

叶尖单侧倒圆对扩压叶栅叶顶间隙流动的影响

高丽敏, 王浩浩, 赵磊, 李永增
(西北工业大学 动力与能源学院
翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 提出了一种控制扩压叶栅叶顶间隙流动的方法,通过对叶尖压力面小尺度的倒圆修型,改善了扩压叶栅叶顶间隙流动状况。通过数值模拟方法研究叶尖倒圆结构对扩压叶栅性能的影响及作用机理,并探究 3 种不同倒圆半径(约为 3%、4%、6%的叶片最大厚度)叶尖倒圆结构的流动控制效果。结果表明:叶尖倒圆能够削弱叶尖分离涡,进而影响叶尖流场不同涡系之间的相互作用,使得叶顶间隙通道附近的总压损失减少;但是叶尖倒圆半径越大,泄漏流流量越大,会加剧泄漏流与主流的掺混,使总压损失增加。因此合适的叶尖倒圆半径能够使叶栅性能得到最大程度的改善。此外,在倒圆半径为 3%叶片最大厚度时,叶栅在较大的攻角范围内均获得了良好的改善损失的效果。

关 键 词: 叶尖单侧倒圆结构; 扩压叶栅; 泄漏流; 叶尖分离涡; 被动控制方法

中图分类号: V211.6 **文献标志码:** A

Effect of unilateral blade tip fillet structure on blade tip clearance flow of compressor cascade

GAO Limin, WANG Haohao, ZHAO Lei, LI Yongzeng
(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and
Research, School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A method of compressor cascade blade tip leakage flow control was presented. By using a small-scale fillet structure in the pressure side of the blade tip region, the flow condition in the tip clearance of the diffuser cascade was improved. The effects of blade tip fillet on the aerodynamic performance of compressor cascade were investigated by numerical method. Through analysis of the control effects of three different tip fillet structures (3%, 4%, 6% of the maximum blade thickness), the simulation showed that the blade tip fillet structure can weaken the tip separation vortex with the decrease of total pressure loss coefficient of tip clearance passage and affect the vortex system structure in the region of tip clearance. The method showed a good ability to improve the flow conditions in the blade tip region and undermined the effect of blockage in blade tip passage. However, an increase in the leakage mass flow rate with a loss for the efficiency was observed because of the mixing of leakage flow and main flow. The conclusion shows that the appropriate blade tip fillet

收稿日期:2020-02-20

基金项目:国家自然科学基金(51790512); 中国航空发动机集团产学研基金(HFZL2018CXY011-1)

作者简介:高丽敏(1973—),女,教授,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式:高丽敏,王浩浩,赵磊,等. 叶尖单侧倒圆对扩压叶栅叶顶间隙流动的影响[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1927-1935.
GAO Limin,WANG Haohao,ZHAO Lei,et al. Effect of unilateral blade tip fillet structure on blade tip clearance flow of compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(9):1927-1935.

structure could improve the aerodynamic performance and the fillet radius of 3% of the maximum blade thickness has a good effect compared with other radiuses.

Key words: unilateral blade tip fillet structure; compressor cascade; leakage flow; tip separation vortex; passive control method

压气机作为航空发动机的核心部件,对航空发动机的性能有着决定性的影响。如何设计出具有高效率、高负荷的压气机始终是先进发动机研制的瓶颈之一^[1]。为了满足先进发动机对压气机的设计需要,对叶顶间隙流动的研究一直是叶轮机械领域研究的热点。大量研究表明叶顶泄漏流动对流动的影响主要体现在流动损失和堵塞方面,前者主要造成压气机效率的下降,后者导致压气机做功能力下降和稳定裕度的减少^[2-4]。由此可见,叶顶间隙流动对叶轮机械的性能有着重要的影响。

基于叶顶间隙流动对压气机性能的显著影响,如何有效控制叶顶间隙流动成为各国学者的研究热点。文献[5-9]表明通过合理地采用一些特殊的叶尖几何结构,可以有效地控制叶顶间隙区域的流动状况。Gourdain 等^[5]利用数值模拟开展了叶顶凹槽结构对转子叶顶间隙流动的影响,结果表明凹槽结构能够削弱叶尖泄漏涡;同时在凹槽结构内部出现强旋涡,该旋涡能够通过增加叶顶区域的轴向切应力平衡轴向压力梯度,使得机匣附近的流动稳定性增加。Wang 等^[6]通过数值模拟方法开展了沿弦长方向不同间隙形态对叶栅间隙流动的影响,结果表明渐扩型叶尖结构可以通过泄漏流来遏制通道二次涡对主流的影响,进而获得更高的气动效率。Zhong 等^[7]开展叶尖小翼对叶顶间隙流动的影响研究,结果表明吸力面的叶尖小翼能够削弱叶尖泄漏涡,从而改善局部流动状况。文献[8]对非均匀叶顶间隙的跨声速压气机转子进行数值研究,发现采用轴向线性变化的叶顶间隙可以提高压气机后半轴向弦长叶尖区的气流通流能力,减少泄漏流对叶片通道的堵塞,压气机效率提高。文献[9]对周向非均匀间隙叶栅的出口流场进行了实验测量,发现周向非均匀间隙可以削弱叶尖泄漏流及吹除吸力面端壁的低能流体,从而提高叶栅的通流能力。

上述针对控制叶顶间隙流动的措施,大部分结构较为复杂,主要是通过影响泄漏涡来改善流动状况,而缺少了对叶尖分离涡控制的研究。文献[10]对某扩压叶栅叶顶间隙区域的涡系结构形

成的机理进行分析,发现位于叶片顶部压力面边缘的叶尖分离涡对应叶顶间隙流场损失较高的区域;同时叶尖分离涡还会造成叶顶间隙流场的堵塞,导致损失增加。基于叶尖分离涡对叶顶间隙流场的重要影响,本文以削弱叶尖分离涡为目的,结合叶尖分离涡的形成机理,提出叶尖压力面倒圆结构,该结构形式简单,能够通过减少叶顶通道入口附近的逆压梯度来削弱叶尖分离涡,进而改善叶顶间隙区域的流动情况。为了探究不同半径的倒圆结构对叶顶间隙流动状况的控制效果,本文一共设计 3 种半径的倒圆结构。

1 叶顶间隙的“三涡结构”及叶尖倒圆结构控制原理

西北工业大学翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室前期开展了对扩压叶栅叶顶间隙流动机理的研究^[10],发现在叶顶间隙中存在着如图 1 所示的“三涡结构”,即位于叶顶压力面边缘的叶尖分离涡、叶顶吸力面一侧的叶尖二次涡以及泄漏涡,这与文献[11-12]的研究结论相一致。在图 1 中,蓝色箭头代表叶顶间隙区域气流的运动方向,黑色箭头代表旋涡结构与速度分布,红色箭头代表切应力(τ)。位于端壁附近的气流在叶片两侧横向压差的驱动下,通过叶顶间隙从叶片压力面向吸力面泄漏。根据 Rains^[13]提出的叶顶间隙射流模型可知,在叶顶间隙入口附近存在自由流,该自由流线具有沿叶高方向的分速度,即图 1 中

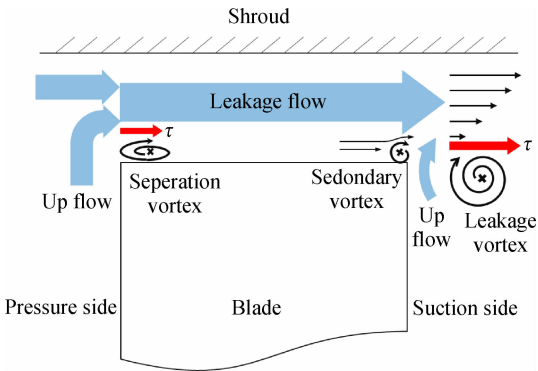


图 1 叶顶间隙区“三涡结构”^[10]
Fig. 1 Vortex topology of blade tip clearance region^[10]

提到的压力面“上升气流”。Moore 等^[14] 基于 Rains^[13] 所提出的势流理论通过实验研究证实 在叶尖压力面边缘存在分离泡。Kang 等^[11] 对 Moore 等^[14] 的结论进行了补充,通过对端壁极限流线的分析发现叶顶间隙流动具有三维性,因此在叶顶靠近压力面的是叶尖分离涡。文献[10]在此基础上提出叶顶间隙入口附近的自由流与叶尖分离涡的成因以及叶尖压力面区域的损失密切相关。由图 2 可知,叶片压力面一侧的自由流与叶顶间隙通道泄漏流的方向不同,因此会造成气流的掺混而产生流动损失。

定义叶片压力面的“自由流”与叶顶通道内泄漏流之间的夹角为图 2(a)的 θ ,显然 θ 越小,该“自由流”与叶顶通道内泄漏流的掺混越剧烈,产生的流动损失也就越大。因此,本文为了减缓叶尖压力面的“自由流”与泄漏流的掺混程度,提出如图 2(b)所示的叶尖压力面的倒圆结构,即在叶片压力面的叶尖与叶片顶面交角为倒圆结构,从而增大叶尖压力面“自由流”与泄漏流夹角 θ ,以实现减少压力面的“自由流”与泄漏流的掺混损失。

2 几何模型及数值方法

2.1 几何模型

本文所采用的研究对象为翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室自行设计的扩压叶栅 NPU-A1(扩压叶栅几何示意图如图 3 所示),主要几何参数如表 1 所示。本文在文献[10]对该扩压叶栅叶顶间隙区域流场的涡系结构研究的基础上,以削弱叶尖分离涡为目的,提出叶尖压力面倒圆结构。叶尖压力面倒圆的几何结构如图 4 所示,在原型叶栅的叶片顶面及叶片压力面相交位置

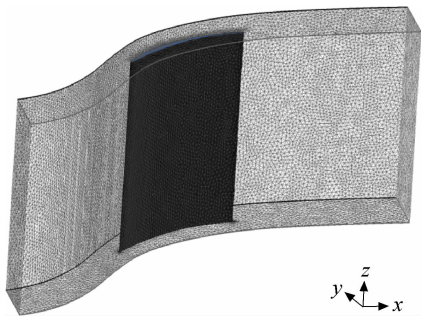


图 3 扩压叶栅几何示意图
Fig. 3 Geometric sketch of compressor cascade

表 1 扩压叶栅的主要参数	
Table 1 Main parameters of compressor cascade	
参数	数值
栅距/mm	30.43
弦长/mm	69.94
叶型最大厚度 /mm	3.51
进气角度/(°)	45.8
叶高/mm	100
叶顶间隙高度/mm	1
倒圆半径/mm	0.1,0.15,2

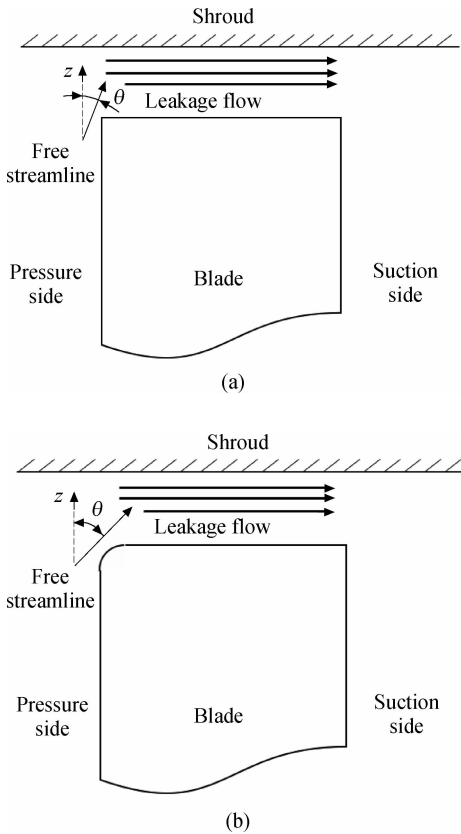


图 2 原型叶栅与叶尖倒圆叶栅
Fig. 2 Origin cascade and blade tip fillet cascade

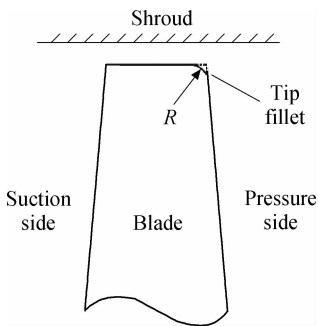


图 4 叶尖倒圆结构
Fig. 4 Sketch of blade tip fillet structure

创建倒圆结构,倒圆结构从叶片前缘点延伸至尾缘点,并与前缘、尾缘光滑过渡连接。为了探究不同半径的倒圆结构对叶顶间隙流动的控制效果,本文一共对 3 种半径(倒圆半径 $R=3\%C_{\max}$, $4\%C_{\max}$, $6\%C_{\max}$, 其中 $C_{\max}$ 为叶型最大厚度)的叶尖压力面倒圆结构的扩压叶栅模型进行了数值计算。

2.2 数值方法

扩压叶栅的数值计算采用 CFX 作为求解器,对扩压叶栅通道采用单通道数值模拟,壁面为绝热无滑移边界,周向边界设置为周期性边界条件,进口条件给定总温、总压,出口条件给定平均静压。叶尖倒圆叶栅的叶顶区域网格如图 5 所示,采用四面体非结构化网格,对叶顶间隙区域网格进行加密,保证周向和叶顶间隙高度方向网格数均大于 15,为了保证计算效率以及网格的无关性,最终确定扩压叶栅计算域网格单元数约为 200 万。

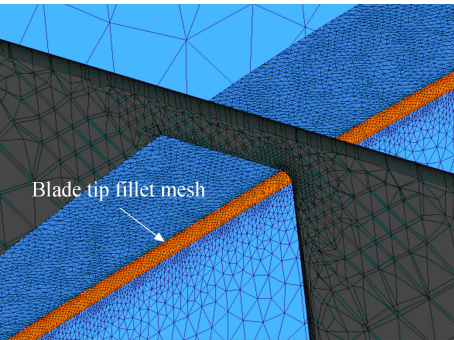


图 5 叶尖倒圆叶栅叶顶间隙计算域网格
Fig. 5 Calculation mesh in blade tip clearance region of blade tip fillet cascade

文献[10]利用 SST(shear stress transport)湍流模型对原型叶栅叶顶间隙流动开展研究,结果表明由于 SST 湍流模型保留了 $k-\omega$ 模型对近壁面流动模拟的优势,同时在逆压梯度下对分离流捕捉的准确性较好,能够满足对叶顶间隙流动模拟的需求。因此本文选择 SST 湍流模型,其中近壁面 $Y^+ < 20$,满足 SST 湍流模型对壁面网格的要求。

为了验证数值方法的可靠性,将无间隙扩压叶栅的数值计算结果与文献[15-16]的实验数据进行对比。图 6 和图 7 分别为叶片表面等熵马赫数与扩压叶栅出口损失损失系数的数值计算结果(SST)与实验结果的对比。由于实验条件的限制,叶栅吹风实验是在无间隙条件下进行的,在该条件下,采用本文的数值方法得到的计算结果与

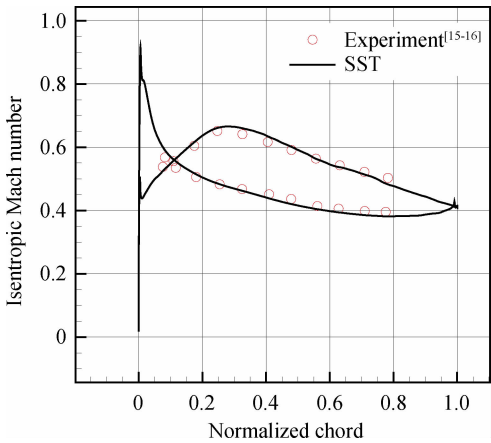


图 6 叶中截面表面等熵马赫数
Fig. 6 Isentropic Mach number at midspan of the blade

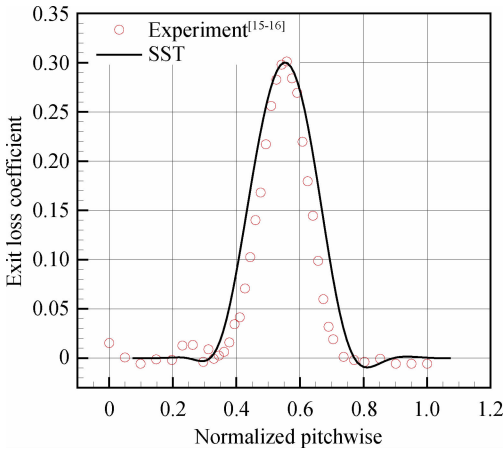


图 7 扩压叶栅出口损失系数分布
Fig. 7 Distribution of exit loss coefficient of compressor cascade

实验结果吻合较好,能够证明数值方法的可靠性。

3 结果分析

3.1 叶尖倒圆对扩压叶栅损失的影响

由于叶顶间隙区域流动结构复杂,流场中复杂的涡系结构会引起气流掺混造成明显的流动损失^[17-20]。对于扩压叶栅而言,总压损失系数 C_p 代表了损失的总体水平, C_p 定义如下式所示:

$$C_p = (p_{in}^* - p_{out}^*) / (p_{in}^* - p_{in})$$

式中 p_{in}^* 为进口总压, p_{out}^* 为出口截面当地总压, p_{in} 为进口静压。

图 8 在倒圆半径 $R=3\%C_{\max}$ 时,分别给出来流马赫数 $Ma=0.3, 0.5, 0.7$,攻角 $i=0^\circ \sim 8^\circ$ 的来流条件下,原始叶栅与叶尖倒圆叶栅的总压损失系数对比。从原始叶栅总压损失系数曲线的总体趋势来看,叶栅总压损失系数随着来流马赫数的

增加而增大。在来流马赫数相同时,总压损失系数在攻角 $i=2^\circ$ 时最小。在大攻角时原始叶栅的总压损失系数明显增大,说明该叶栅在高来流马赫数、大攻角工况下的流场环境较为恶劣,叶栅的损失较大。与原始叶栅相比,叶尖倒圆叶栅的总压损失曲线位于原始叶栅曲线下方,总压损失系数整体水平较低,总压损失系数曲线的变化也相对平缓。但是在高来流马赫数、大攻角(图 8(c))的极限工况下,总压损失系数出现了明显的增加,并且总压损失系数超过了原始叶栅。由此可见,叶尖倒圆在一定工况范围内能够改善扩压叶栅的流动,减少扩压叶栅的总压损失。

进一步分析叶尖倒圆结构对叶尖流场涡系的影响,图 9 显示了在来流马赫数 $Ma=0.3$ 以及攻角 $i=0^\circ$ (工况 1) 下,端壁静压分布云图和泄漏涡轨迹,其中泄漏涡轨迹用红色虚线表示。从图 9 中可以看出泄漏涡轨迹对应着端壁的静压斜槽。这符合对叶顶间隙流动研究的基本结论,也能够体现数值模拟方法的可靠性。图 10 在工况 1 下,利用 Q 判据^[17] 显示出叶尖倒圆结构($R=3\%C_{\max}$)

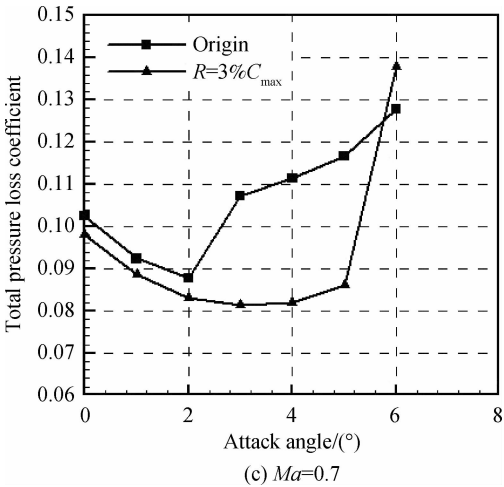


图 8 原始叶栅和叶尖倒圆叶栅在不同来流马赫数下总压损失系数

Fig. 8 Total pressure loss coefficient of original cascade and blade tip fillet cascade at different inlet Mach numbers

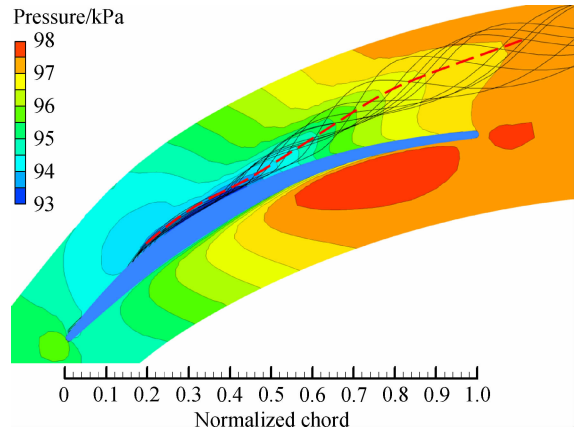
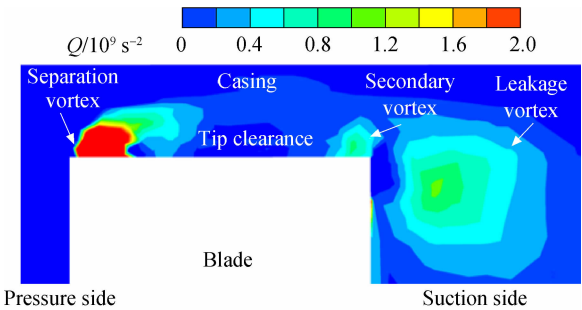


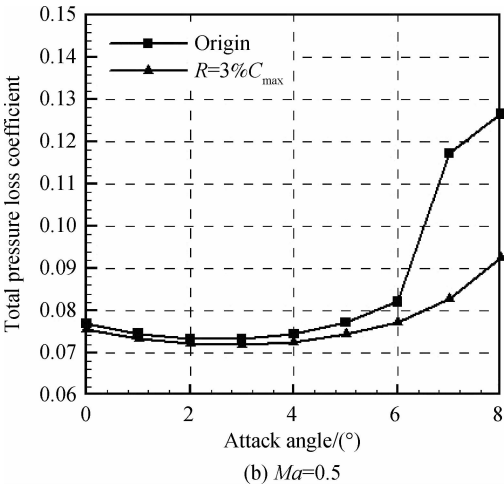
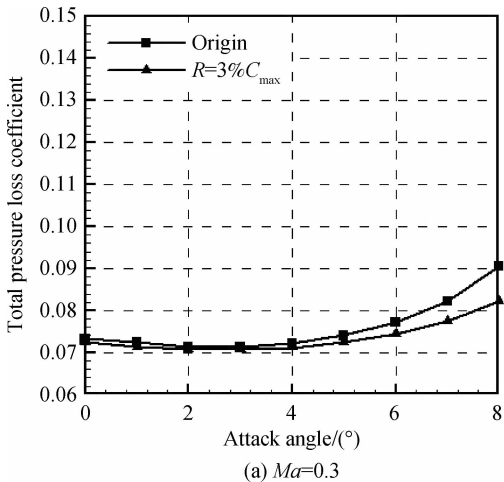
图 9 端壁静压分布与泄漏涡轨迹(工况 1)

Fig. 9 Distribution of static pressure of endwall and leakage vortex track (case 1)

对叶顶间隙区域涡结构的影响,可以看出叶尖分离涡明显减弱,其空间尺度在叶片周向及间隙高度方向均有所减少,并且整体向压力面边缘移动;同时,叶尖倒圆叶栅的泄漏涡强度略有增大,且与



(a) 原始叶栅45%弦长截面叶顶间隙Q值图



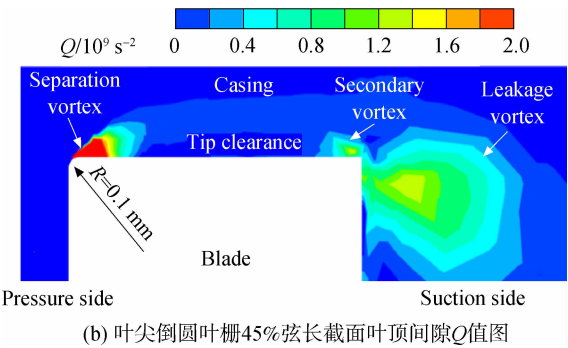


图 10 两种叶型的 45% 弦长截面 Q 判据(工况 1)
Fig. 10 Q criterion of two cascades on 45% chord section (case 1)

叶片吸力面的距离更近。在图 11 中,由于倒圆面曲率连续变化,在倒圆面上形成连续的压力梯度,与原型叶栅压力面“自由流”流道突然扩张相比,流入叶顶间隙通道的气流所承受的逆压梯度较有所减少,因此叶尖分离涡的强度减弱。

在工况 1 下,图 12 显示了 45% 弦长截面的总压损失系数 C_p 。可以明显看到叶尖倒圆结构显著改善了叶顶间隙区域的流动,主要体现在 3

个方面:① I 区域内叶尖分离涡造成的流动损失明显减弱,集中在压力面边缘的较小区域内;② II 区域内叶片通道中靠近叶片顶面的区域流动损失有所减少,高损失区基本消失;③ III 区域内,叶片吸力面一侧的流动损失有所减少。I 区域叶尖分离涡附近流动损失的主要原因是压力面流入叶顶间隙通道的气流与泄漏流之间方向存在差异,气流掺混引起损失。叶尖倒圆结构改变了进入叶顶间隙通道的气流方向,如图 2(b)所示,进入叶顶间隙通道的气流方向与泄漏流方向的夹角变大,气流之间的掺混减弱,进而减小了流动损失。原型叶栅由于叶尖分离涡对叶顶间隙通道的堵塞作用造成了 II 区域泄漏流速度减少,与叶顶间隙通道中间高度的泄漏流速度差异较大,存在较强的黏性剪切,由于气流速度大小差异造成的掺混损失较大。叶尖倒圆结构减弱了分离涡的堵塞作用,削弱了泄漏流速度在叶顶间隙高度方向的不均匀分布,使 II 区域的损失有所减小。III 区域的损失来源如图 1 所示,在叶片吸力面一侧由泄漏涡引起的“上升气流”与间隙通道出口的泄漏流相遇,由于速度方向及大小存在差异,气流掺混严重,从而引起损失。由于倒圆结构削弱叶顶间隙的堵塞作用,使得泄漏涡靠近叶片,因而引起的

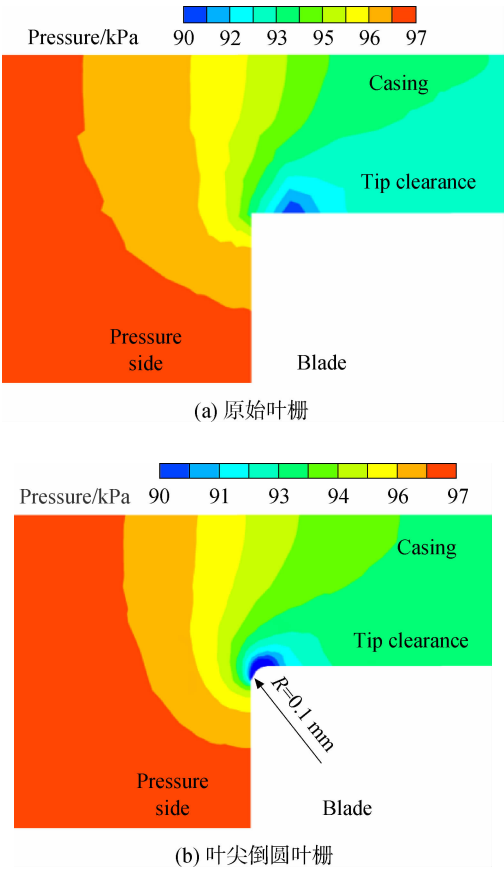


图 11 叶顶间隙入口附近的压力分布(工况 1)
Fig. 11 Pressure distribution near blade tip clearance (case 1)

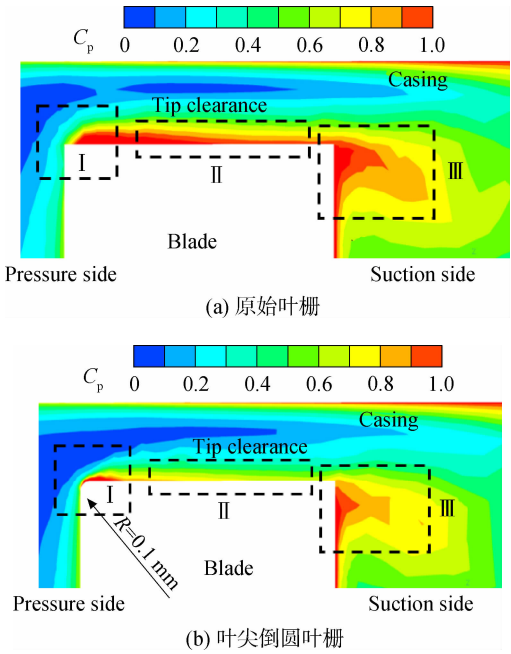


图 12 45% 弦长截面叶顶间隙区域总压损失系数分布(工况 1)
Fig. 12 Total pressure loss coefficient distribution on 45% chord section near blade tip clearance region (case 1)

“上升气流”有所减弱。“上升气流”与间隙通道出口的泄漏流掺混减弱,导致该区域的损失有所减少。

由上述分析可知,叶尖倒圆结构主要通过改变“自由流”的流动方向影响叶顶间隙区域的二次流动。因此,为了探索倒圆结构对流动的作用规律,在有、无倒圆结构两种情况下,图 13 在工况 1 下显示了整个弦长范围内 θ 的变化。结果表明叶尖倒圆结构的 θ 与原型叶栅相比较大,说明能够减缓压力面“自由流”与泄漏流之间的掺混程度。

综上所述可以得到,叶尖倒圆结构明显减少了叶顶间隙区域的总压损失系数,其原因主要是通过削弱叶尖分离涡的影响直接或间接造成的。由此可以得知:合适半径的叶尖倒圆结构能够改善叶顶间隙的流动状况,达到减少损失的目的。

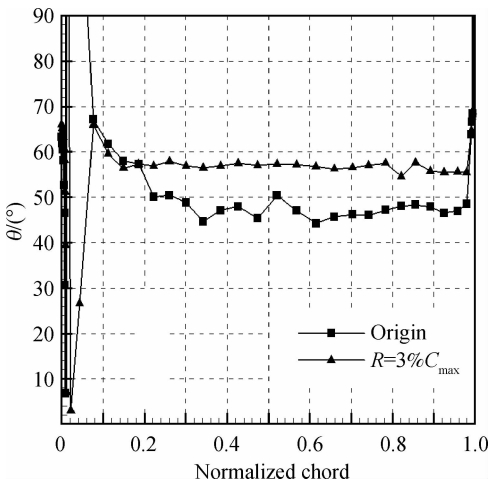


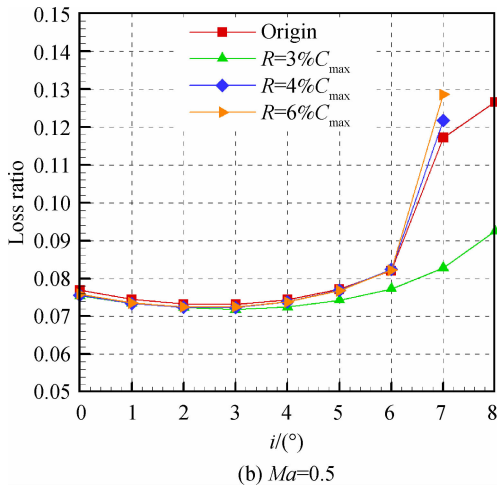
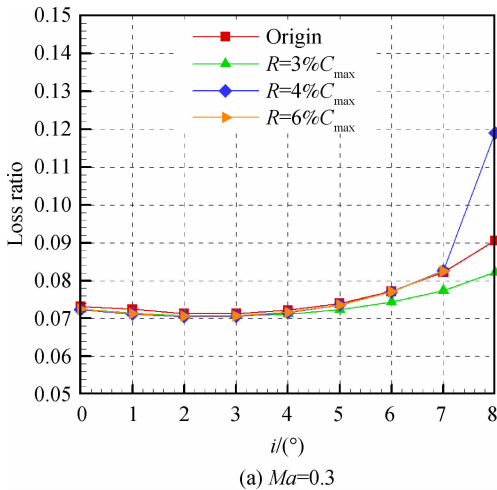
图 13 原型叶栅与叶尖倒圆叶栅的 θ 分布
Fig. 13 Distribution of θ of original cascade and blade tip fillet cascade

3.2 不同倒圆半径对流动控制效果的影响

为探究叶尖倒圆尺寸对流动控制效果的影响,本文对叶尖倒圆半径 $R = 3\% C_{\max}$ 、 $4\% C_{\max}$ 、 $6\% C_{\max}$ 的扩压叶栅数值模拟结果进行对比分析,如图 14 所示。图 14(a)显示了在攻角 $i = 0^\circ \sim 6^\circ$ 范围内,叶尖倒圆叶栅的总压损失系数较低,流动损失得到一定程度上的改善。对比不同倒圆半径下的总压损失系数曲线,可以看出在 $R = 3\% C_{\max}$ 时总压损失系数的整体水平最低。随着倒圆半径的增大,叶尖倒圆叶栅总压损失系数曲线逐渐向原始叶栅总压损失系数曲线靠近,即对总压损失的改善效果变弱。在攻角 $i = 6^\circ \sim 8^\circ$ 的范围,不同

叶尖倒圆半径的叶栅的总压损失系数曲线表现出较大的差别,随着攻角增大,叶尖倒圆半径 $R = 3\% C_{\max}$ 的叶栅对流动损失的改善效果更加显著。与之形成鲜明对比的是叶尖倒圆半径 $R = 4\% C_{\max}$ 、 $6\% C_{\max}$ 叶栅的总压损失系数急剧增大,且随着攻角增大,损失恶化趋势更加明显。如图 14(b)所示,叶尖倒圆半径 $R = 4\% C_{\max}$ 的叶栅在攻角 $i = 8^\circ$ 工况下叶栅总压损失系数比原始叶栅增加 30% 以上。但是在倒圆半径 $R = 3\% C_{\max}$ 并不总能改善叶栅的总压损失,如图 14(c)所示,在攻角 $i > 6^\circ$ 时,总压损失系数明显增大且超过原始叶栅。

由第 1 节的分析可知,叶尖倒圆对叶栅损失的改善主要原因是减弱了叶尖分离涡对近叶片顶面泄漏流动的堵塞作用,但是与原始叶栅相比,叶尖倒圆叶栅的叶顶间隙泄漏流量增大。图 15 给出了在来流马赫数为 0.5 工况下,不同叶尖倒圆半径叶栅叶顶间隙泄漏流流量的变化。由图 15 可以明显地看出叶尖倒圆叶栅的泄漏流量明显高于原始叶栅,且随着叶尖倒圆半径的增加,泄漏流



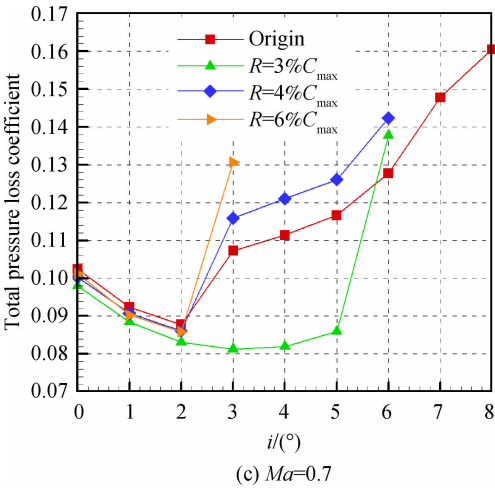


图 14 不同叶尖倒圆半径总压损失系数对比
Fig. 14 Comparison of total pressure loss coefficient with different blade tip fillet radii

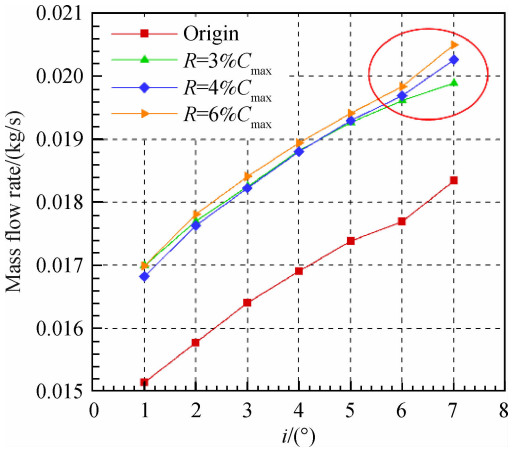


图 15 不同叶栅叶顶间隙泄漏流流量变化
($Ma=0.5$)
Fig. 15 Comparison of leakage mass flow rate of blade tip clearance region with different cascades ($Ma=0.5$)

流量也在增加,特别是在大攻角工况下(图中圈内)。当攻角较大时损失的增加超过了叶尖倒圆结构削弱叶尖分离涡带来的收益,叶栅损失总体呈增大趋势。由此可见,叶尖倒圆结构对叶栅流动损失的改善局限在“有效攻角范围”内。结合图 14 分析,可得到较大半径的叶尖倒圆叶栅在“有效攻角范围”内能获得较大的减少损失的收益,但在大攻角时,对叶栅造成的损失也更大。因此选择合适的叶尖倒圆半径能够平衡这一矛盾,使叶栅性能能够得到最大程度的改善,如 $R=3\%C_{\max}$ 时,叶栅在较大的攻角范围内均获得了良好的改善损失的效果。

4 结 论

本文以叶顶间隙区域叶尖分离涡形成机理为基础,提出一种叶尖倒圆结构来削弱叶尖分离涡以及其对叶顶间隙流场的堵塞效应,改善叶顶间隙区域的流动状况,并探究了 3 种不同尺寸的倒圆结构的控制效果,主要得出以下结论:

1) 相对于原型叶栅,叶尖倒圆结构在一定的来流条件下能够改善扩压叶栅的性能,降低总压损失系数。主要原因是叶尖倒圆结构削弱了叶尖分离涡的影响,使叶顶间隙通道进口、叶片顶面附近,以及叶顶间隙通道出口区域的总压损失减少。

2) 随着叶尖倒圆半径的增加,叶顶泄漏流流量增加,加剧了泄漏流与主流的掺混,使损失增加。当泄漏流流量的增大造成的损失超过叶尖倒圆结构削弱叶尖分离涡带来的收益,叶栅损失总体呈现增大趋势,故存在最佳倒圆半径能够有效减少损失。

3) 叶尖倒圆对叶栅性能的改善存在“有效攻角范围”,在该范围之内,对叶栅流动损失及扩压能力有较好的改善效果;倒圆半径越小,“有效攻角范围”越宽。当倒圆半径 $R=3\%C_{\max}$ 时,叶栅在较大的攻角范围内均获得了良好的改善损失的效果。

参考文献:

[1] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势:用于大型客机的涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008,23(6):961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):961-975. (in Chinese)
[2] WISLER D C. Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2):354-363.
[3] SUDER K L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3):465-476.
[4] WILLIAMS R, DAVID G S, HE Li, et al. Experiments and computations on large tip clearance effects in a linear cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2): 021018. 1-021018. 10.
[5] GOURDAIN N, FRANCIS L. Unsteady simulation of an axial compressor stage with casing and blade passive treatments[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021013. 1-021013. 12.

[6] WANG Z,JIA X,CAI R. Influence of blade tip clearance shapes on aerodynamic performance of an axial flow compressor stator[J]. Journal of Power and Energy,2002,216(5):395-401.

[7] ZHONG Jingjun,HAN Shaobing,LU Huawei,et al. Effect of tip geometry and tip clearance on aerodynamic performance of a linear compressor cascade[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(3):583-593.

[8] MA Hongwei,LI Baihe. Effects of axial non-uniform tip clearances on aerodynamic performance of a transonic axial compressor[J]. Journal of Thermal Science,2008,17(4):331-336.

[9] MA Hongwei,ZHANG Jinghui,ZHANG Jun. Experimental study of effects of one kind of tangentially non-uniform tip clearance on the flow field at an exit of a compressor cascade passage[J]. Journal of Thermal Science,2010,19(1):7-13.

[10] 高丽敏,刘思余,李永增,等. 扩压叶栅叶顶间隙流动结构研究[J]. 工程热物理学报,2020,41(2):329-334.
GAO Limin,LIU Siyu,LI Yongzeng,et al. Investigation of the structure of cascade tip clearance flow field[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2020,41(2):329-334. (in Chinese)

[11] KANG S,HIRSCH C. Experimental study on the three-dimensional flow within a compressor cascade with tip clearance:Part I velocity and pressure fields[R]. ASME Paper 92-GT-215,1992.

[12] KANG S,HIRSCH C. Experimental study on the three-dimensional flow within a compressor cascade with tip clearance:Part II the tip leakage vortex[R]. ASME Paper 92-GT-432,1992.

[13] RAINS D A. Tip clearance flows in axial flow compressors and pumps[D]. Pasadena,US:California Institute of Technology,1954.

[14] MOORE J,TILTON J S. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery,1988,110(1):18-26.

[15] 李萍. 叶片加工误差及数据传递对压气机气动性能的影响[D]. 西安:西北工业大学,2015.
LI Ping. Effect of blade machining error and data transfer on compressor aerodynamic performance [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2015. (in Chinese)

[16] 高丽敏,蔡宇桐,徐浩亮,等. 压气机叶片加工误差影响不确定分析[J]. 航空动力学报,2017,32(9):2253-2259.
GAO Limin,CAI Yutong,XU Haoliang,et al. Uncertainty quantification of airfoil considering manufacturing error [J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(9):2253-2259. (in Chinese)

[17] HUNT J C R. Eddies stream, and convergence zones in turbulent flows[R]. Center for Turbulence Research N89-24555,1988.

[18] XIAO X,MCCARTER A A,LAKSHMINARAYANA B, et al. Tip clearance effects in a turbine rotor:Part I pressure field and loss[J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(2):296-304.

[19] XIAO X,MCCARTER A A,LAKSHMINARAYANA B, et al. Tip clearance effects in a turbine rotor:Part II velocity field and flow physics[J]. Journal of Turbomachinery,2001,123(2):305-313.

[20] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. Journal of Turbomachinery,1989,111(3):257-263.

(编辑:陈 越)