

文章编号:1000-8055(2011)09-2075-07

叶根倒角对轴流涡轮转子流场的影响

王大磊, 朴 英, 陈美宁

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 通过对某一亚声速轴流涡轮转子进行数值模拟,研究了涡轮转子根部倒角对涡轮叶栅流场的影响. 研究表明:叶根倒角改变通道内的涡系结构,使叶栅通道内的流动重新分布,并降低了涡轮效率. 当叶片根部存在较小半径的倒角时,倒角使叶片前缘近轮毂处的分离程度加剧,分离涡强度增加,并导致前缘马蹄涡和下通道涡强度和范围都增加,下通道涡增强导致叶片尾缘处通道下方静压降低,而通道上方静压相应升高,通道上半部流道前后压差减小,上通道涡的形成和发展受到抑制,上通道涡强度和分布范围都减小. 随着倒角半径的增加,根部前缘分离程度先略有增加,然后减小,导致马蹄涡和下通道涡的强度先增加后减小,上通道涡强度先减小后增加. 倒角还会使轮毂附近尾迹的强度和范围都加强,使尾迹损失增加.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮; 倒角; 数值模拟; 二次流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of the root fillet on the flow pattern of an axial turbine rotor

WANG Da-lei, PIAO Ying, CHEN Mei-ning

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The influences of the root fillet on the aerodynamic performance and vortex patterns of an axial turbine rotor were investigated by numerical simulation, and different root fillet radii were taken into account. Results show that the efficiency of the turbine rotor could decrease due to the root fillet. And the efficiency could further decrease with bigger fillet radius. The root fillet could make a significant influence on the cascade secondary flow patterns. In the case of small radius of the fillet, the separation bubble before the rotor leading edge near the endwall could increase markedly, resulting in the intensification of horseshoe vortex and lower passage vortex. And the lower passage vortex could move away from the rotor suction side. The pressure distribution near the trailing edge region changes due to the strengthening passage vortex; pressure at the region of the lower passage vortex reduces; meanwhile the pressure at the upper passage increases, leading to the decrease of the upper passage vortex for the fillet rotor compared with the unfilleted rotor. The fillet near the trail edge could increase the turbine rotor wake and induce more wake losses. However, comparisons of different fillet radii indicate that, as the fillet radius increases, the separation bubble decreases along with the correlative horseshoe vortex and lower passage vortex, and the upper passage vortex increase along with the rotor wake.

Key words: aero-engine; turbine; fillet; numerical simulation; secondary flow

涡轮是燃气涡轮发动机中最关键的部件之一,其性能直接影响发动机的性能. 现代高性能燃

气涡轮发动机要求涡轮的负荷和膨胀比不断提高,小展弦比技术在涡轮设计中得到越来越广泛

收稿日期:2010-09-24; 修订日期:2011-01-13

作者简介:王大磊(1986—),男,江苏泗洪人,博士生,主要从事航空发动机气动热力学研究.

的应用^[1],由于端区损失与涡轮展弦比成反比,端区损失为气动损失的主要来源^[2-3].叶尖间隙和叶根倒角对涡轮的端区损失具有重要的影响.目前国内外在叶顶间隙对涡轮影响等方面的研究较多,但是由于条件的限制,对于叶根倒角对涡轮性能影响的研究还比较少.但是随着 computational fluid dynamics(CFD)技术的不断发展,利用 CFD 研究涡轮叶片叶根倒角对流场的影响已经变得相对容易,国内外的部分学者逐渐开展对涡轮叶片根部倒角影响的研究^[4-10].

国内康顺等^[4]人研究了叶根倒角对离心涡轮气动性能的影响,结果表明倒角导致涡轮流量减少,效率和压比下降.国外部分研究人员对不同形状的倒角对涡轮的性能以及流场结构的影响进行研究:Pieringer 等^[5]分析了叶根倒角对涡轮导向器气动性能的影响,并认为倒角导致涡轮导向器效率降低;Sauer 等^[6-8]对叶片前缘倒角进行了修形,结果表明倒角加强了马蹄涡吸力面分支,使得通道涡变形并远离吸力面,同时导致来流附面层增加;Zess 和 Thole^[9-10]指出在涡轮叶栅中前缘的倒角可以削弱马蹄涡并推迟通道涡的形成.Becz 等^[11]对某大折转角低展弦比叶片不同倒角修形的影响进行研究,认为圆角修形可以降低总损失而前缘泡则可以增加叶栅载荷.

目前国内外的研究主要集中在前缘倒角修形对涡轮性能的改善效果分析,对涡轮转子倒角对涡轮内流场结构影响的研究还比较少.本文以某一亚声速轴流涡轮转子为研究对象,通过数值模拟方法详细研究叶根倒角对涡轮流场结构的影响,通过详细分析提出倒角引起流场变化的原因.

1 计算对象及数值方法

1.1 计算对象

本文以 Aachen 涡轮转子为研究对象,Aachen 涡轮为轴流式亚声速实验涡轮,它由两列相同的静子和一系列转子构成.静叶采用 Traupel 叶型,动叶采用 VKI 叶型^[12].其中转子叶片几何参数如表 1 所示.

为研究根部倒角大小对转子性能以及流场的影响,根据倒角半径的从小到大,对 6 种不同半径的倒角进行研究,并与无倒角情况进行对比.倒角的半径分别选为 1,2,3,4,5 mm 和 6 mm,倒角的最小角度全部设为 20°,各种方案网格分布完全一致.

表 1 Aachen 转子叶型几何参数

Table 1 Main parameters of Aachen rotor

参数	数值
叶片数	41
弦长/mm	60
展弦比	0.917
转速/(r/min)	3 500
进口气流角 $\alpha/(\circ)$	49.3
出口气流角 $\beta/(\circ)$	151.2

叶根倒角主要由两个参数决定:倒角半径和一个最小角度(倒角外切线与轮毂切线的最小夹角),如图 1 所示.倒角半径前后缘一致.

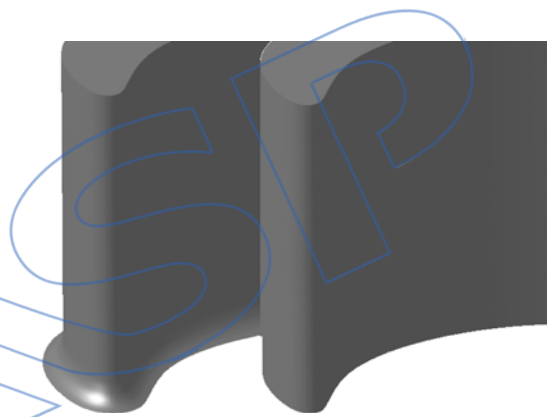


图 1 叶片根部有无倒角情况对比

Fig. 1 Root leading edge of blade, with and without fillet

1.2 计算网格以及边界条件

图 2 为流道周向截面上网格分布情况.如图所示,在计算域的进口及出口都采用 H 型网格,进出口网格块的轴向、周向和径向网格数分别为 $33 \times 45 \times 73$ 和 $45 \times 49 \times 73$;在叶片附近采用“4HO”型网格,即叶片周围采用 O 型网格,网格的展向、径向和周向网格数为 $17 \times 73 \times 157$,O 型网格的外围分布四块 H 型网格,网格的拓扑结构以及网格数如图 2(a)所示,在径向给定 73 层网格.计算时考虑叶顶间隙,叶顶间隙区域采用蝶形网格,径向网格数为 13.网格总数为 75 万.

生成网格时,最靠近壁面的网格层厚度设为 0.003 mm,壁面 Y^+ 的平均值为 1.6,最大值为 6.4,符合 FINE/TURBO 中 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型 Y^+ 控制在 10 以内的要求.

边界条件设置为:计算域入口边界给定总压、

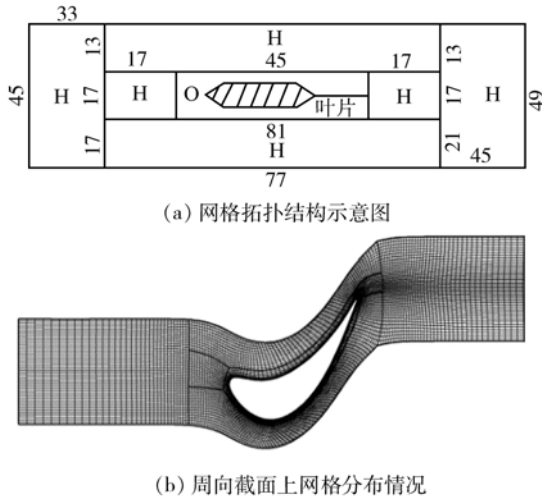


图2 周向截面网格分布示意图

Fig. 2 Distribution of grid

总温和进口气流角的径向分布情况,分布规律由Aachen 1+1/2级涡轮计算得到的转子进口的参数按周向平均获得.计算域出口边界则给定某一半径处的静压,其余出口压力按简单径向平衡方程计算.其他固体壁面设定为绝热、固壁、无滑移边界条件.

1.3 求解程序

采用商用软件 NUMECA 的 Euranus 求解器求解相对坐标系下的定常 Navier-Stokes(N-S)方程.根据相关文献[13-15]湍流模型选用 S-A 模型,空间离散采用 Jameson 有限体积中心差分格式,时间推进采用显式四阶 Runge-Kutta 法.采用多重网格技术加速收敛.

2 计算结果及分析

本文对根部有不同半径倒角的涡轮转子和无倒角的转子在相同的条件下进行模拟,研究倒角对涡轮转子流场的影响情况,并研究倒角的大小对涡轮流场的影响.

2.1 叶根倒角对涡轮转子总体性能的影响

首先分析叶根倒角对涡轮转子总体性能的影响.图3是涡轮转子效率随倒角半径的变化情况,可以发现根部存在倒角会明显地降低转子的效率.叶片根部带有半径为 $R=1\text{ mm}$ 倒角时,涡轮转子效率比无倒角时降低约 1.7%,影响十分明显,说明在研究涡轮性能时忽略倒角的影响是不适当的.

另外从图3中发现在存在倒角的情况下,效率随倒角半径变化的规律是比较复杂的:效率首

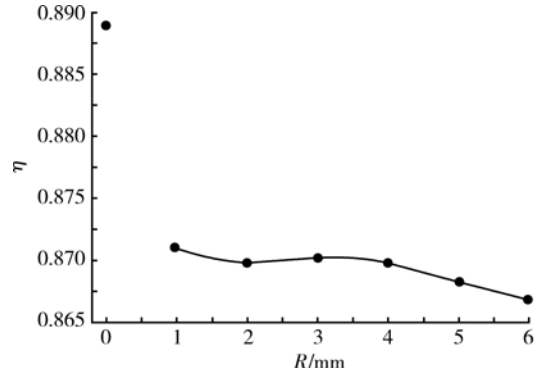


图3 效率随倒角半径的变化情况

Fig. 3 Efficiency versus the radius of fillet

先随倒角半径的增加而显著降低,在倒角半径 $R=2\text{ mm}$ 附近达到极小值,之后效率反而随倒角半径的增加而缓慢增加并在倒角半径 $R=3\text{ mm}$ 附近达到极大值,最后效率又随倒角半径的增加而明显降低,这说明涡轮叶片叶根倒角对涡轮流场的影响非常复杂,需要详细分析.

图4是不同倒角半径时不同叶高处流道子午面平均总压损失系数沿轴向分布,此处子午面平均总压损失系数指流道平均子午面上的总压损失系数,是总压损失系数进行周向平均得到的平均值,按照以下公式计算:

$$C_{pt_avg}(r, z) = \frac{\int_{\theta_2}^{\theta_1} C_{pt}(\theta, r, z) d\theta}{\theta_2 - \theta_1} \quad (1)$$

C_{pt} 为总压损失系数, $C_{pt_avg}(r, z)$ 为子午面平均总压损失系数,是 C_{pt} 的周向平均值.

对比图4中不同叶高处的子午面平均总压损失系数分布,发现倒角对 10% 叶高处和 90% 叶高处流动损失的影响较大,对 50% 叶高处流动损失的影响较小可以忽略不计,这说明叶根倒角主要影响涡轮通道端壁处的损失.从图4(a)中可以看出叶根倒角会导致 10% 叶高处的流动损失明显增加,并且随着倒角尺寸的增加流动损失也会增加;同时还可以看在 10% 叶高处,倒角对从进口到出口的整个流道的流动都会产生影响,而且对叶片尾缘处的影响尤其明显.图4(c)则表明在 90% 叶高处,倒角主要影响流道中部和后部的流场,并且从图中可以看出当半径较小时,倒角可以减小 90% 叶高处的流动损失,而当倒角半径较大时,倒角的存在则会增加 90% 叶高处的损失.

另外,从图3和图4(c)中都可以发现随着倒角半径的增加,涡轮内的流动损失有一个先增加、然后减小、最后再增加的变化过程.这种情况说明

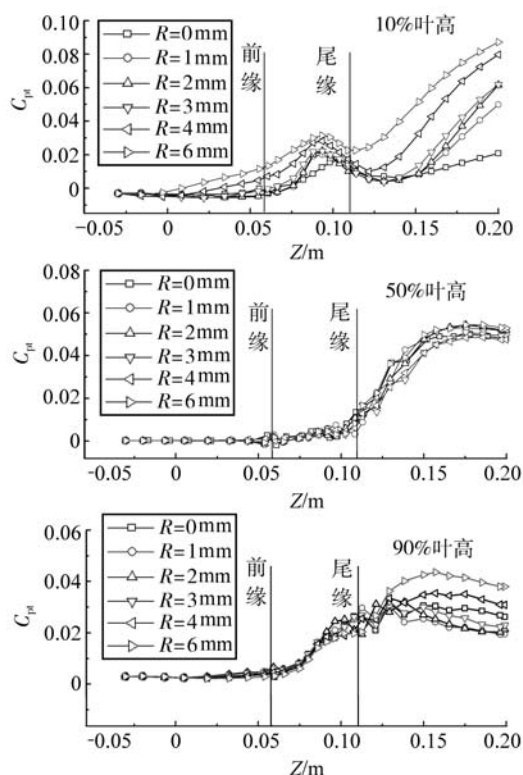


图4 平均子午面上不同叶高处总压损失系数分布

Fig. 4 Distribution of total pressure loss coefficient at different radii

倒角对涡轮流场的影响十分复杂,为进一步明确叶片根部倒角对涡轮性能的影响,需要对涡轮流场进行详细分析.选取无倒角(下面以倒角半径 $R=0\text{ mm}$ 代表无倒角)以及倒角半径分别为 1, 2 mm 和 4 mm 四种情况进行比较,分析倒角以及其半径的变化对流场的影响.

2.2 叶根倒角对叶根前缘分离以及马蹄涡的影响

叶轮机械内部的流场非常复杂,存在众多的二次流现象,这些二次流以各种涡形式存在^[16].在涡轮转子的流场中也存在各种二次流,在近轮毂处最明显的二次流是马蹄涡和下通道涡.叶根倒角改变了叶片根部和轮毂连接的形状,势必对轮毂附近的流动结构产生影响.

图5是倒角半径分别为不同半径时叶片前缘近轮毂处流动分布情况.对比图5(a)和图5(b), (c),可以看出当叶片根部存在尺寸较小的倒角($R=1\text{ mm}$)时,叶片前缘的分离范围扩大,但是将图5(b), (c)和图5(d)对比则会发现随着倒角半径的进一步增加,前缘分离范围先略增加然后缩小.

经过分析认为下述原因导致图5所示的现

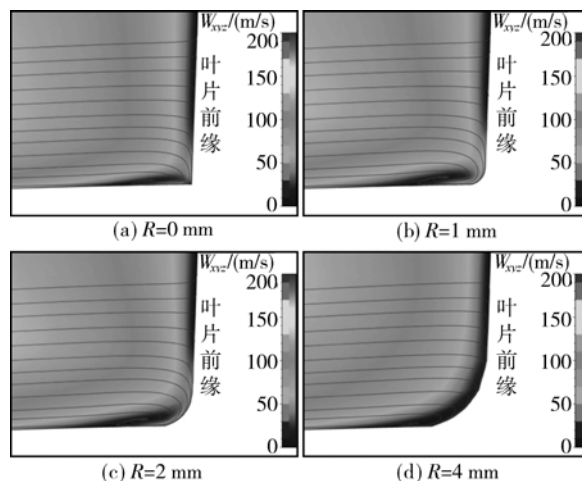


图5 不同倒角半径下叶片前缘处流动分布

Fig. 5 Flow distribution at the leading of blade with different radii fillets

象:由于叶片的阻挡,叶片前缘处的流体滞止并产生分离;当叶片根部存在较小倒角时,若倒角尺寸小于前缘附面层的厚度,叶片前缘两侧倒角对滞止流体的分流作用不明显,而在叶片前缘处由于叶片与轮毂的联结条件改善,更多的滞止流体沿倒角流动,变成与主流方向相反的二次流,然后与轮毂壁面边界层来流相撞击,使分离范围扩大;但是随着倒角半径的增加,倒角向叶片两侧分流的能力增强,更多的滞止流体沿倒角分流进入叶栅通道,使分离区域减小.

另外从图5可以看出,倒角存在使得叶栅通道进口处的附面层厚度增加.图6是叶片前缘以前20%弦长处的速度和总压损失系数沿叶高分布,从图6(a)的速度沿叶高分布图可以看出附面层厚度随倒角半径的增加而增加,并且从变化趋势上来看倒角半径越大,附面层厚度增加越剧烈,当倒角半径 $R=3\text{ mm}$ 时,附面层名义厚度比无倒角时增加了大约3 mm,而当倒角半径 $R=6\text{ mm}$ 时,附面层名义厚度比无倒角时增加了大约10 mm.附面层厚度的增加导致损失增加,如图6(b)所示.

叶片前缘分离处产生一对分离涡,这对分离涡沿流动方向向下游发展形成前缘马蹄涡的两个分支,分离涡的强度会直接影响到马蹄涡的强度.图7是不同倒角半径时叶片前缘的涡量分布,和图5类似,可以发现当叶片根部存在较小半径的倒角时,叶片前缘分离涡的强度增加;但是随着倒角半径的增加涡强度变小.这表明相比于无倒角时,一个小的倒角会增加马蹄涡的强度,但是随着倒角半径的增加马蹄涡的强度减小.

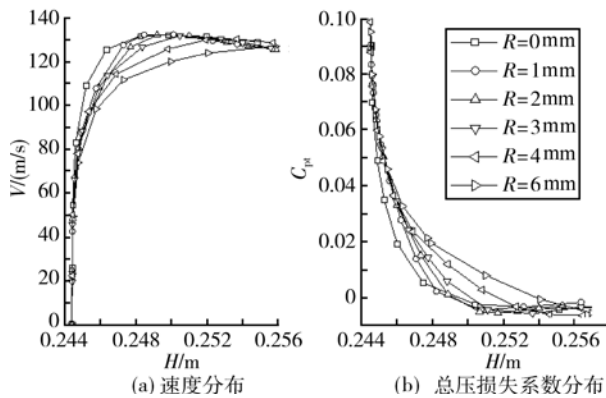


图6 不同倒角半径时前缘20%弦长处参数沿叶高分布
Fig. 6 Radial distribution of velocity and total pressure loss coefficient at 20% chord before the leading edge of the blade

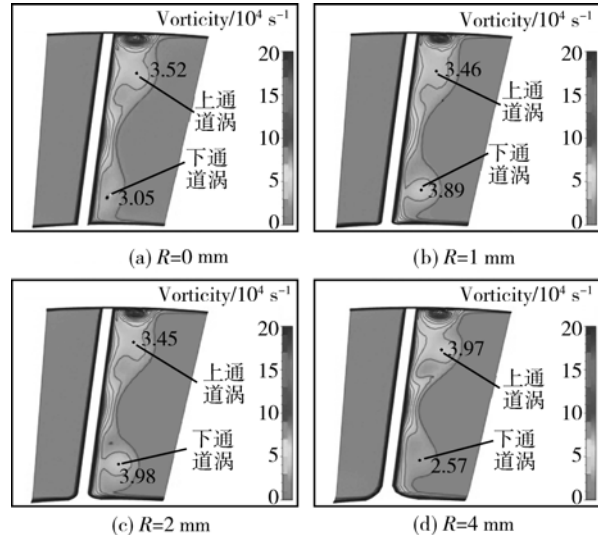


图8 不同倒角条件下叶片尾缘处的涡量分布
Fig. 8 Distribution of vorticity at the trailing edge of the blade with different fillets

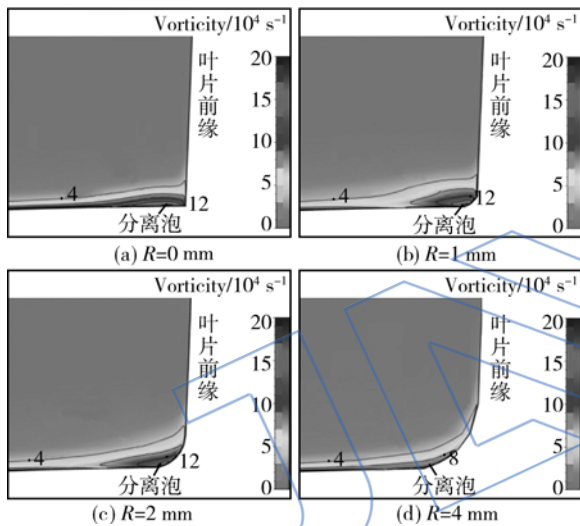


图7 不同倒角半径下叶片前缘处涡量分布
Fig. 7 Distribution of vorticity at the leading edge of the blade with different fillets

2.3 叶根倒角对上下通道涡和间隙泄漏涡影响

叶根倒角改变了马蹄涡的强度和分布,会进一步影响到整个流道内的涡系的结构。

图8是不同倒角半径时尾缘附近约99%弦长处流道横截面上的涡量分布情况。对比图8(a)和图8(b),发现叶片根部存在 $R=1\text{ mm}$ 的倒角时,下通道涡的强度和分布范围都比无倒角时增加,并且向远离壁面方向移动;而对比图8(b)和图8(c),8(d),则发现随着倒角半径的增加,下通道涡强度以及分布范围先略有增加然后随倒角半径的进一步增加而减小,相应地下通道涡的损失减小。

分析图8中上通道涡的变化趋势,发现上通道涡的变化和下通道涡的变化趋势相反:相比无倒角时,在小倒角的情况下上通道涡强度和范围

都有所减小;并且随着倒角半径的增加,上通道涡的强度和范围先略有增加然后减小。从上面的分析中发现通道涡随倒角的变化趋势和前缘马蹄涡相对应,说明通道涡的变化是由于前缘马蹄涡的变化引起的,也是倒角影响的结果。

随着倒角尺寸的变化,下通道涡的强度和分布范围都发生变化,下通道所在区域的流动参数也相应发生变化。图9是尾缘附近约99%弦长处流道横截面上静压分布情况,可以看出随着下通道涡的变化,下通道涡所在区域的静压产生明显的变化,通过静压的变化趋势可以解释上下通道

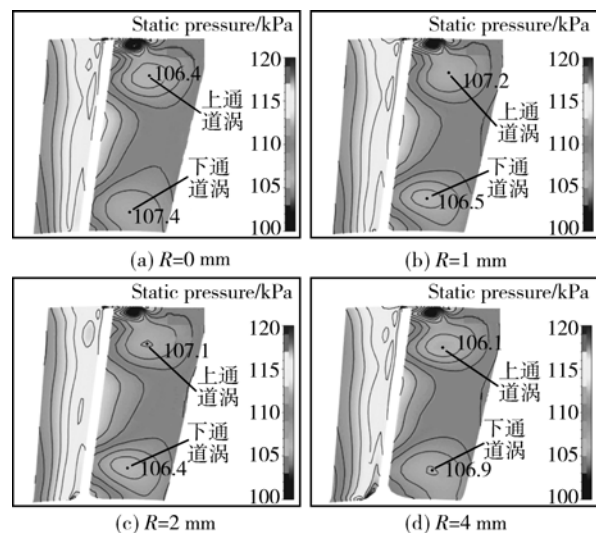


图9 不同倒角条件下叶片尾缘处的静压分布
Fig. 9 Distribution of static pressure at the trailing edge of the blade with different fillets

涡变化趋势相反的原因,也说明了倒角尺寸的变化如何影响到上通道涡的变化。

流场内涡分布区域的静压低于其他区域,形成低压区,并且随着涡强度和范围的增加,低压区的强度和范围也相应增加。将图8和图9对比可以看出当叶根存在小半径的倒角时,下通道涡处低压区内的压力降低,并且低压区的范围扩大,而随着倒角尺寸的增加下通道涡强度和范围减小,低压区内静压升高,低压区范围缩小。

分析图9可知,由于流面平均静压基本不变,通道下部静压发生变化,通道上部分的静压也会相应地变化,而且通道上下部分的变化趋势相反。因此当下通道涡强度增加并且范围扩大时,下通道涡所在通道下部的静压降低,相应地通道上部静压升高,通道上部流道前后压差降低,上通道涡的形成和发展受到抑制,最终导致上通道涡强度和分布范围减小;同样由于静压的变化,下通道涡强度的减小则会导致上通道涡强度的增加,因此上下通道涡的变化趋势相反。

2.4 叶根倒角对轮毂附近叶片尾缘处流动的影响

在2.1节中发现倒角对叶片尾缘处的流动的影响很大,特别是在近轮毂处倒角会导致损失明显增加,说明倒角对叶片尾缘近轮毂处流动的影响很大。图10是叶根处带有不同尺寸倒角时5%叶高叶片尾缘处总压损失系数分布情况。通过对比显示叶根存在倒角时尾迹的强度和范围都增加,尾迹损失明显增加,并且随着倒角半径的增加尾迹处的损失也相应增加。

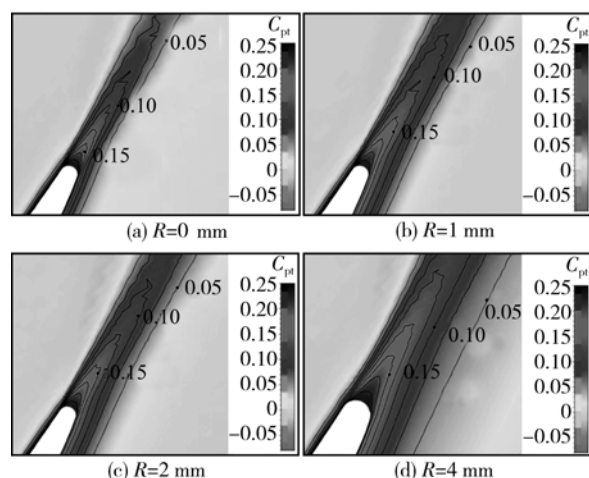


图10 5%叶高叶片尾缘处总压损失系数分布

Fig. 10 Distribution of total pressure loss coefficient at 5% span of the blade

由于存在倒角,叶根和轮毂之间连接更加光滑,增强了流体的通过能力,使得尾缘涡结构发生变化。图11是有倒角和无倒角时轮毂和叶片的壁面极限流线。从图中可以看出倒角导致涡结构发生变化:倒角使得轮毂附近尾缘分离区扩大,增加了尾迹的范围。图12是不同倒角半径时5%叶高处尾缘附近的极限流线和涡量分布情况,从图中可以发现:由于叶根和轮毂之间的过渡更加光滑,使得尾缘涡的强度减小,抽吸能力减弱。与无倒角时相比,有倒角时被尾缘涡抽吸沿叶片尾缘向上

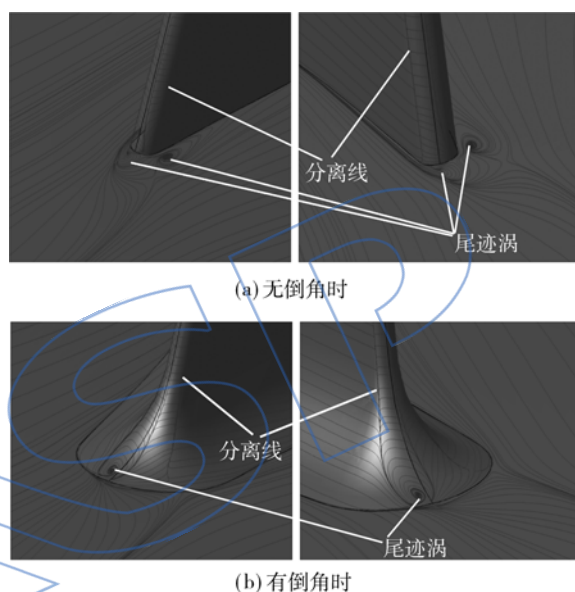


图11 有无倒角时轮毂和叶片的壁面极限流线
Fig. 11 Distribution of limiting streamlines at the trailing of the blade, with and without fillet

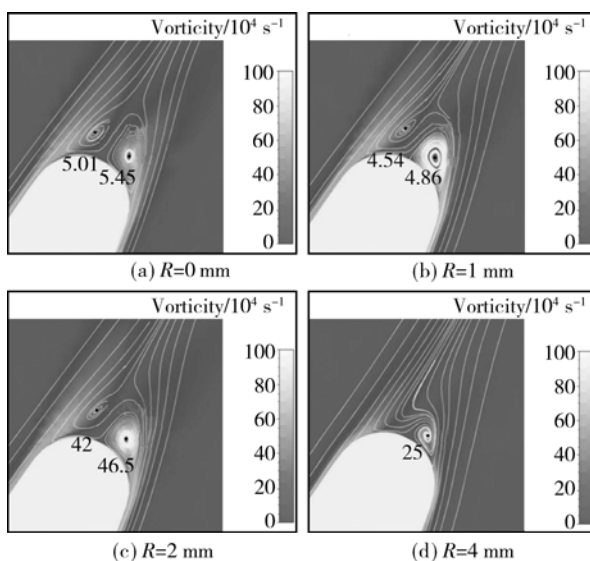


图12 5%叶高处尾缘附近的极限流线和涡量分布情况

Fig. 12 Distribution of vorticity and limiting streamlines at 5% span of the blade

流动的低能流体更少,导致轮毂附近尾迹区域的低能流体增多,尾迹强度增加。

3 结 论

利用数值模拟方法对 Aachen 涡轮转子叶片根部有不同大小倒角时的流场进行模拟,并和无倒角时进行对比,分析了叶根倒角对涡轮流场的影响,针对本文研究的小展弦比亚声速轴流涡轮转子得到以下结论:

1) 叶根倒角使涡轮端壁损失增加,导致有倒角时涡轮效率下降。在近轮毂处,倒角导致损失增加,并且随着倒角半径的增加,损失增加愈明显;而在机匣附近,小半径的倒角会使损失减小,大半径的倒角则导致损失增加。

2) 倒角导致轮毂处附面层厚度增加,并且随着倒角半径的增加,附面层厚度增加,损失增加。

3) 叶根倒角改变了前缘分离情况,影响通道内马蹄涡和上下通道涡的强度和分布。倒角半径较小时,前缘分离加剧,马蹄涡和下通道涡增强,上通道涡减弱,倒角半径较大时前缘分离减弱,马蹄涡和下通道涡减弱,上通道涡增强。

4) 叶根倒角导致近轮毂处尾迹分离区域扩大,并导致尾迹涡的强度减小,抽吸低能流体的能力减弱,使轮毂附近尾迹的强度和范围都增加,增加尾迹损失。

参考文献:

- [1] 刘宝杰,邹正平,严明,等.叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势[J].航空学报,2002,23(5):394-404.
LIU Baojie, ZOU Zhengping, YAN Ming, et al. Present status and future development of CFD in turbomachinery[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404. (in Chinese)
- [2] 李伟,乔渭阳,许开富,等.涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J].航空动力学报,2008,23(7):1260-1265.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation flow of inactive control on tip leakage axial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1260-1265. (in Chinese)
- [3] Gümmer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows[R]. ASME Paper GT-2005-68699, 2005.
- [4] 康顺,孙丽萍.叶根倒角对离心涡轮气动性能的影响[J].工程热物理学报,2009,30(1):41-43.
KANG Shun, SUN Liping. Influence of root fillet on the aerodynamic performance of centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(1): 41-43. (in Chinese)
- [5] Pieringer P, Sanz W. Influence of the fillet between blade and casing on the aerodynamic performance of a transonic turbine vane[R]. ASME Paper GT-2004-53119, 2004.
- [6] Sauer H, Wolf H. Influencing the secondary flow in turbine cascades by the modification of the blade leading edge[R]. Antwerpen: 2nd European Conference on Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics, 1997.
- [7] Sauer H, Müller R, Vogeler K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 207-213.
- [8] Sauer H, Wolf H. The influence of the inlet boundary layers on the secondary losses of turbine stages[C]// AGARD Conference Proceedings. Montreal, Canada; AGARD, 1993: 537-543.
- [9] Zess G A. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[R]. ASME Paper GT-2001-0404, 2001.
- [10] Zess G A, Thole K A. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 167-175.
- [11] Becz S, Majewski M S, Langston L S. Leading edge modification effects on turbine cascade endwall loss[R]. ASME Paper GT-2003-38898, 2003.
- [12] Martin A, Hirsch C. Numerical investigation of a 1-1/2 axial turbine stage at caucasi-steady and fully unsteady conditions[R]. ASME Paper 2001-GT-0309, 2001.
- [13] 宁方飞,徐力平. Spalart-Allmaras 湍流模型在内流场数值模拟中的应用[J].工程热物理学报,2001,22(3):304-306.
NING Fangfei, XU Liping. Application of one equation Spalart-Allmaras turbulence model in the numerical simulation of internal flows[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(3): 304-306. (in Chinese)
- [14] 黄玉娟,李晓东.湍流模型对涡轮数值模拟结果的影响[J].工程热物理学报,2007,8(1):97-100.
HUANG Yujuan, LI Xiaodong. The effects of turbulence models to the numerical simulation results of turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 8(1): 97-100. (in Chinese)
- [15] 陈钱.叶轮机械相关流动中几种湍流模型的预测性能[D].北京:清华大学,2007.
CHEN Qian. Prediction performance of several turbulence models in flows pertinent to turbomachinery[D]. Beijing: Tsinghua University, 2007. (in Chinese)
- [16] 林奇燕.透平级叶栅流动性分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
LIN Qiyen. Flow performance analysis of turbine stage cascades[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2007. (in Chinese)