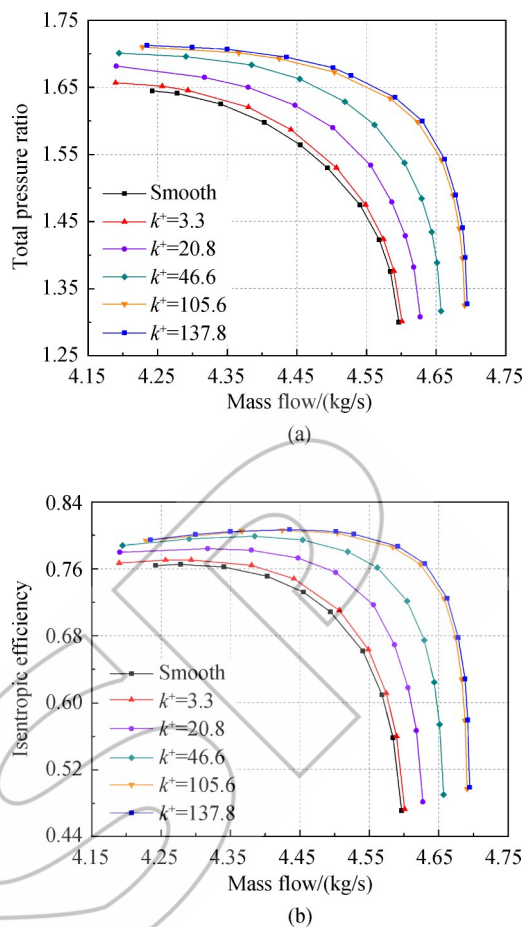


图 8 不同表面粗糙度下压气机气动特性曲线

Fig.8 Curves of aerodynamic performance of the compressor at various surface roughness magnitudes

表 3 典型表面粗糙度下压气机具体性能参数值

Table 3 Performance parameters of the compressor at typical surface roughness magnitudes

k^+	堵塞流量/(kg/s)	峰值效率	总压比
0	4.596 6	0.765 17	1.644 7
3.3	4.600 9	0.770 51	1.656 8
20.8	4.627 2	0.784 11	1.681 6
46.6	4.657 1	0.798 92	1.701
105.6	4.691 0	0.805 93	1.709 9
137.8	4.694 5	0.806 05	1.710 6

增大流量,进而拓宽压气机工作范围^[22]。

图 9 给出了不同表面粗糙度下总压比和等熵效率在转子出口截面沿叶高的分布。可以发现,靠近轮毂的 5%~30% 叶高部分,总压比随着 k^+ 的增加而小幅降低;而在 30%~90% 叶高部分,总压比随着 k^+ 的增加而显著提升,且提升幅度明

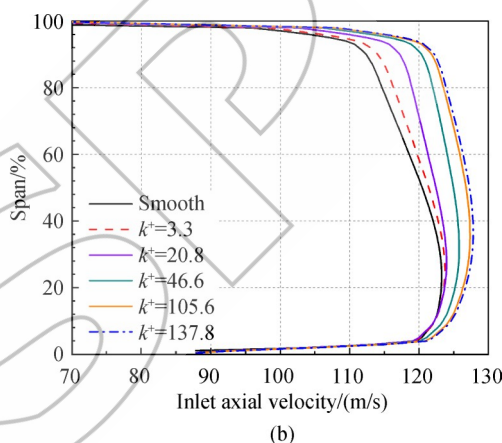
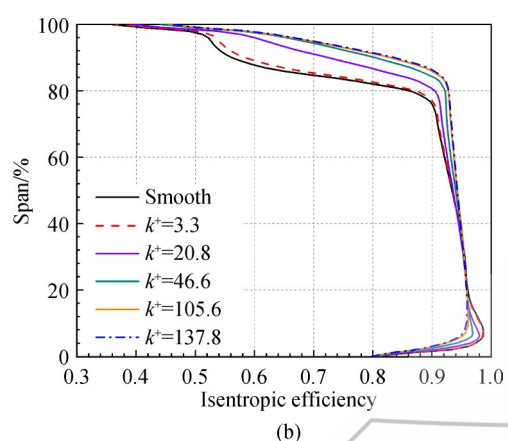
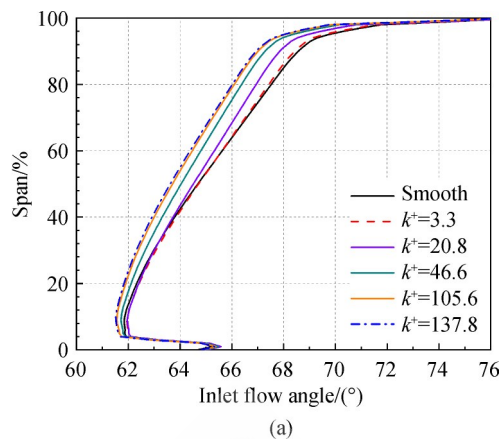
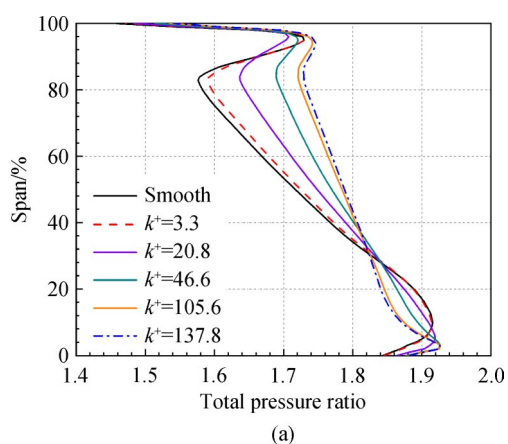


图9 转子出口截面总压比和等熵效率沿叶高的分布

Fig.9 Spanwise distribution of total pressure ratio and isentropic efficiency on rotor outlet section

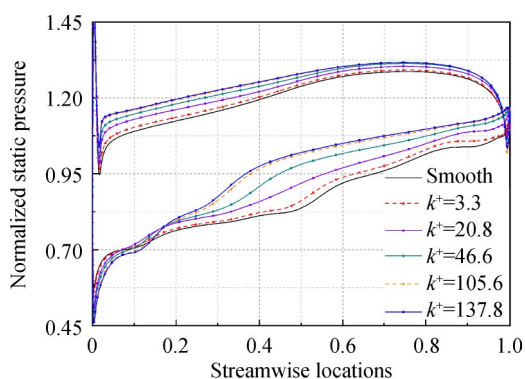
图10 转入口气流角和轴向速度沿叶高分布

Fig.10 Spanwise distribution of inlet flow angle and axial velocity at rotor inlet

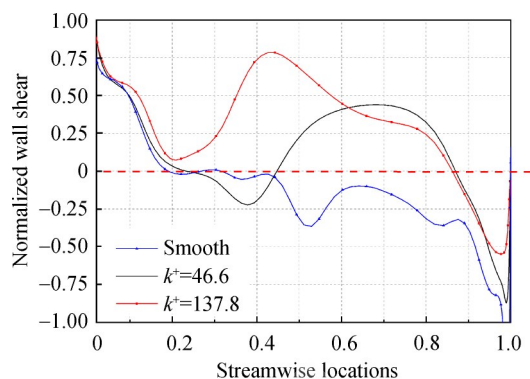
显高于叶根附近的降低程度。当 $k^+=137.8$ 时,相比于光滑叶片,叶根附近(约18%叶高处)总压比最大降低达3.67%,叶顶附近(约85%叶高处)总压比最大提升达9.49%,且总压比不再随 k^+ 的增加而变化。此外,受端壁损失的影响,流道中间部分的主流区等熵效率显著高于端壁区的等熵效率。沿叶高的等熵效率分布随 k^+ 的变化趋势与压比类似,叶根处等熵效率降低,叶中至叶顶处等熵效率提升,且提升程度明显高于降低程度,直至等熵效率不再随 k^+ 的增加而变化。

图10给出了转子的入口气流角和轴向速度随叶高变化的趋势。轴向速度的增加会导致压气机内部流量的变化,从而使得转子进气条件改变。入口气流角减小引起攻角减小,入口轴向速度整体增大,流动损失减小,使得叶片附面层内流体克服黏性动量能力增强,抵抗逆压梯度能力增强,低能流体减少,静压升系数增大。此外,转子叶片表面的压力分布也随之改变。

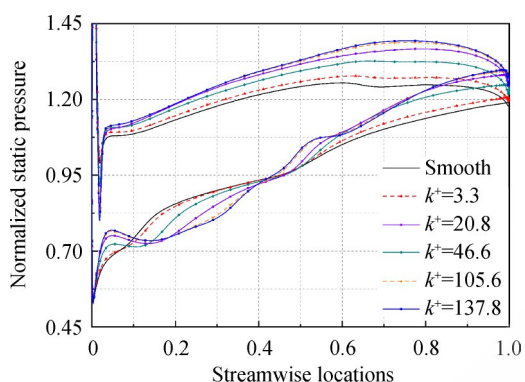
转子入口气流角、轴向速度以及表面粗糙度的变化会改变叶片载荷,图11给出了转子叶片表面载荷分布随 k^+ 的变化情况。由于叶根和叶顶性能受 k^+ 影响较大,因此针对叶根和叶顶(10%叶高和95%叶高处)的静压分布,分析表面粗糙度对叶片的做功能力及分离区的影响。在图11(a)中,压力面的整体静压分布变化较小,吸力面前缘(10%轴向弦长~30%轴向弦长)和中段(45%轴向弦长~55%轴向弦长)的加速区逐渐消失,动量随之降低,分离提前发生,流动损失增大。吸力面从中段至尾缘整体静压降低,压力包线面积减小,叶根的做功能力下降。图11(b)中的压力面和吸力面载荷均明显变化,压力面整体静压增加,吸力面前缘激波下游(10%轴向弦长~40%轴向弦长)减速段逐渐发展为加速段,经过加速后主流区动量增大,抵抗逆压梯度能力增强,流体也更难向叶片顶部附面层迁移,层流分离损失得到抑制。且压力包线面积增大,叶顶做



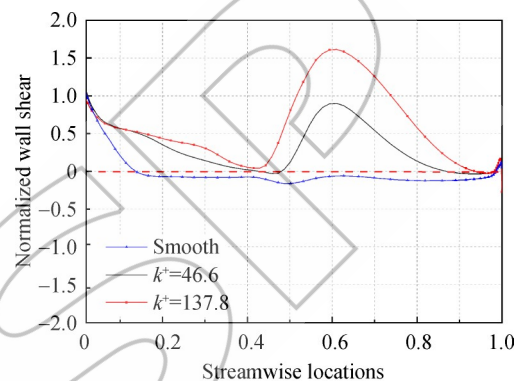
(a) 10%叶高的叶片载荷分布



(a) 10%叶高壁面剪切力分布



(b) 95%叶高的叶片载荷分布



(b) 90%叶高的壁面剪切力分布

图 11 不同 k^+ 下转子叶片载荷分布Fig.11 Blade loading distribution of the rotor at different k^+ 图 12 $k^+ = 46.6, 137.8$ 时转子吸力面剪切力分布Fig.12 Shear distribution of rotor suction side at $k^+ = 46.6, 137.8$

功能提升。当 $k^+ = 46.6$ 时,在吸力面距离前缘 45% 轴向弦长处,转子叶片吸力面发生层流分离和湍流再附(turbulent reattachment),也就是存在层流分离泡(laminar separation bubble, LSB),分离泡长度约为 10% 轴向弦长,且在分离泡所处区域内,载荷会呈现“平台式”的分布情况。当 $k^+ > 105.6$ 之后载荷分布不再出现明显变化。

图 12 给出了转子吸力面剪切力分布。叶片光滑时,层流分离区范围较大,流动损失偏大。 $k^+ = 46.6$ 时,叶顶层流分离得到一定削弱,缩短至约 10% 轴向弦长,但叶根还存在约 25% 轴向弦长的分离泡;当 $k^+ = 137.8$ 时,叶片吸力面不存在分离流动,叶根处剪切力在 40% 叶片弦长后快速减小,表明叶片表面边界层迅速增厚。可以看出,尽管表面粗糙度增大后根部没有出现分离泡,但仍然存在较多低能流体,使得尾迹得到强化。图 13 给出了流场的云图,结果表明 $k^+ = 137.8$ 时,转捩点前移,尽管此时消除了层流分离泡,但湍流区壁面剪切力提升至较高水平,叶根处速度较低,摩

擦作用下使得边界层不断累积发展,导致叶片尾缘处的边界层显著增厚(图 13(f)),掺混损失和流动堵塞随之增大,因此叶根性能不升反降;而叶顶处因为速度较高,限制了边界层的发展,层流分离泡带来的损失占据主导地位,抑制分离泡带来的性能提升收益较大,所以尾迹宽度和深度不断减小,性能显著提升。

图 14 给出了转子吸力面不同表面粗糙度下的(smooth、 $k^+ = 20.8, 46.6, 105.6$)极限流线。表面粗糙度作用后延迟了叶顶和叶中层流分离的发生,诱发转捩提前完成,出现湍流再附和湍流分离,整体分离区域面积大幅减少,分离损失亦减小。和光滑叶型相比,当 $k^+ = 20.8$ 时,层流分离点向尾缘移动约 5% 轴向弦长,分离线下游约 36.5% 轴向弦长处出现湍流再附; k^+ 增大至 46.6 时,层流分离点继续后移,分离泡进一步缩短,尾缘出现湍流分离; $k^+ = 105.6$ 时,表面粗糙度将极大程度上抑制分离泡的发展,使其长度和最大厚度显著减小,尾缘湍流分离区域也接近消失,整体

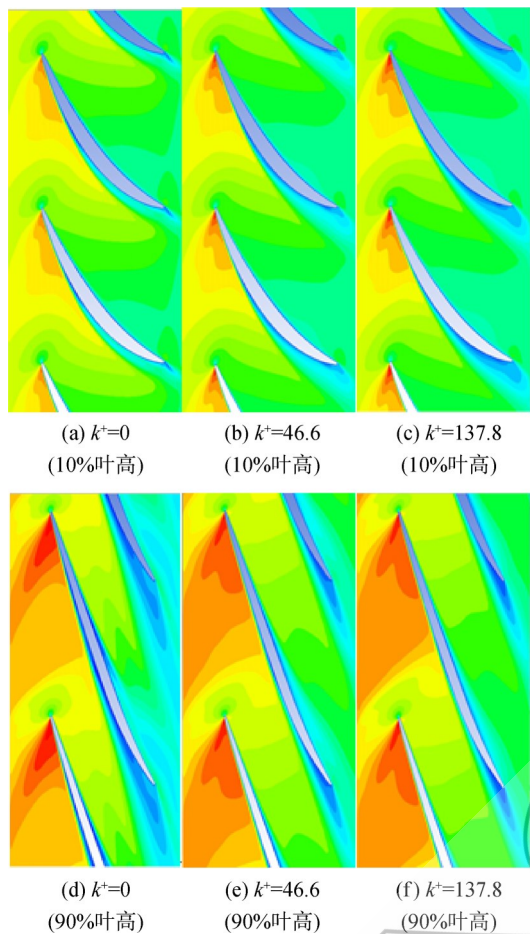


图 13 不同表面粗糙度下相对马赫数云图

Fig.13 Relative Mach number contour at various surface roughness magnitudes

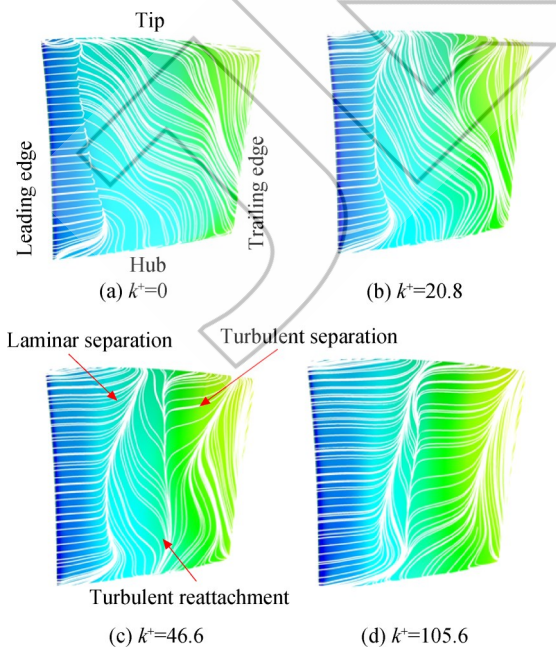


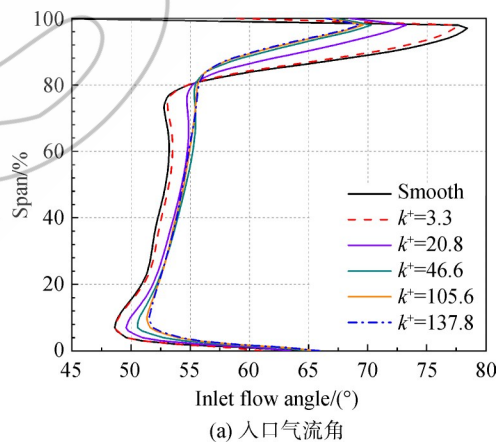
图 14 不同表面粗糙度下转子吸力面极限流线

Fig.14 Limiting streamlines on rotor suction surface at various roughness magnitudes

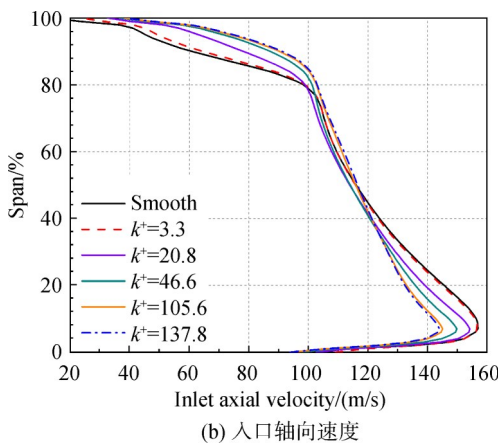
分离区域面积大幅减小,流动损失降至最低,等熵效率大幅提升。总的来说,表面粗糙度延迟了层流分离,而且有效诱发转捩提前,加速湍流再附,削弱了叶片尾缘低能流体的堆积程度,降低分离损失,较大程度提升压气机气动性能。

图 15 给出了后面级静子的入口气流角和轴向速度随叶高变化的趋势,入口气流角在叶根和叶中部分(距离轮毂 5% 叶高~80% 叶高)增大,使得攻角和气流折转角也相应增大,从而导致流体抵抗逆压梯度能力减弱,在离心力作用下气流分离提前;而在叶顶部分(距离轮毂 80% 叶高~95% 叶高),变化趋势相反,流场得到小幅优化。轴向速度体现出的流场特性与入口气流角类似,叶顶处速度增大,动量增加,流动得到改善,而在叶中和叶根处速度减小,分离会略微提前发生,角区和中部损失增加。

图 16 给出了不同表面粗糙度下(smooth、



(a) 入口气流角



(b) 入口轴向速度

图 15 后面级静子入口气流角及轴向速度沿叶高分布

Fig.15 Spanwise distribution of inlet flow angle and axial velocity for aft stator

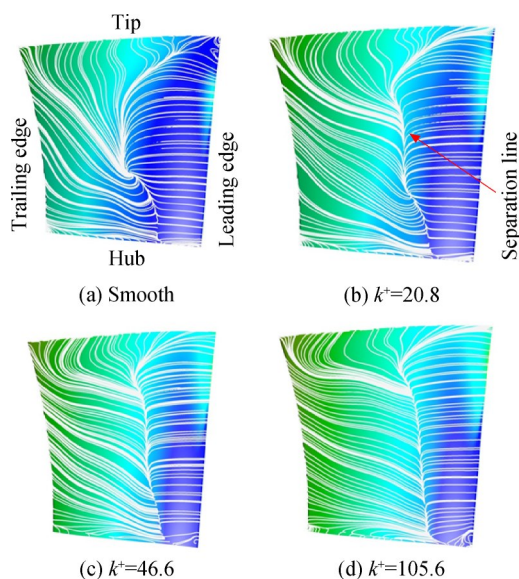


图 16 不同表面粗糙度下静子吸力面极限流线
Fig.16 Limiting streamlines on stator suction surface at various roughness magnitudes

$k^+ = 20.8, 46.6, 105.6$) 静子吸力面的极限流线。随着 k^+ 的增大, 静子叶片整体分离发生位置逐渐提前, 静叶根部的角区分离也进一步加剧, 损失增加, 限制了压气机整体气动性能的进一步提高。因此, 转子叶片表面粗糙度的影响涉及到了后面级静子, 静子损失增大, 级间的不协调性加剧。

2.2 表面粗糙度位置对压气机整体性能的影响

图 17 给出了不同表面粗糙度分布下压气机峰值效率随表面粗糙度大小的变化趋势。当 $k^+ < 46.6$ 时, 表面粗糙度位置对峰值效率的影响较小, 不同方案的峰值效率较为接近; 当 $k^+ > 105.6$ 时, 25%-SS 和 50%-SS 方案的峰值效率提升幅度相比于 75%-SS 和 100%-SS 方案更大; $k^+ = 137.8$ 时, 不同表面粗糙度分布位置的峰值效

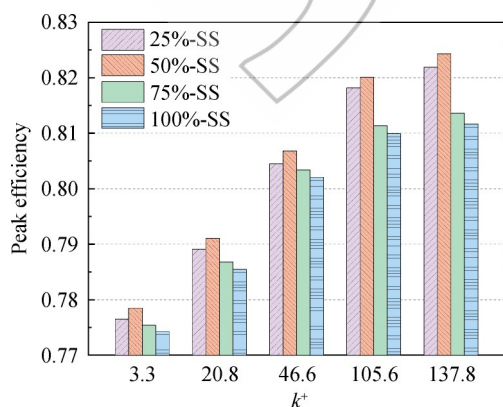


图 17 峰值效率随表面粗糙度大小和位置变化趋势
Fig.17 Peak efficiency varies with the surface roughness magnitudes and locations

率差异最为显著, 25%-SS 和 50%-SS 方案的峰值效率明显高于 75%-SS 和 100%-SS 方案。选取 $k^+ = 46.6$ 和 $k^+ = 137.8$ 这两种典型表面粗糙度大小进一步分析。图 18 给出了峰值效率随表面粗糙度分布位置的变化趋势, 结果显示, 25%-SS 和 50%-SS 方案的提升效果优于 75%-SS 和 100%-SS 方案, 且表面粗糙度值越大, 趋势越明显。

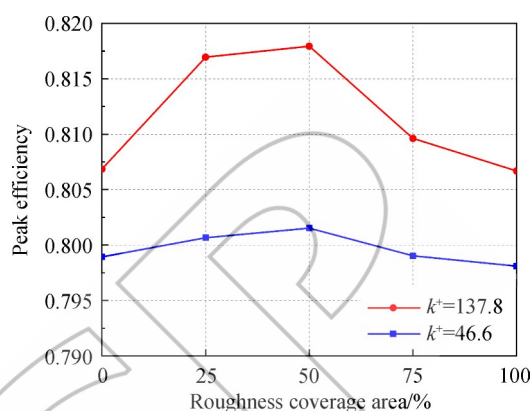
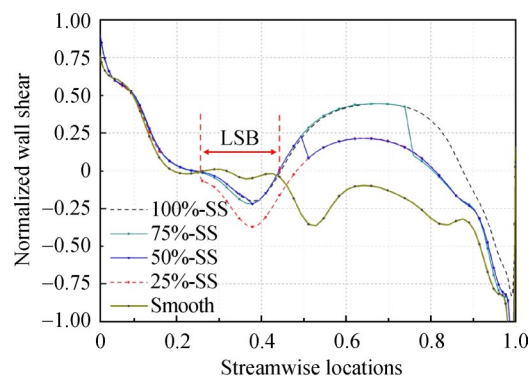


图 18 峰值效率随表面粗糙度分布位置的变化趋势
($k^+ = 46.6, 137.8$)
Fig.18 Peak efficiency varies with the surface roughness coverage area ($k^+ = 46.6, 137.8$)

图 19 给出了吸力面剪切力分布。在 $k^+ = 46.6$ 时, 四种表面粗糙度分布方式均能削弱层流分离, 且对于叶顶层流分离的抑制效果明显优于叶根。100%-SS、75%-SS 和 50%-SS 方案对于消除吸力面层流分离的效果优于 25%-SS 方案, 但同时 100%-SS 和 75%-SS 方案会导致更强的湍流耗散, 综合两者考虑, 四种方案下压气机性能差异不大, 50%-SS 方案的峰值效率略微高于其他三种方案。 k^+ 增大至 137.8 时, 表面粗糙度极大程度上延迟甚至消除了叶顶和叶根的分层流分离, 加速转捩过程, 抑制了分离泡的发展。此时 100%-SS、



(a) $k^+ = 46.6$ 时 10% 叶高壁面剪切力分布

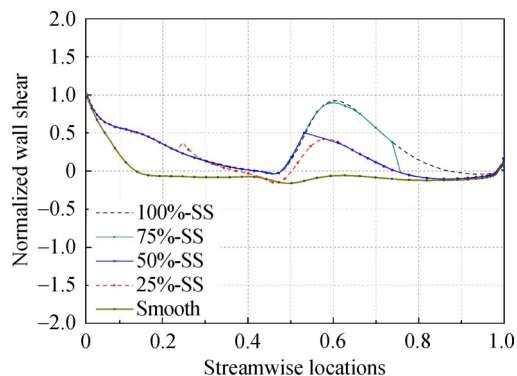
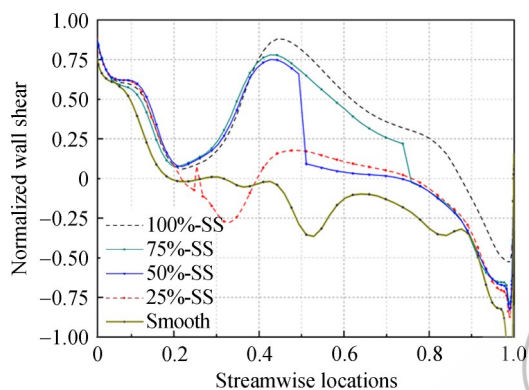
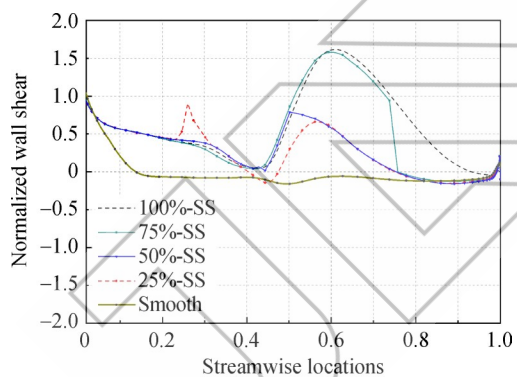
(b) $k^+=46.6$ 时90%叶高壁面剪切力分布(c) $k^+=137.8$ 时10%叶高壁面剪切力分布(d) $k^+=137.8$ 时90%叶高壁面剪切力分布

图19 不同表面粗糙度分布下转子吸力面剪切力分布

 $(k^+=46.6, 137.8)$

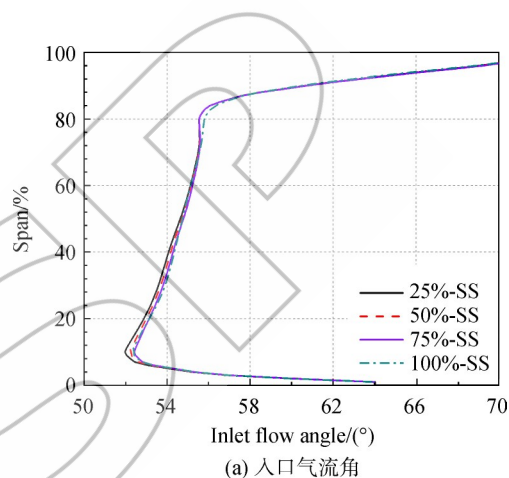
Fig.19 Normalized wall shear distribution of rotor suction side at various surface roughness locations

 $(k^+=46.6, 137.8)$

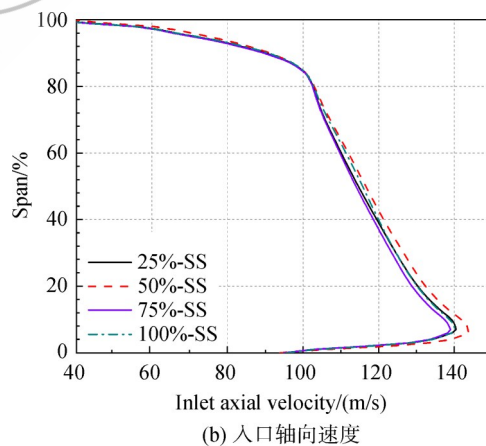
75%-SS和50%-SS对层流分离的抑制作用达到最大,吸力面前半部分壁面剪切力不出现明显变化,但100%-SS和75%-SS方案后半部分的壁面剪切力整体处在较高水平,导致湍流耗散产生的损失进一步增大,而25%-SS方案还不能够完全消除分离泡,存在一部分分离泡带来的损失,所以

综合来看50%-SS方案对性能的提升最为显著。

为了进一步探究不同表面粗糙度分布位置的影响,图20给出了后面静子的入口气流角和轴向速度随叶高变化的趋势。图20(a)显示,表面粗糙度分布位置基本上没有改变静子的入口气流角,也就是匹配关系基本一致;而图20(b)表明,50%-SS方案会使得入口的轴向速度略微增大,主流区动量增大,静子角区分离延迟发生,分离损失减少,静子附近流场小幅改善,因此压气机等熵效率进一步提升。



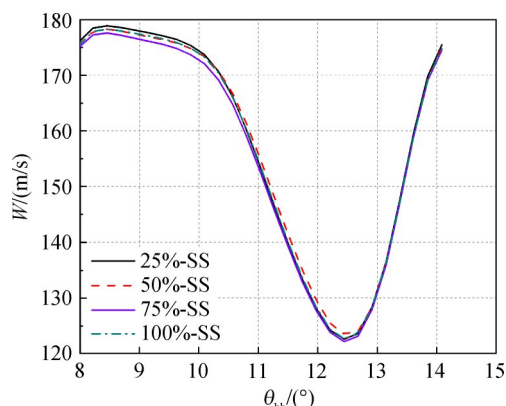
(a) 入口气流角



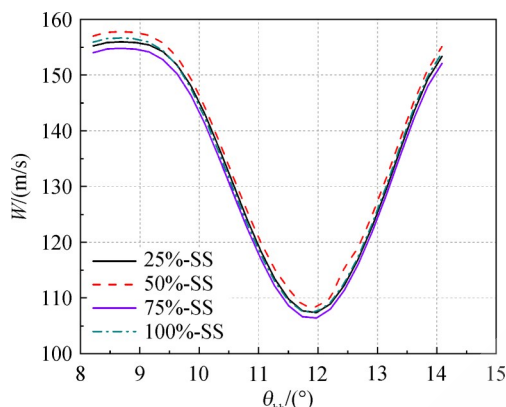
(b) 入口轴向速度

图20 不同表面粗糙度位置下静子入口气流角及轴向速度分布($k^+=137.8$)Fig.20 Distribution of stator inlet flow angle and axial velocity at various surface roughness locations ($k^+=137.8$)

图21给出了 $k^+=137.8$ 时,静子下游10%和50%叶高处轴向速度 W 随周向角度 θ_{bb} 的分布。不同表面粗糙度位置分布下,尾迹的中心均没有向压力侧或吸力侧偏移,且50%-SS方案下的压气机出口尾迹宽度和深度均最小。Back等^[4]和



(a) 10%叶高处静子下游尾迹



(b) 50%叶高处静子下游尾迹

图 21 不同表面粗糙度位置下静子下游不同叶高处
轴向速度 ($k^+=137.8$)Fig.21 Axial velocity downstream stator of different spans
at various surface roughness locations ($k^+=137.8$)

Fouflias 等^[23]发现了类似的结果,但他们的结果显示尾迹中心向吸力侧移动。然而,这些结果是以亚声速压气机叶栅为对象,但本文中涉及的是跨声速压气机级。因此,尾迹的偏移可能是亚声速压气机的特征。

综合以上分析可知,在整个表面粗糙度大小范围内,50%-SS 表面粗糙度分布方案既能有效消除层流分离对压气机性能的不利影响,又能避免较大的湍流耗散损失,因此在低雷诺数下对压气机叶型边界层的发展起到较好的调控作用,提升压气机整体气动参数的效果较为明显。

3 结 论

本文采用数值模拟手段研究了低雷诺数条件下 (20 km 高空, $Re=4.5 \times 10^4$) 表面粗糙度 k^+ 大小及分布 (25%-SS, 50%-SS, 75%-SS 和 100%-SS) 对某微小型 1.5 级高负荷轴流压气机气动性能的

影响,主要结论如下:

1) 压气机的峰值效率首先随着表面粗糙度的增大而迅速增加,在达到 $k^+=80$ 之后增长速率减小,最后在 $k^+=137.8$ 时达到最大值并趋于平缓。此时总压比、堵塞流量、峰值效率分别提升 4.01%、2.24%、5.34%,压气机的喘振裕度也得以拓宽。

2) 叶片表面粗糙度对叶根和叶顶性能影响较大,表面粗糙度能够有效抑制乃至消除叶片表面的层流分离,但由于叶根处速度较低,使得边界层不断发展增厚,流动损失增大,等熵效率不升反降。叶顶处因为速度较高,边界层的发展受到限制,层流分离泡带来的损失占据主导地位,抑制分离泡带来的性能提升收益较大,因此压气机性能得到显著提升。

3) 在低雷诺数条件下,采用表面粗糙度调控方法提升压气机气动性能时,一方面要抑制层流分离泡的产生;另一方面也要将控制湍流耗散带来的损失。在本文选区的表面粗糙度范围内,表面粗糙度布置在吸力面前缘至 50% 轴向位置时 (50%-SS 方案) 能够较好地兼顾上述两个方面,此时压气机性能提升也最为显著。

4) 表面粗糙度的流动控制方法通过促进转捩、抑制层流分离以及改变速度和静压分布来改善压气机流场和气动特性,但也一定程度上破坏了后面级的级间匹配关系,造成静子叶根处分离提前,角区分离加剧,限制了压气机整体气动性能的进一步提高。此外,表面粗糙度大小和位置不会明显改变尾迹的中心,但会一定程度上影响尾迹宽度和深度。

参考文献:

- [1] BALJE O E. A study on Reynolds number effects in turbomachines[J]. Journal of Engineering for Power, 1964, 86(3): 227-235.
- [2] 杨荣菲,黄进,杨小平,等.粗糙度对高/低雷诺数跨声压气机性能的影响[J].燃气涡轮试验与研究,2017,30(2):37-44. YANG Rongfei, HUANG Jin, YANG Xiaoping, et al. Effect of roughness on high/low Reynolds number transonic compressor performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(2):37-44. (in Chinese)
- [3] SYVERUD E, BAKKEN L E. The impact of surface roughness on axial compressor performance deterioration[R]. ASME Paper 2006-GT-90004, 2006.
- [4] BACK S C, JEONG I C, SOHN J L, et al. Influence of surface roughness on the performance of a compressor blade in a linear cascade: experiment and modeling[R]. ASME Paper

- 2009-GT-59703, 2009.
- [5] MARCO B, FABIO B, DANIELE S, et al. Combined experiment and numerical investigations on the roughness effects on the aerodynamic performances of LPT blades[J]. Journal of Thermal Science, 2016, 25(1):32-42.
- [6] GBADEBO S A, HYNES T P, CUMPSTY N. Influence of surface roughness on three-dimensional separation in axial compressor[R]. ASME Paper 2004-GT-53619, 2004.
- [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] SCHREIBER H, STEINERT W, KÜSTERS B. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1):1-9.
- [9] BMMERT K, WOELK G U. The influence of the blading surface roughness on the aerodynamic behavior and characteristic of an axial compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(2):283-287.
- [10] MORINI M, PINELLI M, SPINA P R, et al. Numerical analysis of the effects of non-uniform surface roughness on compressor stage performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(7):072401.1-072401.8.
- [11] ALDIN, MORINI M, PINELLI M, et al. Performance evaluation of non-uniformly fouled axial compressor stages by means of computational fluid dynamic analyses[R]. ASME Paper 2013-GT-95580, 2013.
- [12] CHEN S W, ZHANG C, SHI H, et al. Study on the impact of fouling on axial compressor stage[R]. ASME Paper 2012-GT-68041, 2012.
- [13] CHEN S W, SUN S J, XU H, et al. Influence of local surface roughness of a rotor blade on performance of an axial compressor stage[R]. ASME Paper 2013-GT-94816, 2013.
- [14] YANG C W, LU X G, ZHANG Y F, et al. Numerical investigation of a cantilevered compressor stator at varying clearance sizes[R]. ASME Paper 2015-GT-42124, 2015.
- [15] BOESE M, FOTTNER L. Effects of riblets on the loss behavior of a highly loaded compressor cascade[R]. ASME Paper GT-2002-30438, 2002.
- [16] MORINI M, PINELLI M, SPINA P R, et al. Computational fluid dynamics simulation of fouling on axial compressor stages[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(7):072401.1-072401.10.
- [17] 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.
- [18] BONS J P. A review of surface roughness effects in gas turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2):021004.1-021004.16.
- [19] KOCH C, SMITH L H. Loss sources and magnitudes in axial-flow compressors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1976, 98(3):411-424.
- [20] LAUNDER B E, SPALDING D B. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Methods in applied Mechanics and engineering, 1974, 8(3):266-289.
- [21] ANSYS Incorporation. ANSYS CFX - Solver theory guide release 13.0[M]. Canonsburg, PA, US: ANSYS Incorporation, 2010:129-131.
- [22] LI Z, LIU Y. Effect of end-wall roughness on performance of transonic axial compressor[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231(7):1213-1224.
- [23] FOUFLIAS D, GANNAN A, RAMSDEN K, et al. CFD predictions of cascade pressure losses due to compressor fouling[R]. ASME Paper 2009-GT-59158, 2009.

(编辑:陈越)