

文章编号:1000-8055(2012)05-1061-07

基于动叶污垢沉积的数值模拟

石 慧, 陈绍文, 张 辰, 王松涛, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用三维数值方法研究了污垢沉积对压气机动叶性能的影响. 对具有一定典型性的真实压气机动叶 NASA Rotor 37 进行数值研究, 通过与文献中实验数据的对比, 校核了商业 CFD(computational fluid dynamics) 计算代码的可靠性, 结果表明计算得到的性能曲线与实验数据有较好的一致性, 应用于数值模拟手段是可行的. 随后通过增加叶片和端壁的表面粗糙度和厚度来模拟不同的污垢沉积程度对压气机动叶性能的影响, 结果表明: 增加叶片厚度和表面粗糙度都将引起总压比和等熵效率降低; 增加表面粗糙度将导致流量下降, 稳定工况范围向小流量方向移动; 而增加叶片厚度将使得稳定工况范围明显减小, 堵点流量下降较显著, 这将导致动叶工作特性恶化程度增大.

关 键 词: 航空发动机; 压气机动叶; 污垢沉积; 表面粗糙度; 厚度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of fouling deposition in compressor rotor

SHI Hui, CHEN Shao-wen, ZHANG Chen,

WANG Song-tao, WANG Zhong-qi

(Energy Science and Engineering School,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Three-dimensional numerical simulation to study the influence of fouling deposition on compressor rotors was carried out. As a representative of realistic compressor rotor, the NASA Rotor 37 was considered to perform a numerical investigation and by comparing with the experimental data available from literature, the reliability of commercial CFD (computational fluid dynamics) computational code was validated. The results show that computed performance maps achieve a good agreement with the experimental data, so it's practicable using the means of numerical simulations on the study. Then the influence of different fouling deposit degree on compressor rotor performance was simulated by adding surface roughness and thickness on the blade and end-wall. The results indicated that increasing surface roughness and thickness on the blade can make total pressure ratio and isentropic efficiency decrease, and increasing wall roughness can make flow reduce, rotor stable operating range transfer to small flow. Also, increasing blade thickness can make stable operating range decreased obviously, the flow reduced observably at the blockage point, which lead to increase on the deterioration degree of rotor performance.

Key words: aircraft engine; compressor rotor; fouling deposition; roughness; thickness

收稿日期: 2011-06-15; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1061_015.html

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2008AA5A302); 中央高校基本科研业务费专项基金(HIT, NSRIF, 2010033)

作者简介: 石慧(1990—), 女, 山东菏泽人, 硕士生, 主要从事压气机设计及流动问题研究.

通讯作者: 陈绍文(1979—), 男, 江西新干人, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械内流动问题研究.

轴流压气机性能恶化是导致航空发动机非正常运行的关键因素之一,在航空工业生产运作中通常可以通过去除压气机内的污垢沉积达到恢复性能的目的,为了高效而准确地对航空发动机进行监测和内部污垢清除,有必要对污垢沉积对压气机内部流动机理的影响进行深入的研究,以掌握性能恢复的关键所在。随着压气机污垢沉积对航空发动机性能影响的程度逐渐增大,以及大量的商业发动机清洗系统已经可以达到实现发动机性能大幅恢复提升的目标,对压气机内污垢沉积影响的研究也逐渐成为近期研究的热点。

轴流压气机内的污垢沉积主要是指空气中的杂质或气雾在轴流压气机进气边和内部流道内的壁面上附着的过程。这种不利影响限制了气流的流动,并增加了部件流道壁面的边界层厚度和表面粗糙度,从而引起损失的增加。叶型损失是叶轮机械内损失的重要来源之一,而叶片表面粗糙度的增加将直接增大叶片的叶型损失。此外,端壁表面粗糙度的增加也将引起叶栅流道内流动损失的增加。相关的研究工作在国外开展得较早,而在国内也逐渐得到众多科研工作者的重视。

在污垢沉积对压气机性能影响的相关研究中,大多数是通过增加叶片和端壁的厚度、改变壁面的表面粗糙度、以及改变由于污垢沉积、腐蚀或侵蚀等原因引起的局部区域的几何形状等方法来进行研究,且多数研究为数值模拟研究,已发表或已公布的实验研究结果还不多,其中美国国家航空航天局刘易斯研究中心(NASA Lewis Research Center)的 Suder 等人^[1]的研究是实验研究和数值模拟研究相结合的典范之一,他们在高速压气机动叶 Rotor 37 中,通过人工增加表面粗糙度和叶型厚度的方法,其中动叶表面粗糙度的变化范围为 2.54~3.18 rms(root mean square) μm ,详细研究了污垢沉积影响下的叶片厚度增加和表面粗糙度变化对压气机动叶性能的影响,积累了大量污垢沉积影响的实验数据,同时还利用三维数值模拟方法对污垢沉积引起的前缘形状变化、以及表面粗糙度的增加对流道内堵塞的影响进行了初步分析,开辟了实验与三维数值模拟工作有机结合的创新研究方法,为后人的研究工作指引了方向。此外, Bammert 等人^[2]在一台三级轴流压气机上通过对光滑的叶片和装有不同颗粒尺寸的表面粗糙度叶片进行对比,实验研究了叶片表面粗糙度的增加对其性能的影响,他们发现叶片表面粗糙度的增加导致压气机特性线向小流

量的方向移动,流量下降范围随表面粗糙度的不同约为 6%~13%,且相同转速下的稳定工作流量范围缩减,压气机的总压比和效率也都有明显的降低。相关领域内比较重要的实验研究还包括 Syverud 等人^[3-4]的研究工作,他们通过在 GE J85-13 发动机的压气机进口内喷洒盐水来模拟表面粗糙度的增加和局部污垢沉积对压气机级性能的影响,公布的实验和数值结果对比分析表明动叶中的污垢沉积引起的表面粗糙度增加程度大约是静叶中的一半,叶片压力面和污垢沉积程度比吸力面和端壁的都要大,同时指出表面粗糙度的增加会严重影响压气机的效率。随着三维数值模拟研究方法的逐渐发展,对压气机内污垢沉积影响的数值模拟研究也越来越多,代表性的研究工作包括 Suder 等人^[1]的早期研究,他们的研究对象主要是针对单列的动叶,而近期 Morini 等人^[5]对高速压气机级的研究拓展了前期的研究思路,他们通过增加叶片表面粗糙度水平和叶片厚度来模拟污垢沉积对压气机级性能的影响,发现污垢沉积主要影响的是流量。Gbadebo 等人^[6]通过三维数值方法研究了静叶表面粗糙度对一台单级低速轴流压气机三维流动分离的影响,结果表明不同位置处表面粗糙度的增加引起三维流动分离的程度各不相同,三维流动分离是导致流动堵塞的重要因素之一。国内的相关研究工作开展还刚刚起步,文献^[7-8]分别考虑了叶片厚度和表面粗糙度的增加对动叶性能的影响,而文献^[9]则考虑了部分易积垢位置处的几何变形,以探讨部分几何变形对级特性的影响。

前期的研究工作对压气机污垢沉积的影响进行了许多有益的数值和实验研究,得到了很多有意义的结论,但没有充分考虑表面粗糙度和叶片厚度增加的影响,且未对流场进行更深入的研究。本文试图以具有一定典型性的真实压气机动叶 NASA Rotor 37 进行数值研究,首先通过与文献中实验数据的对比,校核商业 CFD (computational fluid dynamics) 计算代码的可靠性,随后通过增加叶片和端壁表面粗糙度和叶片厚度来模拟不同的污垢沉积程度对压气机动叶性能的影响,讨论污垢沉积引起的不同表面粗糙度和厚度增加对压气机动叶性能的影响,本文考虑了在端壁上增加了表面粗糙度的设置,更接近真实压气机污垢沉积的情况。

1 数值方法与研究方案

为了研究压气机动叶内污垢沉积的影响,

NASA Rotor37 动叶作为跨声速动叶中具有典型性的真实压气机动叶,且已经公布了详细的实验测量数据,因此被当作原型动叶来进行研究. NASA Rotor37 压气机动叶的设计转速为 17188.7 r/min,叶片数为 36 个,展弦比为 1.19,动叶的叶顶速度为 454.14 m/s,间隙为 0.0356 mm. 设计点总压比为 2.106,等熵效率为 0.845,流量为 20.19 kg/s,其基本结构、以及其它几何参数和相关实验数据见文献[10-11].

数值计算采用商业 CFD 计算软件 ANSYS CFX 12.1,它利用基于有限元的有限体积方法对 Navier-Stokes(N-S)方程的三维雷诺平均型式进行求解. 网格生成采用的是 ANSYS TURBO-GRID 12.1 网格处理软件,采用 J 型结构化网格,考虑叶顶间隙,近叶片壁面采用 O 型网格环绕控制,网格点总数约 58 万. 在 TURBOGRID 软件中控制近壁面网格的密度,保证叶片壁面和端壁第一层网格的垂直距离为 $50\mu\text{m}$,计算网格如图 1 所示. 文中采用了两种湍流模型($k-\epsilon$ 湍流模型和 SST(剪切应力输运) $k-\omega$ 湍流模型)来进行数值模拟计算,其中, SST $k-\omega$ 湍流模型只用来与实验结果对比校准数值模拟结果,而 $k-\epsilon$ 湍流模型还用于考虑粗糙度的数值模拟计算.

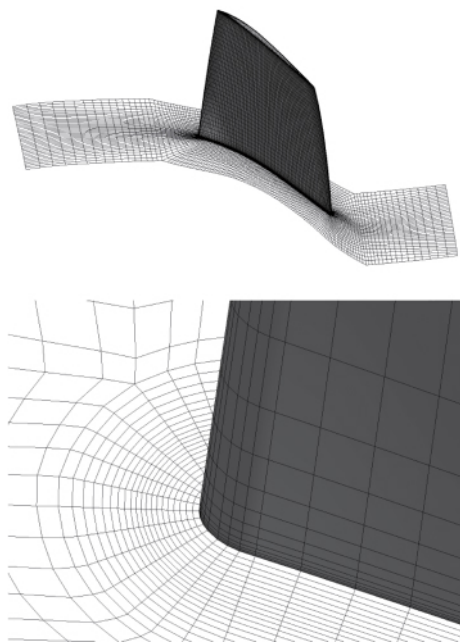


图1 计算网格

Fig.1 Computational mesh

k_s 代表当量沙粒表面粗糙度(equivalent sand grain roughness),该参数被研究者广泛应用到表面粗糙度问题的相关研究中,是一个基于各

种形状表面粗糙特性机理和不同尺寸的尼古拉斯粗糙壁管道的湍流实验数据的经验公式. 当量沙粒表面粗糙度不仅考虑了用实际粗糙高度来影响表面粗糙度,还考虑了粗糙形状和密度对表面粗糙度的影响. 在 ANSYS CFX 软件^[12]中将表面粗糙度模型应用到标准壁面函数中需要注意:如果设置的当量沙粒表面粗糙度的数量级等于或者大于壁面到第一层网格的距离,则将降低数值模拟的计算精度. 第一层网格点距离壁面的高度不应该比等效沙粒表面粗糙度小很多,如果它太小,那么近壁面速度可能计算出负值,从而导致求解器运算出错. 这也就是我们在造网格时选择壁面到第一层网格距离 $50\mu\text{m}$ 的原因.

计算的边界条件基本按照实验的条件进行给定,给定进口总压、总温和出口静压,其中进口总压、总温分别为 101325 Pa 和 288.15 K,出口总压给定不同的值以调整堵点到近端点的不同状态点. 进口端流量为 3%. NASA Rotor 37 的设计转速为 17188.7 r/min,计算在 100% 设计转速和 80% 设计转速下进行. 叶片表面和端壁的表面粗糙度设置保持一致,其当量沙粒表面粗糙度设置为 $50\mu\text{m}$ 和 $100\mu\text{m}$ 两个级别. 厚度的增加不改变前缘和尾缘圆心点的位置,通过各个叶高位置的叶型中弧线对叶型整体进行均匀加厚,动叶厚度增加为 0.3 mm, TURBOGRID 软件可以保证叶片在加厚后的网格分布和网格数量保持一致,这为之后的数值计算结果进行对比分析提供了有利条件.

根据文献[10]提供的误差分析数据,实验过程中质量流量、转速、气流角和总压的测量都存在一定的误差,综合考虑将总压比、总温比和效率误差带范围定为 $\pm 3\%$,这与文献[5]中给定的误差带范围相同. 数值计算本身也存在一些误差,这意味着并不一定需要数值计算结果能与实验数据完美匹配,只需要数值计算模型能够准确捕捉和再现轴流压气机的整体性能,包括压气机特性线的形状和流道内主要流动特点. 因此,研究过程中的一些选择和考虑都是以上面一种思想为基础来进行.

2 数值模型校核

图 2 给出了 100% 和 80% 设计转速工况下的数值模拟和实验结果特性线对比图. 对于堵塞流量,数值模拟结果与实验结果有较好的一致性,其中 100% 设计转速和 80% 设计转速工况下的实验

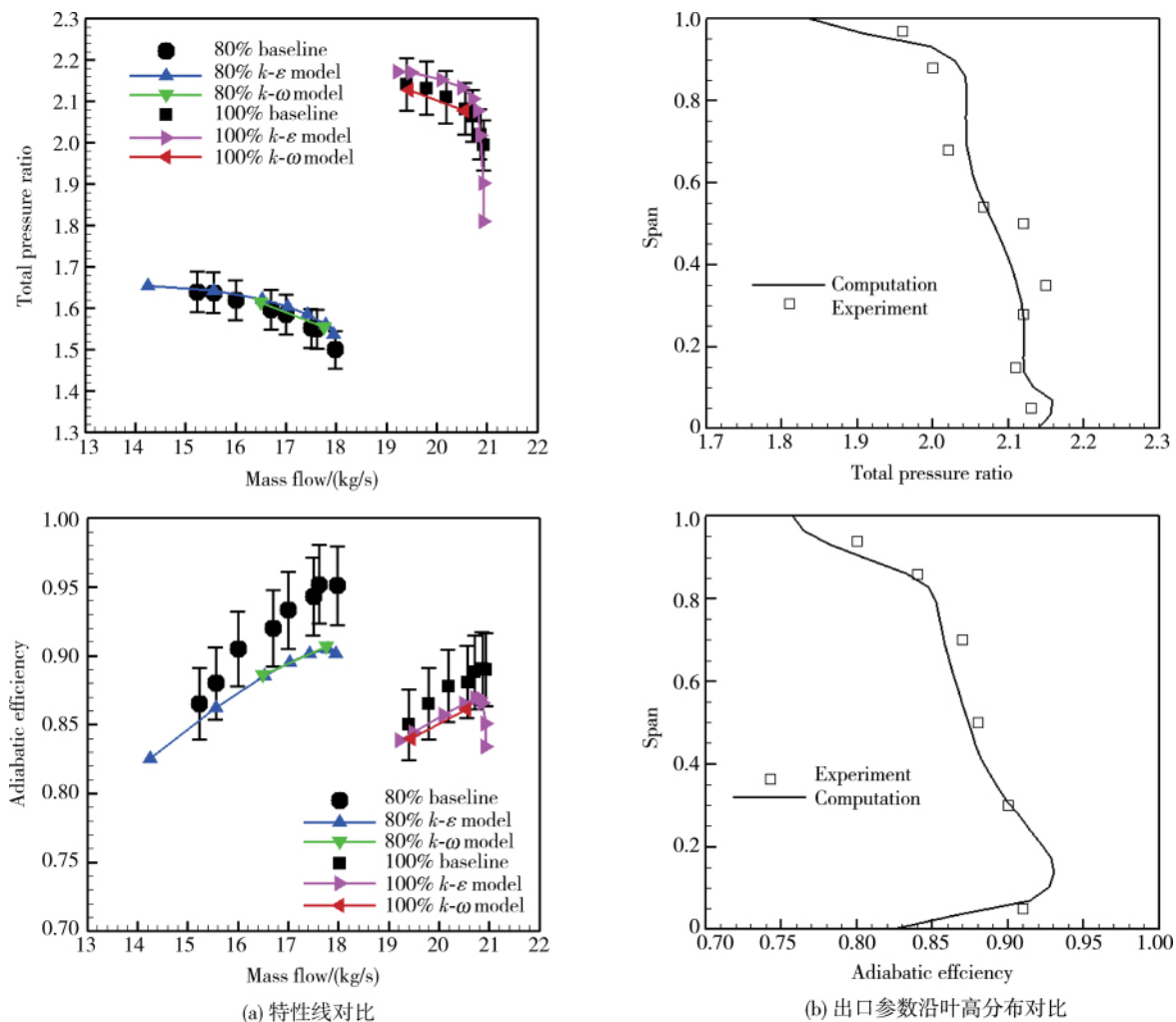


图 2 数值模拟结果与实验结果对比图

Fig. 2 Comparison of characteristic between computational and experimental results

结果分别约为 21.93 kg/s 和 17.98 kg/s, 而采用 $k-\epsilon$ 湍流模型的数值模拟结果分别为 21.9365 kg/s 和 17.946 kg/s, 相对误差分别约为 0.03% 和 0.19%; 而对于近端点的流量, 100% 转速下数值模拟结果与实验结果相差不大, 而 80% 转速下数值结果则要明显大于实验结果; 此外, 各工况点时的等熵效率、总压比和总温比的数值模拟结果都与实验结果存在一定的偏差, 其中等熵效率明显低于实验结果, 而总压比则要略高于实验结果, 但基本都在误差带 $\pm 3\%$ 范围内或者附近。 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型的计算结果相差不大, 只在 100% 设计转速时 $k-\epsilon$ 模型的总压比略低于 $k-\omega$ 模型的计算结果。

实验与数值模拟结果的压气机特性参数存在一定的偏差: 一方面与实验自身的测量误差有关; 另一方面则与本论文中所采用的数值模拟方法的不确定性有关, 研究所采用的单通道定常计算方法利用周期性边界条件来定义压气机流道内的周

向流动, 这样既可以节约网格数量, 又可以减少非定常计算的计算时间, 但却不能准确模拟真实实验中近端工况时流道内周向流动的非周期性边界特征。此外, 本文为了满足壁面函数中加入表面粗糙度进行数值模拟的要求, 将距离壁面的第一层网格距离设定为 $50 \mu\text{m}$, 导致通过标准壁面函数模拟的近壁面区域的黏性分布不能够精确反映实际情况, 从而引起数值计算结果产生偏差。尽管数值计算中的等熵效率、总压比和总温比等参数与实验结果的对比存在一定的偏差, 但其变化规律和发展趋势基本相同, 可以近似反映出流场的主要物理现象和流动特征, 因此, 本文的数值模拟分析方法应用于污垢沉积对压气机叶性能影响的对比研究是可行的。

3 结果分析

图 3 所示为 100% 和 80% 设计转速下污垢沉积引起的表面粗糙度和厚度增加对压气机特性线

的影响,其中对于叶片增厚的情况只在100%设计转速下进行了数值模拟。可以看到:流道壁面表面粗糙度和叶片厚度的增加都将引起所有流量范围内总压比和等熵效率的下降,且表面粗糙度增加所导致的下降程度要大于叶片厚度的增加。在100%设计转速下,增加表面粗糙度和叶片厚度都将使特性线的堵点流量明显下降,且叶片厚度增加将引起更显著的流量降低,甚至比 $k_s=100\mu\text{m}$ 时还要大,在叶片厚度增加后同时增加壁面表面粗糙度将使得堵点流量进一步降低;增大表面粗糙度还将引起喘点流量大幅减小,且表面粗糙度越大,减小程度也越大;叶片厚度的增加基本不改变喘点的流量,但会增加表面粗糙度对流量的影响,使得当叶片厚度增加后且 $k_s=50\mu\text{m}$ 时的流量下降介于只增加壁面表面粗糙度 $k_s=50\mu\text{m}$ 和 $k_s=100\mu\text{m}$ 之间;既增加壁面表面粗糙度又增加叶片厚时对总压比的影响要小于对效率的影响,效率和总压比的降低程度都为所有方案最低。以

上分析可见:在100%设计转速下,增加壁面表面粗糙度将大幅降低压气机特性,同时使得压气机稳定工作范围不同程度的增加;而增加叶片厚度虽然对于压气机特性的恶化程度影响较小,但是其较大程度地缩减了压气机的稳定工作范围,对压气机正常运转的危害也不可忽视。

为了更好地分析壁面表面粗糙度和叶片厚度的增加对压气机特性参数沿叶高分布的影响,图4给出了100%设计转速下、最高效率点工况时动叶出口节距平均总压比和等熵效率沿展向的分布。由图可见,靠近两端壁的特性参数值都要明显小于主流区,下半叶高的特性参数值都要大于上半叶高,表面粗糙度的增加将使得总压比和等熵效率在整个叶高范围内都有显著的降低,且表面粗糙度越大越明显,但影响程度也逐渐减小;叶片厚度的增加导致总压比和等熵效率的降低程度在全叶高范围内都要小于表面粗糙度的增加,且上端壁附近的总压比还略有增加。既增加壁面表面粗糙度又增加叶片厚的情况是所有污垢沉积方案

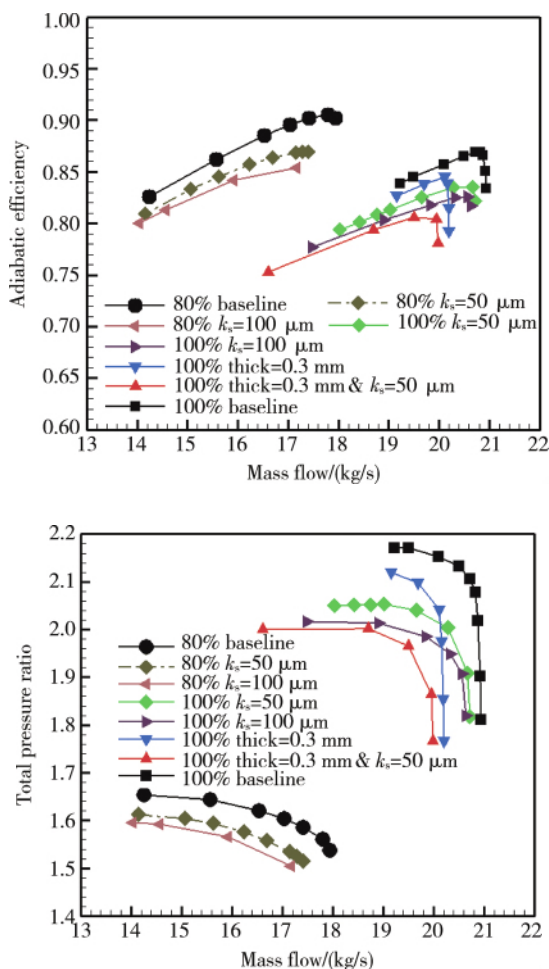


图3 污垢沉积对压气机特性线的影响

Fig. 3 Effects of fouling on stage characteristic curves

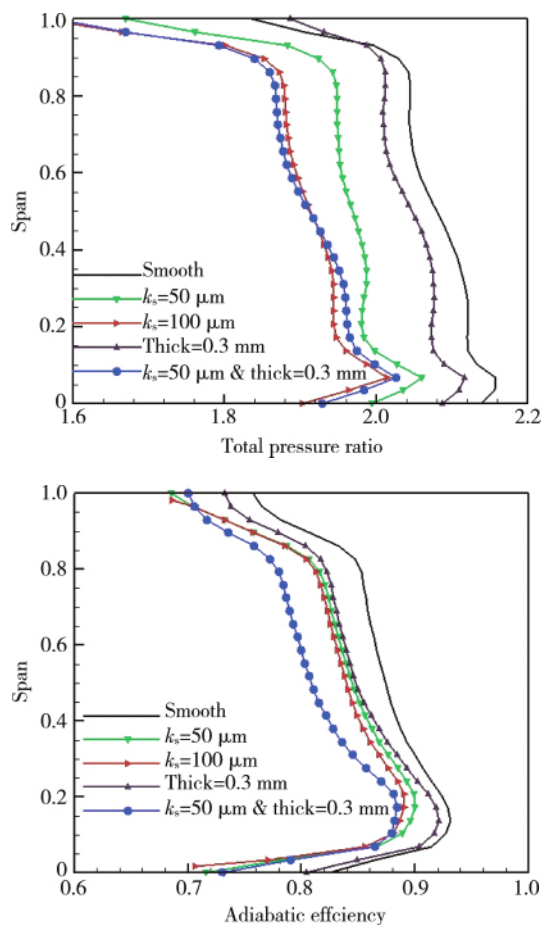


图4 污垢沉积对气动参数径向分布的影响

Fig. 4 Effects of fouling on aerodynamic parameters along blade height

中对压气机性能影响最大的,超过了 $k_s = 100 \mu\text{m}$ 时的情况,且对上半叶高的影响要大于对下半叶高的影响。

图 5 所示为 100% 设计转速下、最高效率点工况时 50% 叶高位置处的 S_1 面马赫数分布图。由图可见,通过增加壁面表面粗糙度,使得激波强度有所增加,且造成吸力面侧激波的位置向前缘移动,致使由于激波/附面层干扰作用而引起的分离提前发展起来,造成动叶的尾迹区范围明显增大,从而使得压气机性能恶化,且随表面粗糙度的增加其程度也越大;此外,端壁及叶片表面粗糙度的增大会促使壁面附面层分离提早发生,从而削弱压气机的整体性能。表面粗糙度增加引起附面层加厚,这使得流道内主流区的范围缩减,从而出现动叶流道内激波后的速度要大于光滑壁面时的情况。

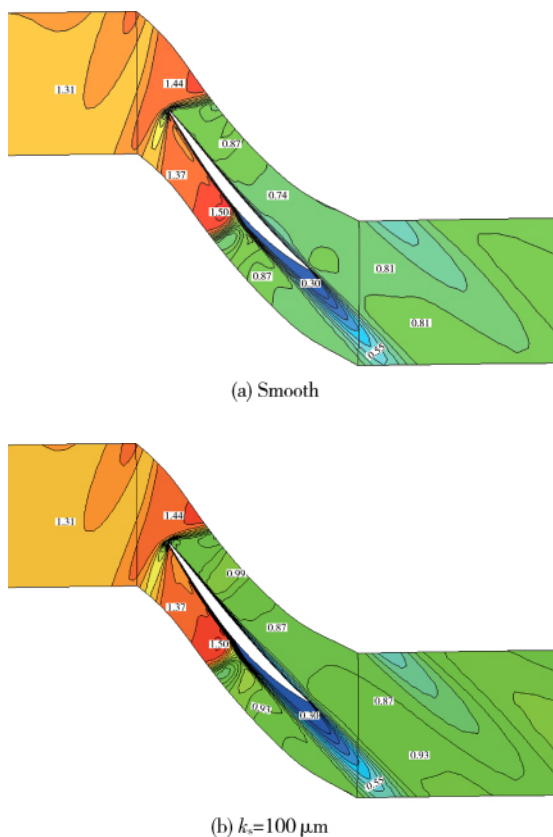


图 5 S_1 面马赫数分布

Fig. 5 Distribution of Mach number at S_1 surface

图 6 给出了 100% 设计转速下、效率最高点工况时 5%, 50% 和 95% 叶高叶片表面静压沿弦向的分布,由图可见,增加壁面表面粗糙度和增加叶片厚度对叶片表面静压的影响各不相同,增加壁面表面粗糙度对压力面静压的影响要大于对吸

力面,它使得各个截面位置的静压面静压明显降低,在 50% 和 95% 叶高位置的最低压力点向尾缘

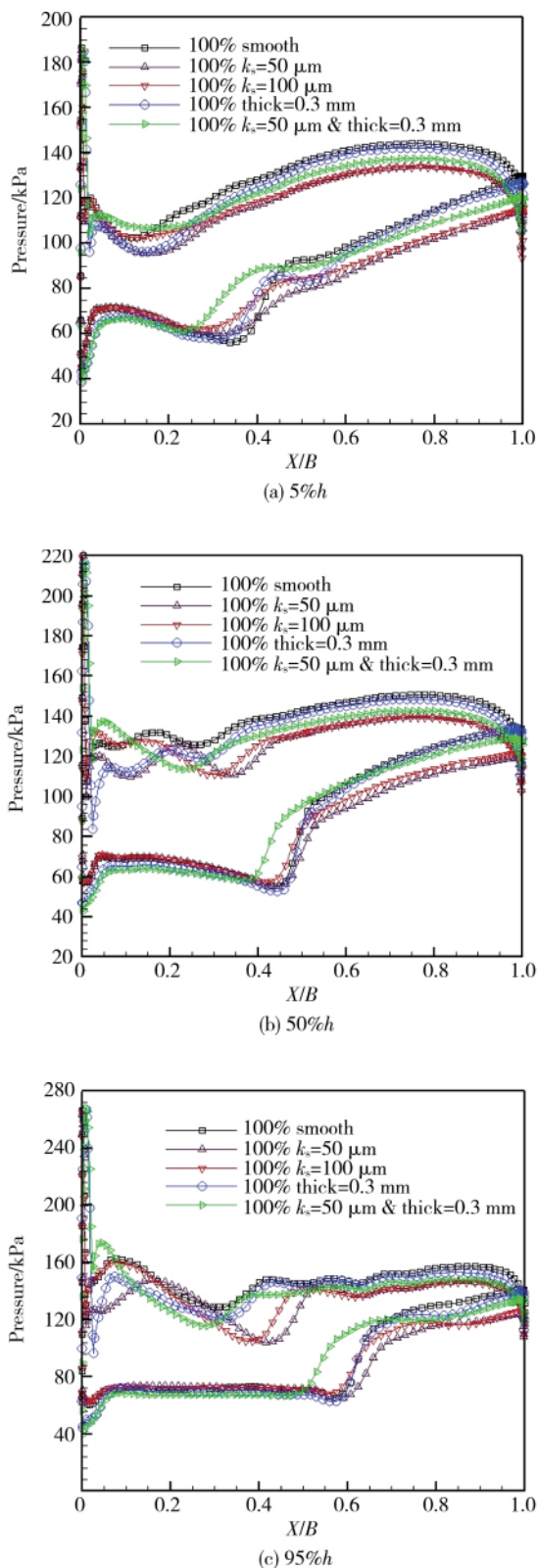


图 6 叶片表面静压沿弦向分布

Fig. 6 Distributions of static pressure on blade surface along blade chordwise

移动;而既增加叶片厚度又增加壁面表面粗糙度时则恰好相反,只增加叶片厚度对叶片静压的分布影响最小,且影响区域主要集中在压力面靠近前缘的区域,同时中部和顶部区域的影响程度要大于底部区域。压力面最低压力点压力的降低、及其位置的推后都使得叶片负荷明显下降。值得注意的是当既增加叶片厚度又增加壁面表面粗糙度时吸力面逆压力梯度往上游移动的趋势明显,这将导致分离点提前,从而使得分离程度增大,削弱压气机的性能,这与激波的强度和位置变化有关,也与激波/附面层相互干扰的作用密不可分。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 基于实验数据校核过的数值模拟方法,通过污垢沉积的两种主要表现形式——叶片厚度和壁面表面粗糙度的增加,研究了污垢沉积对压气机动叶特性的影响,认识到污垢沉积将大幅削弱压气机动叶性能,有必要对其机理展开更深入的研究。

2) 污垢沉积将引起动叶总压比和等熵效率明显降低,且表面粗糙度的增加比叶片厚度增加对动叶特性参数的影响更大,当两者同时增加时,对动叶特性的影响最大,动叶性能的降低与流道内激波的强度和及其位置变化有关,同时也与激波/附面层干扰作用密切相关。

3) 污垢沉积对压气机动叶的流量影响较大,各方案的喘点和堵点工况流量都有不同程度的降低;壁面表面粗糙度的增加对稳定工况运转范围的影响要明显小于叶片厚度的增加,叶片厚度的增加将大幅减小动叶的稳定工况运转范围,对于压气机的稳定运转影响更大。

参考文献:

- [1] 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]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117(4): 491-505.
- [2] Bammert K, Woelk G U. The influence of the blading surface roughness on the aerodynamic behavior and characteristic of an axial compressor [R]. ASME Paper 79-GT-102, 1979.
- [3] Syverud E, Brekke O, Bakken, L E. Axial compressor deterioration caused by saltwater ingestion [R]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 119-127.
- [4] Syverud E, Bakken L E. The impact of surface roughness on axial compressor performance deterioration [R]. ASME Paper GT-2006-90004, 2006.
- [5] 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 (10 pages).
- [6] Gbadebo S A, Hynes T P, Cumpsty N A. Influence of surface roughness on three-dimensional separation in axial compressors [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 455-463.
- [7] 侯乐毅, 吴艳辉, 楚武利. 轴流压气机叶片加厚对气动性能影响分析 [J]. 流体机械, 2004, 32(6): 16-19.
HOU Leyi, WU Yanhui, CHU Wuli. Numerical simulation on effects on increasing blade thickness on aerodynamic performance of axial compressor [J]. Fluid Machinery, 2004, 32(6): 16-19. (in Chinese)
- [8] 李东, 樊照远, 张娟, 等. 压气机叶片粗糙度对其性能衰退的影响研究 [J]. 航空发动机, 2009, 35(5): 32-35.
LI Dong, FAN Zhaoyuan, ZHANG Juan, et al. Influence of blade roughness on compressor performance deterioration [J]. Aeroengine, 2009, 35(5): 32-35. (in Chinese)
- [9] 李本威, 李冬, 李姜华, 等. 单级压气机性能衰退定量研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1588-1594.
LI Benwei, LI Dong, LI Jianghua, et al. Quantitative research on performance degradation of single-stage compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1588-1594. (in Chinese)
- [10] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor [R]. NASA-TP-1337, 1978.
- [11] Reid L, Moore R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82 [R]. NASA-TP-1338, 1978.
- [12] ANSYS Incorporated. ANSYS CFX-solver, release 10.0: theory [M]. [s. l.]: ANSYS Incorporated, 2005.