

机匣造型设计对涡轮叶尖泄漏流损失的影响

魏佐君, 乔渭阳, 时培杰, 赵磊

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对带叶尖间隙的 T106 高负荷低压涡轮叶栅, 基于耦合了 Langtry-Menter 转捩模型的 Menter's SST (shear stress transport) 两方程模型, 数值研究了涡轮叶片全机匣造型和部分机匣造型对叶尖泄漏流损失的影响。计算结果表明: 机匣造型设计的引入重新组织了叶尖区域内的涡系结构及损失成分, 且这一改变明显受到机匣造型圆弧高度的影响; 叶尖间隙内靠近压力面分离泡的展向尺度增大, 分离泡形成的堵塞效应降低了叶尖泄漏流动能; 而部分机匣造型处理可以缓解叶片通道内因局部扩张而引起的横向流动, 使得出口展向损失减小区域进一步扩大, 从而造成叶栅出口损失的明显下降; 相对原始机匣, 最大降幅可达 6.1%。间隙敏感性分析表明, 两种机匣造型在一定的间隙范围内能够有效降低叶尖泄漏流损失, 而且部分机匣造型具有更宽的有效间隙范围和更大损失减小量。

关键词: 涡轮; 机匣造型; 轴对称机匣处理; 叶尖泄漏流; 叶尖泄漏流损失控制

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of contoured casing design on tip-leakage loss in a turbine

WEI Zuo-jun, QIAO Wei-yang, SHI Pei-jie, ZHAO Lei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on Menter's SST (shear stress transport) turbulence model coupled with Langtry-Menter transition model, the effects of fully contoured casing and partial contoured casing on the tip-leakage loss was numerically investigated in the highly-loaded low-pressure turbine cascade T106 with tip clearance. The results show that: the contoured casing design changes the vortex structures and loss components in tip region, and such effect is obviously impacted by the height of contoured casing arc. The increase of the spanwise size of the pressure side/tip junction separation bubble leads to stronger blocking effect, thus reducing the kinetic energy of the tip-leakage flow. Partial contoured casing could reduce the additional cross flow near the endwall caused by the local divergence of blade passage, and lead to larger spanwise loss reduction area at outlet. Therefore the cascade outlet loss is reduced essentially, and the maximum is up to 6.1% compared with original casing. The tip-gap size sensitivity analysis shows that both kinds of contoured casings can effectively reduce the tip-leakage loss in a certain. Moreover, the partial contoured casing achieves broader effective tip-gap size and lower loss.

Key words: turbine; contoured casing; axisymmetric-casing treatment; tip-leakage flow; tip-leakage loss control

收稿日期: 2013-10-24

作者简介: 魏佐君(1986-), 男, 江西赣州人, 博士生, 研究领域为高负荷涡轮端区流动机理及损失控制。

E-mail: stiven_wei@yahoo.com

自燃气涡轮发动机诞生起,叶尖泄漏流及其相关损失一直都是设计中所关注的问题. Denton^[1]估计涡轮通道内气动总损失的1/3左右是叶尖泄漏流损失,Booth^[2]在其给出的涡轮级各种损失分析中叶尖泄漏流损失约占30%.而且,在新一代航空发动机的涡轮设计中,为达到减少航空发动机质量、提高推质比、降低生产和维护成本等目的,广泛地采用高负荷涡轮叶型以提高涡轮叶片载荷、减少涡轮叶片数目,同时采用更高的循环参数.但是这些新设计理念的应用使得涡轮叶尖泄漏流损失进一步加强.为保证涡轮内气动效率,叶尖端区损失的控制给涡轮设计者们提出了更高的挑战.

数十年来,研究者们对涡轮叶尖泄漏流及其损失机理进行了数值和实验的研究^[3-7]. Denton^[1]对前人在叶尖泄漏流方面的研究进行了归纳和总结.这些让人们对于叶尖泄漏流及其与端区二次流的相互作用形成了进一步深入的理解.在探索叶尖泄漏流机理的同时,人们也在积极尝试通过各种方法对叶尖泄漏流及相关损失进行控制,以尽可能降低其在工程中的负作用.这些控制措施可归纳为主动控制与被动控制两大类.被动控制研究方面包括 Key, Krishnababu, Nho 等^[8-10]的工作,他们希望通过对不带冠涡轮叶片顶部形状的精设计以达到减小叶尖泄漏流损失目的.被动控制较为简单易行,不需要控制回路和外界的能量消耗,是流动控制技术中一个重要方面.轴对称端壁造型作为一种简单、有效的被动控制措施已经在涡轮端壁损失控制中得到应用.既然涡轮通道几何的改变能够重新组织涡轮端区的流动结构,从而改变端壁附近的流动损失,那么类似的涡轮端壁几何设计对于叶尖泄漏流又会产生怎样的影响呢?

1986年, Wisler 和 Beacher^[11]的研究发现,压气机转子机匣斜沟槽式的处理及叶片的展向延伸,将使得压气机气动效率提高1%~2%,但失速裕度有所下降.1987年, Offenburg 等^[12]公布了其在美国空军航空推进实验室(the US Air Force Aero Propulsion Laboratory)支持下的 Garrett 涡轮机匣处理研究项目(Garrett turbine case treatment study program)研究结果.实验在一级轴流式高压涡轮上研究了转子机匣沟槽(shroud trenching)对于涡轮气动性能的影响,研究中包括对不同机匣沟槽形状及叶尖间隙的涡轮级性能分析.他们发现:随着叶尖间隙的增大,沟

槽形状机匣的涡轮级具有更高的效率;并且机匣沟槽对于涡轮性能控制效果与涡轮工作点无关;但是,在机匣上沟槽台阶的存在产生了涡轮内新的损失;他们同时建议将沟槽的后台阶位置延伸至转子叶片尾缘之后.然而,他们的文章中只对该一级高压涡轮的级性能进行了比较分析,并未给出更多相关信息以说明机匣沟槽处理是如何影响涡轮转子内流动从而使得涡轮效率改变,以及该方法在涡轮叶尖泄漏流损失控制的应用前景.那么,这种机匣处理的方法是通过什么样的机理来影响叶尖区域流动损失?其作为一种涡轮叶尖泄漏流损失控制的方法又将会遇到什么样的应用前景?如何才能使其更加有效地降低叶尖泄漏流损失呢?尚待进一步的研究.

因此,本文在典型的高负荷低压涡轮叶型 T106 的带间隙叶栅上,引用类似机匣处理概念,但造型方法与 Offenburg 等的不同,采用的是光滑圆弧曲线对叶尖机匣造型进行设计,并借助于三维黏性流场数值模拟方法,研究了叶尖机匣造型设计前后的叶尖区域涡系结构及损失分布,探索该机匣处理方法对于叶尖泄漏流损失的影响机理,以期开发该方法对于叶尖泄漏流损失的控制潜能.

1 模型及计算方法

1.1 数值模型

本文对于涡轮叶间泄漏流的数值模拟采用了耦合转捩模型的雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方法.采用计算流体力学软件 CFX 求解流动控制方程,该软件采用基于附加修正技术的多重网格代数求解器,对动量方程和连续方程进行同步求解,从而使得求解器具有较强的功能和效率;且该求解器使用一种基于有限元的有限体积法来离散控制方程,使其保持了有限元法的几何剖分的灵活性以及有限体积法的守恒性.本文求解中对于空间离散采用2阶精度格式.

湍流模型选取耦合 Lantry-Menter 转捩模型的 Menter's SST(shear stress transport)两方程湍流模型,近壁面处采用自动壁面函数处理.考虑到本文中所采用的叶栅是高负荷低压涡轮叶型,低雷诺数效应带来的边界层转捩对于该高负荷叶栅的边界层发展有着至关重要的影响^[13],因此转捩模型的引入对于该高负荷低压涡轮真实工作环境中的表面流动及损失特征是非常必要的. Lantry-Menter 转捩模型(也被称为 Gamma-Theta 转

湍模型)是一种严格建立在局部变量基础上的基于实验关联式的转捩模型,将自由来流中湍流强度与转捩起始时的动量厚度雷诺数相关联,采用两输运方程(其一针对脉动运动;另一针对转捩起始标准中的动量厚度雷诺数),对于高负荷低压涡轮叶型表面普遍存在的分离转捩流动有着较好的预测.此外,Krishnababu等^[14]在CFX5.6软件上将多种湍流模型应用于叶尖泄漏流的数值预测,并与实验测量进行对比.结果显示:Menter's SST湍流模型对于叶尖间隙内的传热系数与压力系数的预测均能与实验结果较好地符合.

1.2 研究对象

本研究中选取基于T106高负荷低压涡轮叶型的带叶尖间隙的直叶栅作为研究对象,这是一个典型的无冷却高负荷低压涡轮动叶的叶中叶型,它具有高负荷、后加载(其表面等熵马赫数峰值在63% C_x)的特点,其涡轮叶栅几何示意图和几何设计参数如图1和表1所示.

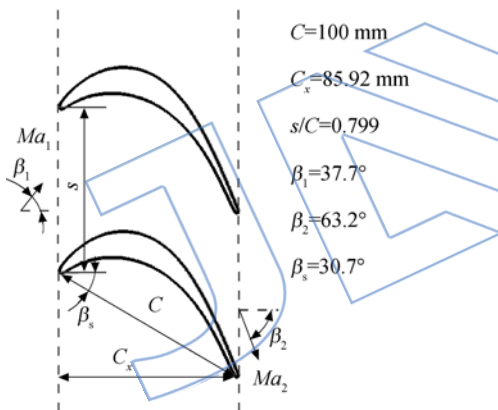


图1 涡轮叶栅几何示意图

Fig. 1 Geometric sketch of turbine cascade

表1 涡轮叶栅几何设计参数

Table 1 Geometric design parameters of turbine cascade

参数	数值
弦长 C/mm	100
轴向弦长 C_x/mm	85.92
栅距 s/mm	79.9
叶高 h/mm	100
间隙高度 δ_i/mm	0.5
栅距弦长比 s/C	0.799
展弦比 h/C	1.0
几何进气角 $\beta_1/(\text{°})$	37.7

续表

参数	数值
几何出气角 $\beta_2/(\text{°})$	63.2
安装角 $\beta_s/(\text{°})$	30.7
Zweifel 载荷系数 Z_w	0.99

1.3 计算网格及边界设置

图2给出了本研究中涡轮叶尖流场计算域及局部网格示意图.图中PS为压力面,SS为吸力面.涡轮叶尖流场计算域为单个栅距直叶片通道,在叶栅周向采用周期性边界作为平移延拓,通道的进口边界距离叶栅前1倍轴向弦长处,出口边界距离叶栅尾缘2倍轴向弦长,如图2(a).根据Greitzer等^[15]的推导,在叶轮机械中叶排上游来流所感受到的叶排势流的周向不均性的特征尺度为叶片的栅距,在上游距离叶片前缘0.5倍栅距处,该周向不均匀扰动强度减弱至前缘附近的4%;而对于本叶栅,栅距 $s=107.5\%C_x$,所以1倍轴向弦长处的流场完全可以认为不受下游叶排势流的干扰.计算域的叶高为100mm,叶尖间隙展向大小根据研究需要给定,这里选为0.5mm(0.5% C),这在涡轮真实工作环境中的叶尖间隙范围内,具有工程参考价值.

计算网格由ICEM CFD软件生成.其中,网格拓扑包括两部分:H网格和O网格.在进口区域、出口区域、叶栅通道内采用H型网格;而在环绕叶片表面,为更好地模拟表面的精细流动结构,采用O型网格.保证近叶片壁面、叶片顶端壁面、机匣壁面上的第1层网格的无量纲高度 $y^+ \leq 1$.图2(c)中给出了沿展向网格的3部分:机匣处叶尖间隙高度内网格、机匣三维流动影响区域(近机匣区域)网格、主流区域网格.前两部分区域是研究中所关注区域.据初步计算估计,本研究中在距离机匣约50%叶高以外的区域为主流流动区域,不受到端壁及叶尖泄漏流的影响.在给定的叶尖间隙高度时,在叶片顶部叶尖间隙内,由于流场局部梯度相当大,因此必须给定足够密的网格才能正确地模拟叶尖泄漏流;而在叶尖泄漏流影响区域内,只有足够的网格层数才能保证对于泄漏流、通道涡等端区流动结构的准确模拟,所以计算域内展向网格分布呈现出图2(c)中布局.

进口给定绝对总温、来流湍流度及湍流耗散长度,出口边界给定平均静压;叶型表面及机匣端壁面采用无滑移、绝热、光滑固壁边界.为减小计

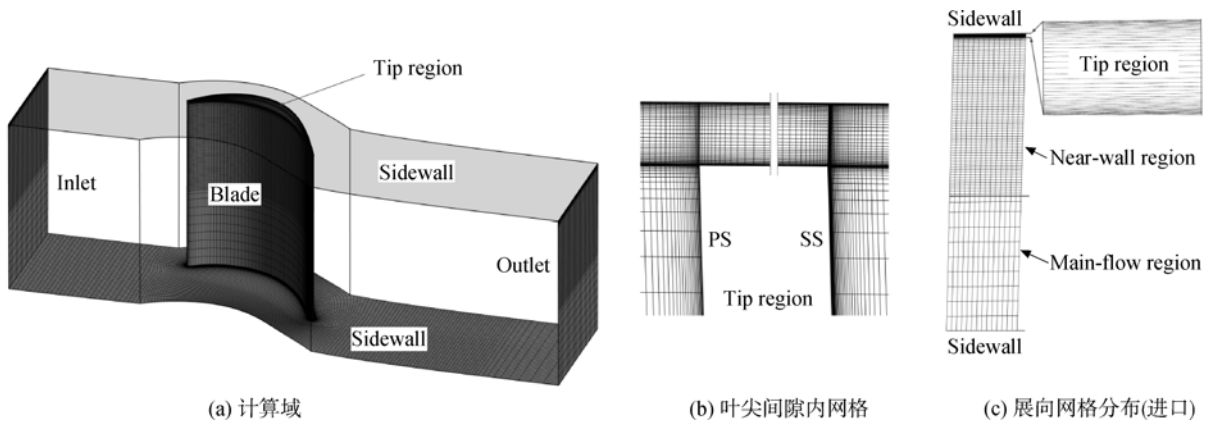


图 2 涡轮叶尖流场计算域及局部网格

Fig. 2 Computational domain and local mesh of turbine tip flow field

算量且避免下端壁二次流对于叶尖区域流场的干扰,除在下端壁区域内采用展向粗网格外,将下边界设定为滑移的绝热固体壁面.后面的网格无关性分析表明这种网格设计是合理、有效的.根据参考文献[16-17],本文计算的出口等熵雷诺数(Re_{2th} ,基于出口等熵速度和叶型弦长)为 5.0×10^5 ,对应的出口等熵马赫数为 0.59,进口来流湍流度为 5.8%,湍流耗散长度为 2 mm,进口总温为 312.9 K,进口气流角为 37.7° ,出口平均静压为 37930 Pa.进口处来流端壁边界层厚度为零,然后沿着计算域端壁自由发展至叶栅区域.

1.4 网格无关性分析及数值方法的实验验证

如前所述,由于涡轮叶尖间隙内的流场梯度很大,且叶尖泄漏流影响区域内涡系结构对于流动损失的计算至关重要,所以必须保证叶尖间隙内和近机匣区域内给定足够的网格数目.为保证数值结果的网格无依赖性,本叶栅的网格无关性分析如图 3(a)~图 3(c)所示.图 3(a)中给出了不同叶尖间隙内展向网格数情况下 75% C_x 处间隙中间位置展向的叶尖泄漏流速度分布.可以看到:对于 0.5 mm 的叶尖间隙大小而言,30 层网格计算所得速度分布与 60 层几乎没有差别,因此叶尖间隙内展向 30 层网格已经能够满足数值计算的网格无关性.另外,对于不同的叶尖间隙大小,研究中其网格层数将作适当的调整.图 3(b)中给出了叶栅展向出口总压损失系数的分布,其中,定义出口截面位置距叶型尾缘 0.5 倍弦长,总压损失系数定义为

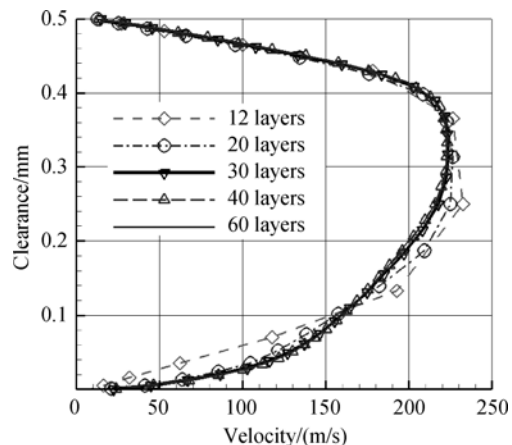
$$\xi = (\overline{p_1} - p_1) / (\overline{p_1} - \overline{p_2})$$

式中 $\overline{p_1}$ 和 $\overline{p_2}$ 为分别为进口总压和出口静压, p_1 为当地总压,此处为同一展向位置处的周向各点流量加权平均总压.可以看到:受展向高度网格层数

影响的区域集中在叶尖附近的高总压损失峰值附近区域,而主流区域并未受影响,且主流区域内总压损失与实验值^[17]相符合,这也说明了本研究中数值方法的可靠性.损失的峰值、谷值受到不同展向网格层数的影响,且对比显示 80 层展向网格的分布已经满足数值计算网格无关性要求.在保证展向网格数目足够的前提下,图 3(c)中给出了不同网格数目所引起出口总压损失系数的变化.可以看到,本研究中所选取的网格总数(约为 2.63×10^6)计算的出口总压损失系数与更密网格相比差异已经很小,因此可以认为达到满足网格无关性.

图 4 中给出了 $Re_{2th} = 5.0 \times 10^5$ 状态下,该数值计算所得到的 T106 涡轮叶栅叶中处(不受叶尖泄漏流影响区域)叶型表面压力系数(C_{p2th})分布与 Duden 和 Fottner^[17]实验结果的对比.可以看到该数值计算得到的叶型表面压力系数分布与实验结果符合得很好.其中,叶型表面压力系数 C_{p2th} 定义为

$$C_{p2th} = (p - \overline{p_2}) / (\overline{p_1} - \overline{p_2})$$



(a) 叶尖间隙中间展向速度分布(75% C_x)

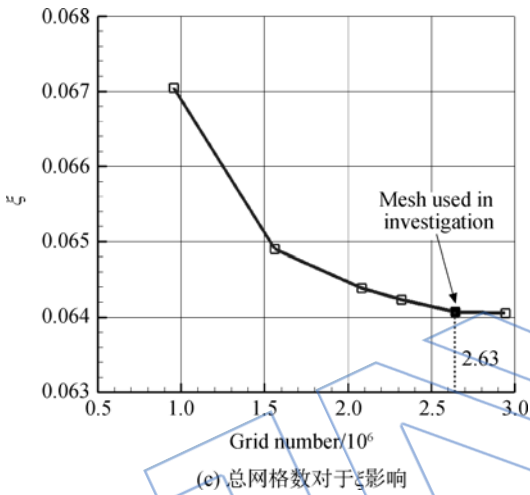
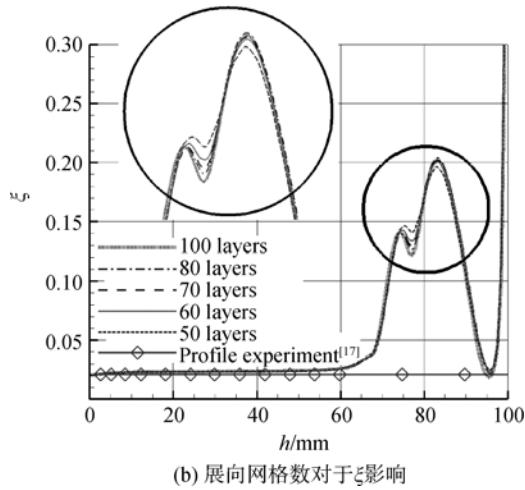


图3 叶栅网格无关性分析

Fig. 3 Mesh independence analysis of cascade

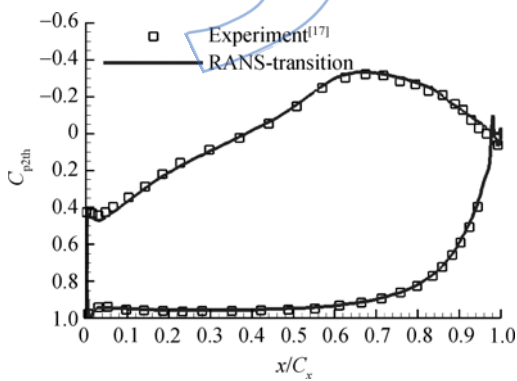


图4 叶型表面压力系数分布(叶中, $Re_{2th} = 5.0 \times 10^5$)
Fig. 4 Surface pressure coefficient distribution of blade (midspan, $Re_{2th} = 5.0 \times 10^5$)

式中 p 为叶片表面当地静压, $\overline{p_1} - \overline{p_2}$ 为出口等熵动压头。

2 轴对称机匣造型设计

在涡轮气动设计中 S_2 通道设计的计算站一

般是设置在叶片进出口位置,而在叶片区域内通道几何则是通过样条曲线或其他曲线进行拟合获得.对于涡轮转子叶片而言,也就是说其机匣造型是一般不作特别处理的.如前所述,Offenburg等^[12]的研究已经暗示轴对称机匣处理技术是提高涡轮性能的一种可能措施.但是,本文也考虑到其带台阶的沟槽机匣在高压涡轮的高温燃气中可能存在热烧蚀等问题,所以本研究中决定采用更为光滑的圆弧形曲线,以使其更加具有工程意义.当然,可能存在其他更加合理的造型曲线,但这并不是本文研究的重点.

图5中给出了本文中使用的轴对称机匣造型处理的叶尖区域示意图.其中LE表示叶片前缘,TE表示叶片尾缘.在原始叶栅的平板机匣上在轴向引入一条圆弧曲线,使得机匣向上拱起,形成轴对称的机匣凹槽;并且同时保证叶片顶部在轴对称平面内的几何型线与机匣保持等间隙大小,这样形成转子叶顶的圆弧形状,叶片叶顶部分伸入机匣凹槽内.对于本文中机匣造型设计中,机匣圆弧曲线的设计参数有起始位置 X_1 、终止位置 X_2 、峰值高度 Δ_p .其中,峰值位置为起始与终止位置中间,并且规定大于叶片前缘轴向位置的 X_1 为正,在叶片前缘位置时 $X_1 = 0$;大于叶片尾缘轴向位置的 X_2 为正,在叶片尾缘位置时 $X_2 = 0$;峰值高度 Δ_p 向通道外侧拱起为正.表2中列出了本文研究中的3类轴对称机匣设计:原始机匣(original casing),全机匣造型(fully contoured casing),部分机匣造型(partial contoured casing).图6给出了这3类机匣造型设计几何的轴向剖面示意图,根据Offenburg等^[12]的研究建议,本文中两类轴对称机匣造型处理均取 $X_1 > 0$.全机匣造型的圆弧形凹槽将覆盖整个叶片轴向跨

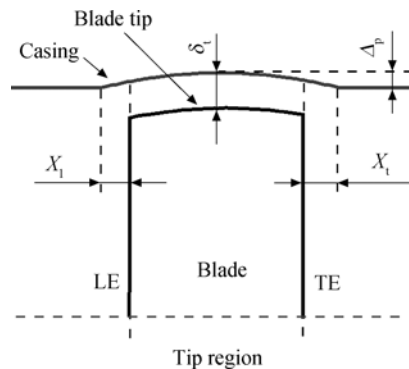


图5 轴对称机匣造型处理的叶尖区域示意图
Fig. 5 Sketch of tip region of axisymmetric-contoured casing treatment

表 2 轴对称机匣设计参数

Table 2 Design parameters of axisymmetric-casing

机匣	X_1	X_2	Δ_p
原始机匣			
全机匣造型	≤ 0	≥ 0	> 0
部分机匣造型	> 0	≥ 0	> 0

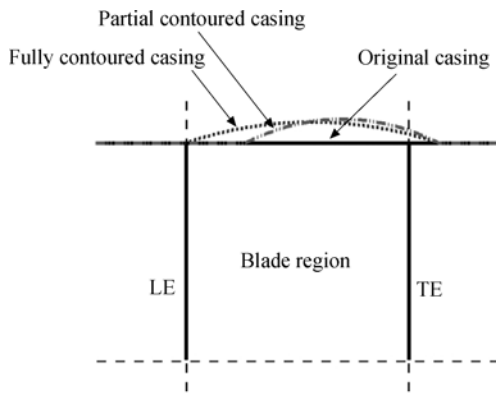


图 6 3 类机匣造型设计几何轴向剖面示意图
Fig. 6 Sketch of axial section geometry of three kinds of contoured casing design

度,使得叶片的弧形叶顶完全深入机匣;而部分机匣造型只在叶片机匣轴向位置的靠后部分进行机匣造型处理,在叶栅通道的后部分形成机匣凹槽。

3 结果及分析

3.1 轴对称机匣造型峰值高度的影响

由于峰值高度直接对应着机匣凹槽的深度,所以其对机匣造型处理效果的影响应该首先考虑.图 7 为相对总压损失系数(ξ_r)随峰值高度 Δ_p 的变化,其中出口截面位置定义在距叶型尾缘 0.5 倍弦长,全机匣造型的起始位置为 $X_1 = -1$ mm,部分机匣造型的起始位置为 $X_1 = 23$ mm,两者的终止位置为 $X_2 = 4$ mm,相对总压损失系数定义为 $\xi_r = (\xi_{\text{contoured}} - \xi_{\text{original}}) / \xi_{\text{original}} \times 100\%$, $\xi_{\text{contoured}}$ 为机匣造型叶栅出口总压损失系数, ξ_{original} 为原始机匣叶栅出口总压损失系数.可以清晰地看到,对于两种机匣造型而言,随着圆弧曲线设计峰值高度的增大,气流流过叶栅的总压损失系数呈现的趋势是:先上升,再下降,再上升.对于较小峰值高度的范围内,相对原始机匣,总压损失系数有所增加;随着峰值高度的进一步增加,即机匣凹槽深度的增大,总压损失系数开始下降,并呈现加速下降的趋势,直至某一较大峰值高度时开始变缓;在增

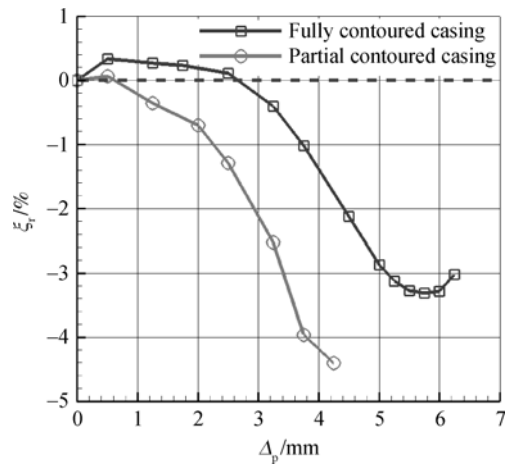


图 7 相对总压损失系数随 Δ_p 的变化
Fig. 7 Effect of Δ_p on relative total pressure loss coefficient

至某一峰值高度时,总压损失系数达到谷值,然后开始上升.另外,与全机匣造型相比,部分机匣造型对于流动损失的降低显得更加有效。

随着机匣造型峰值高度的增加,叶尖区域内的损失分布将发生改变.图 8 中给出了不同峰值高度时全机匣造型叶栅出口总压损失系数沿展向的分布.可以看到,在峰值高度大于 2.50 mm 时开始出现一个明显的损失峰值,与原始叶栅相比,在这个区域内形成了一个较大的展向损失增加区域(记为 A).但是,在展向位置为 72mm 与 82mm 由叶尖泄漏涡和通道涡引起的两个总压损失峰值都出现了明显的减小,且总压损失峰值的展向位置也开始向叶中主流方向移动.在展向区域为 78 mm 与 90mm 间内,与原始机匣叶栅损失相比,可以看到一个很大的总压损失减小区域(记为 B).另外,72 mm 附近总压损失峰值展向位置向叶中

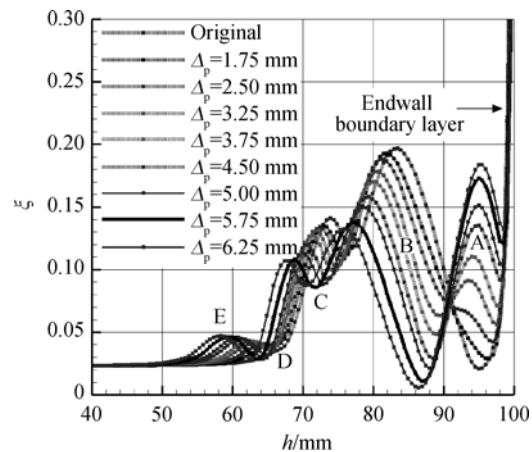


图 8 全机匣造型叶栅出口总压损失系数的展向分布
Fig. 8 Spanwise distribution of outlet total pressure loss coefficient of fully contoured casing cascade

方向的移动使得在其附近形成了一个明显的总压损失减小区域(记为 C),但是相邻展向位置为 65 mm 至 70 mm 间的区域内形成一个总压损失增加区域(记为 D). 与此同时,相对于原始叶栅,机匣造型在展向位置为 60 mm 产生了一个新的总压损失峰值,相应地出现一个总压损失增加区域(记为 E);并且随着机匣造型峰值高度 Δ_p 的增加,峰值位置向主流方向移动. 因此,相对于原始机匣而言,叶尖机匣造型对于叶尖区域总压损失的影响效果可以归为:A,D,E 三个区域的总压损失增加量与 B,C 两个区域总压损失减小量之间的综合效果. 在本文中,全机匣造型的叶栅在 $\Delta_p > 2.5$ mm 时效果是负的,即减小了叶尖总压损失. 此外,从图中也可以看到,在 Δ_p 的几个主要影响区域内,区域 A 和区域 B 起到主导性的作用,而流动损失控制效果的优劣主要取决于流动损失的增加区域面积与叶尖泄漏流损失减小区域面积之间的平衡.

若在机匣造型的设计中能够通过优秀的设计在保证叶尖泄漏流损失减小量的同时减小端壁边界层流动产生的损失,其对于叶尖泄漏流的控制效果将更加明显.

3.2 机匣造型处理对叶尖泄漏流的影响

在叶尖区域内存在复杂的涡系结构及涡系间的相互作用,机匣几何及叶尖形状的改变将对其涡系结构的发展产生影响.

图 9 所示为叶尖泄漏流流线. 图中可以清晰地看到,来自压力面叶尖区域内的流体沿叶片流入叶尖间隙并从吸力面一侧流出,但该泄漏流并没有完全卷起形成明显的泄漏涡(LV),而是在吸力面上形成一个分离区,然后沿叶片径向发展反向卷入来自于叶片通道相邻叶片前缘的马蹄涡压

方面分支(HVP),并最终在叶栅出口形成一个很强的通道涡. 其叶尖区域内涡系结构示意图如图 10 中所示,图中缩写含义参考文献[3]. Yamamoto^[3]在其实验研究中对该形式叶尖泄漏流的涡系结构(1.7%叶尖弦长(TCL))及叶尖泄漏流与二次流之间的相互作用进行了描述. 对比原始机匣与全机匣造型的叶尖泄漏流流线的颜色,可以发现后者的叶尖泄漏流速度有所减小. 虽然,在尾缘附近叶尖泄漏流卷起形成尺度较大的泄漏涡,而相应的卷入相邻叶片马蹄涡压力面分支的泄漏流体有明显的减少.

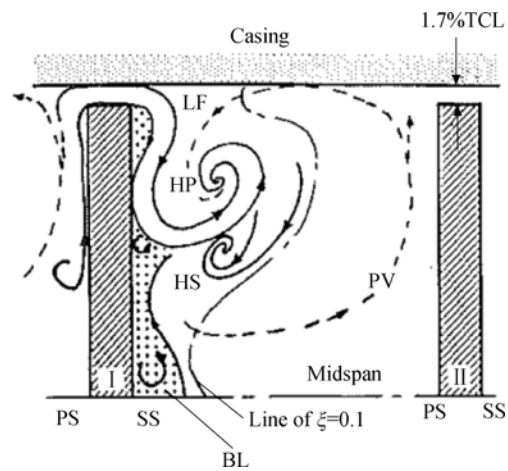


图 10 叶尖区域内涡系结构(1.7% TCL)^[3]

Fig. 10 Vortex structure in tip region (1.7% TCL)^[3]

图 11(a)、图 11(b)中分别给出了两种叶片机匣造型设计几何中由 λ_2 -准则引入的等值面($\lambda_2 \cdot (e^2 + \Omega^2) = -1 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$, e 为应变率张量; Ω 为涡量张量)标识的叶尖区域内的涡系发展分布,等值面由总压损失系数上色.

λ_2 -准则是由 Jeong 和 Hussain^[18]引入的, λ_2 是 $(e^2 + \Omega^2)$ 的第二大特征值,并且认为 $\lambda_2 < 0$ 的区域为旋涡核心区域,可以通过 $\lambda_2(e^2 + \Omega^2)$ 等值面使得叶尖区域流场内的涡系结构可视化,这也是在涡系结构可视化中广泛采用的方法. 因此,采用图 11 可以直观地展示本文中机匣几何对于叶尖二次流动结构的影响. 对于原始机匣,如图 11(a)所示,在叶栅出口位置中占据主导地位的是来自相邻叶片的 HVP(在出口处发展为通道涡),其次是本叶片马蹄涡的吸力面分支(HVS),且这两涡都有较大总压损失;而叶尖泄漏涡尺寸要小得多,其总压损失明显较小. 叶片机匣弧形凹槽引入后,可以看到机匣的凹槽附近的边界层显著增厚(如图 11(b)),同时通道内前缘 HVP 产生更加明

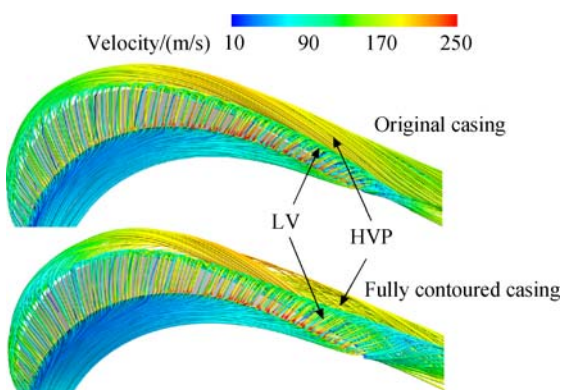


图 9 叶尖泄漏流流线

Fig. 9 Streamlines of tip-leakage flow

显的横向流动.但是,叶栅出口处通道涡尺度有所减小,且其与吸力面马蹄涡上的总压损失都明显降低.同时,机匣几何及叶尖形状的改变使得叶尖泄漏涡较原始机匣的更强,损失也相应地增加,这正是图 8 中端壁附近总压损失峰值 A 出现的原因.但需要说明的是泄漏涡尺度的增加并不代表机匣凹槽处理对于叶尖泄漏流损失的控制是失败的,本文中现象的出现是与其叶尖区域内的涡系结构相关的,而机匣凹槽使得其涡系结构重新组织.另外,在 HVS 另一侧因涡的卷吸作用而形成的边界层分离在从吸力面脱落后形成的壁面涡(wall vortex)^[19]尺度和强度都增加了,如图 11(b)所示.

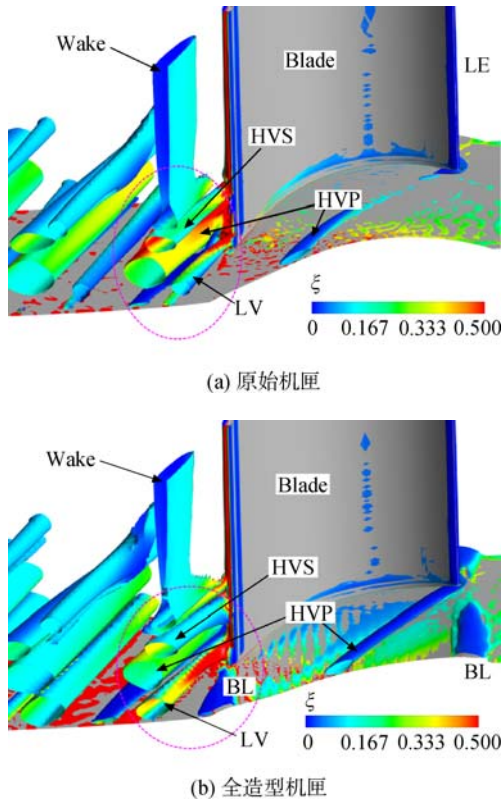


图 11 采用 λ_2 -准则的叶尖区域视图
Fig. 11 Tip region visualization by λ_2 -criterion

图 12 中所示为叶顶表面的静压分布.可以看到在全机匣造型中,叶顶内的高压区域明显扩大,尤其是蓝色方框内的区域,机匣造型处理后,在1/3左右弦长的位置处产生了另外一个高压中心.根据 Bernoulli 方程,也就是说该区域内的间隙内的流动速度减小.图 13 中给出了叶尖间隙中间位置沿展向的速度分布,可以看到,机匣处理后在同一位置处的叶尖泄漏流速度有了明显的降低.从表 3 中两个算例的叶栅气动性能对比,可以看到,机匣造型后叶尖间隙中部泄漏流动能 $\int \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) dm$

降低了 10.4%.另外,在图 12 压力一侧的分离泡也是清晰可见的.

图 14 中所示为 75% 轴向位置处叶尖间隙内

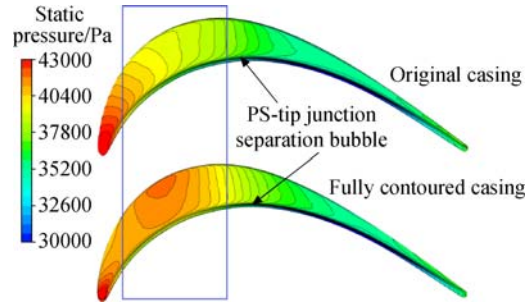


图 12 叶顶表面静压分布

Fig. 12 Distribution of surface static pressure on blade tip

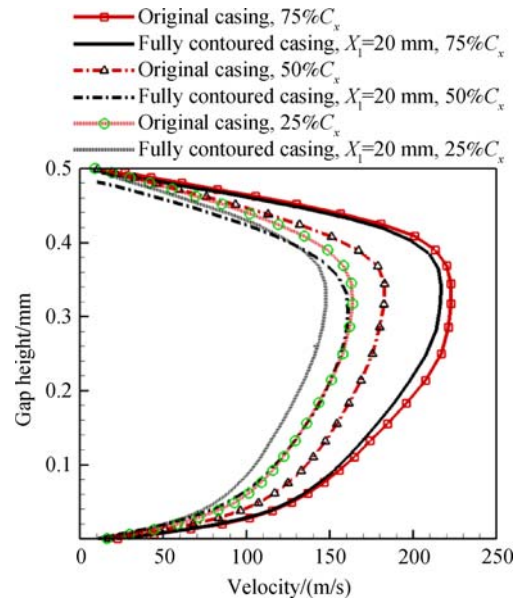


图 13 叶尖间隙内中间位置速度展向分布

Fig. 13 Distribution of velocity in tip clearance of midspan span along spanwise

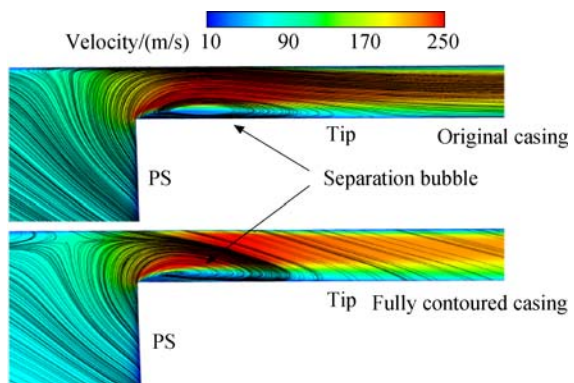


图 14 叶顶压力面侧分离泡(75% C_x)

Fig. 14 Pressure side/tip junction separation bubble on blade tip (75% C_x)

表3 机匣造型对叶栅气动性能的对比

Table 3 Comparison of aerodynamic performance without/with contoured casing

	原始机匣	全机匣造型($\Delta_p=5.0\text{ mm}$)			部分机匣造型($\Delta_p=5.0\text{ mm}$)		
		数值	变化量	相对变化量/%	数值	变化量	相对变化量/%
总压损失系数	0.05326	0.05173	-0.00153	-2.87	0.05001	-0.00325	-6.10
出口气流角/($^\circ$)	63.04	62.34	-0.70	-1.1	61.98	-1.06	-1.68
叶尖泄漏流动能/W	56.40	50.55	-5.85	-10.4	49.39	-7.01	-12.43

压力面侧分离泡(pressure side/tip junction separation bubble)的位置,其形成机理可参考文献[5].通过对比,可以发现:在机匣形状及叶顶形状改变后,间隙内的分离泡的展向延伸尺度增大.由于分离泡的存在,将在叶尖间隙内形成堵塞效应^[4],所以由于叶顶分离泡的堵塞效应的增强,使得叶尖泄漏流减弱.

3.3 机匣造型设计起始位置的影响

为分析造型凹槽起始位置对于叶尖区域内二次流动及叶尖泄漏流的影响,本文对比了 X_t 为 -1 mm 和 20 mm ($23.3\% C_x$) 时两种圆弧机匣造型对叶尖间隙高度为 0.5 mm ($0.5\% C$) 的 T106 叶栅性能及流场,其中 $X_t=9\text{ mm}$, $\Delta_p=5.0\text{ mm}$.

图 15 中给出了两种机匣对应的出口总压损失系数沿叶栅展向的分布,其中栅距方向进行流量加权平均.从图中可以看到,部分机匣造型在 70 mm 与 92 mm 之间形成了一个很大的总压损失减小区域(黄色区域),该区域较全机匣造型要大得多(虚线),将区域 B 和区域 C 连成一片.同时,图中紫色区域也有所扩大,相应区域的总压损失也增加.因此,总压损失的变化取决于两种区域面积的差值,即机匣造型对于叶尖区域内流动损失的影响取决于两部分损失的平衡.表 3 中给出了出口处流量加权平均的总压损失系数.与原始机匣相比,部分机匣造型使得总压损失减小了 6.1% ,流过叶尖间隙的动能减小了 12.43% .

图 16(a)~图 16(c)所示为 3 种机匣造型设计的叶尖机匣端壁上的极限流线.对比图 16(a)和图 16(b)可以发现:在涡轮叶栅通道前部分区域内的横向流动更加明显,其流向几乎与轴向垂直;这是由于机匣凹槽使得机匣通道内形成局部扩张,来流端壁边界层流动由于通道的局部扩张而减速,从而低速流体的横向流动加强.而对比图 16(c)与图 16(a)、图 16(b),可以看到,机匣向外延伸起始处的二次流动都变得更加明显,但是由于弧形凹槽起始位置的后移,通道前部的横向流

动没有发生较明显改变.

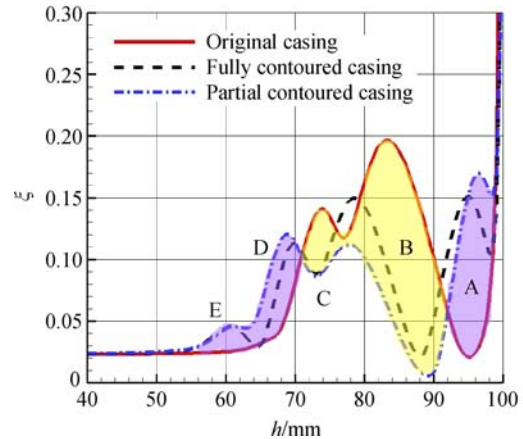
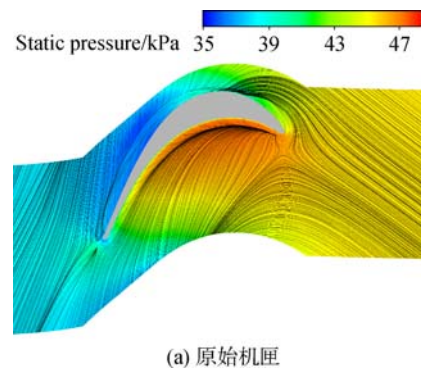
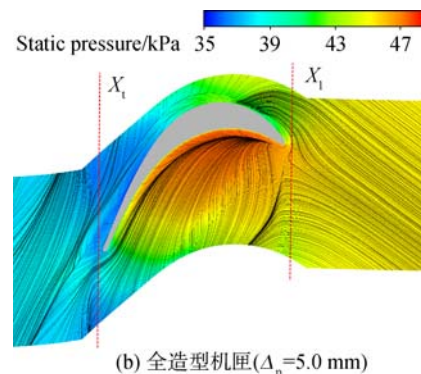


图 15 出口总压损失系数沿叶栅展向分布

Fig. 15 Total pressure loss coefficient distribution at outlet along spanwise of cascade



(a) 原始机匣

(b) 全造型机匣($\Delta_p=5.0\text{ mm}$)

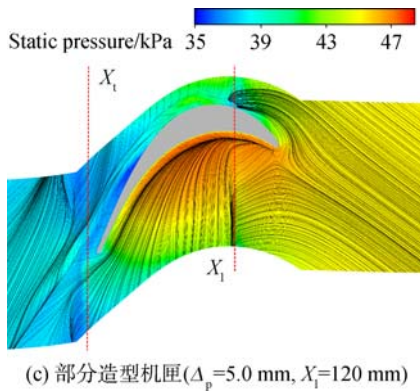


图 16 叶尖机匣端壁极限流线及表面静压分布
Fig. 16 Limited streamlines on tip of casing endwall and distribution of surface static pressure

Denton^[1]在其论文中就指出,熵增将是流动损失最直接、根本性的度量,因此当地熵增率是用于判断叶栅通道内流动损失产生的有效物理量.图 17 中给出了叶栅通道内单位体积的当地熵增率(local entropy generation rate)沿轴向的分布.其中,单位体积的当地熵增率由两部分组成,分别是由于流体黏性和流体热传导引起流动不可逆性能量耗散^[15],表达式可以写为

$$\Delta S = \frac{1}{T} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\lambda}{T^2} \left(\frac{\partial T}{\partial x_j} \right)^2$$

其中 λ 为导热系数, T 为当地静温.本文中用 $\frac{1}{2} \rho_1 V_1^3 / (C_p T_1)$ 对 ΔS 进行无量纲化, ρ_1, V_1, T_1 分别为进口的气流密度、气流速度和气流静温.

从图 17 中可以看到,在部分机匣造型中虽然并未使得轴向位置 20 mm 前的当地熵增率减小

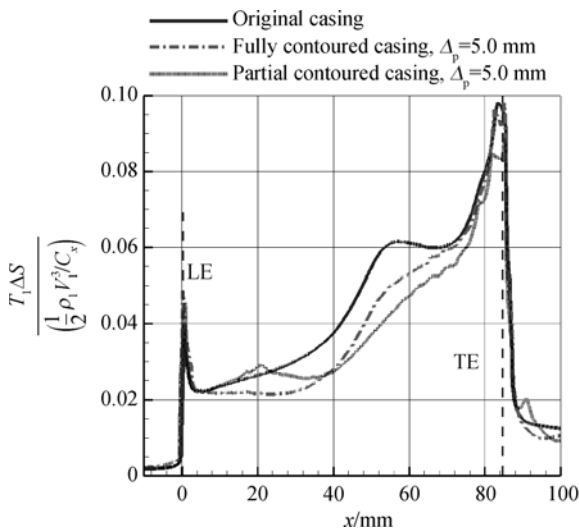


图 17 叶栅通道内当地熵增率沿轴向分布
Fig. 17 Local entropy generation rate along axial direction through cascade passage

反而略有增大,但是却使得 40 mm 以后的当地熵增率较全机匣造型明显减小.因此可以推断,这部分流动损失的减小主要来源于端壁前部分横向流动的减小.那么由此可以进一步推断,对于这部分因通道局部扩张而加强的横向流动有效控制将使得这种机匣几何设计能够有效地控制叶尖泄漏流损失.

3.4 机匣造型设计的间隙敏感性分析

在真实工作环境下的涡轮转子叶片,由于转子转动、温度、工况改变、推力或载荷引起的机匣变形等因素的存在,叶尖间隙(δ_i)是在一定范围内变化的,Lattime 和 Steinetz^[20]对于 JT9D 发动机和 GE CF6-50 发动机高压涡轮叶尖间隙在飞行任务中的变化做了描述.本文中为了研究两类叶片机匣造型设计对于叶尖泄漏流损失的控制效果所受到的叶尖间隙变化的影响(间隙敏感性),对 $X_1=14\text{ mm}, \Delta_p=5.0\text{ mm}, X_1$ 分别为 -1 mm 和 23 mm 两种机匣凹槽处理的 T106 叶栅在不同叶尖间隙下的流场及性能进行了研究.

图 18 中给出了 $\delta_i=0.5\text{ mm}$ 时能够有效减小叶栅出口总压损失的机匣造型设计的间隙敏感性分析曲线.通过对比,可以发现:首先,随着叶尖间隙的增大,叶栅出口总压损失呈现出不断增大的总体趋势;但当间隙在 0.1 mm 附近时,造型后的两种机匣的总压损失出现轻微下降的情况,这是因为在无间隙时机匣端壁的向上延伸反而使得横向流动增强,相应的边界层损失增加,而小间隙的出现对来流端壁边界层的低能流体具有抽吸效应,在叶尖泄漏流损失与二次流损失的平衡间,出现了叶栅总损失下降的情况;其次,对于两种机匣

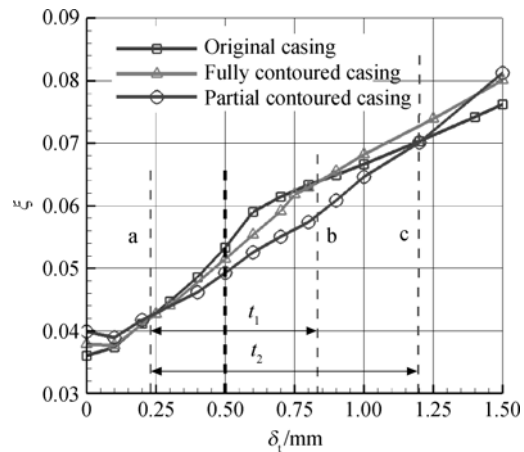


图 18 叶栅出口总压损失系数间隙敏感性分析
Fig. 18 Sensitivity analysis of total pressure loss coefficient of cascade outlet to tip-gap size

设计而言,在 $\delta_t = 0.5 \text{ mm}$ 两侧都存在大于 $50\% \delta_t$ 的损失减小范围,且对于部分机匣造型设计,其总压损失降低的最大有效间隙变化范围可达 1.2 mm ($150\% \delta_t$) 左右;第三,在总压损失减小的区域内,部分机匣造型叶栅总压损失降低量都是比全机匣造型的要大很多,这再次体现出部分造型的优势,更暗示通过适当的机匣造型在保证端壁损失的情况下可以有效地减小叶尖泄漏损失;第四,当间隙大于某一临界值时,两种机匣的叶栅损失都将比原始机匣要大,并且呈现上升趋势,这说明了在一定间隙下设计出的机匣造型处理也是有其适用范围的,这也是轴对称造型处理作为对叶尖泄漏流动损失的被动控制措施将要面对的一个固有缺陷,而进一步优化设计将可能使其有效间隙范围及损失降低效果进一步增加。

4 结 论

本文基于叶尖间隙 $\delta_t = 0.5 \text{ mm}$ ($0.5\% C$) 的 T106 叶栅,通过数值模拟手段,研究分析了叶尖机匣轴对称凹槽造型设计对于叶尖区域内涡系结构的影响。通过本文的分析,可知,机匣几何的改变将对涡轮叶尖间隙区域内的流场和气动性能产生较大的影响。通过对等熵雷诺数 $Re_{2th} = 5.0 \times 10^5$ 时机匣凹槽轴向跨度不同的全机匣造型和部分机匣造型两类机匣造型处理的叶尖间隙流场及性能与原始机匣情况进行的对比,可以得到:

1) 机匣造型设计的引入,使得叶尖泄漏流及二次流结构发生显著改变,其损失组成也相应地发生了改变。圆弧峰值的增加使得叶栅出口展向的损失峰值明显下降,而机匣端壁附近的损失却增加。机匣几何改变对于叶栅气动损失的影响效果取决于这些损失区域增减之间的平衡。因此,随着圆弧峰值的增大,叶栅总损失呈现先上升、再下降、再上升的变化趋势。而且由于机匣造型几何的改变使得叶栅损失的最大降幅达到 6.1% 。

2) 有效的全机匣几何设计能够较好地重新组织叶尖吸力面区域内的泄漏流与二次流,减弱了叶尖泄漏流流体向马蹄涡压力面分支的卷入,降低了出口通道涡强度;同时机匣几何及叶片顶部向凹槽的延伸形状,使得间隙内叶顶压力面侧的分离泡展向尺度增大,其形成的堵塞效应降低了叶尖泄漏流动能。

3) 相对全机匣设计,部分机匣设计的造型可以减弱叶片通道前部分因机匣局部扩张而起的横向流动,这降低了叶片通道后半部分的当地熵增

率,从而使得出口展向的损失减小区域进一步扩大,由此引起的叶尖区域损失明显下降。因此推断,机匣造型设计中若能有效地控制因通道局部扩张而加强的横向流动,将使得这种机匣几何设计能够有效地控制叶尖泄漏流损失。

4) 间隙敏感性分析表明,对于两种形状的机匣几何设计,在设计间隙两侧都存在超过 $50\% \delta_t$ 的损失减小区域,而且部分机匣设计的大间隙一侧有效范围可达 $150\% \delta_t$,且较全机匣造型具有更低的气动损失。但这种在某一间隙下设计出的机匣造型有其适用范围,在叶顶间隙的进一步增大到某一临界值时损失较原始机匣要大,这将是其作为一种可能的叶尖泄漏流损失被动控制措施需要面对的固有缺陷,但进一步的优化设计将有望使得有效范围和损失控制效果增加。

参考文献:

- [1] Denton J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [2] Booth T C. Importance of tip clearance flows in turbine design[R]. Von Karman Institute, VKI LS 1985-05, 1985.
- [3] Yamamoto A. Interaction mechanisms between tip leakage flow and the passage vortex in a linear turbine rotor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(3): 329-338.
- [4] Moore J, Tilton J S. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 18-26.
- [5] Bindon J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(4): 257-263.
- [6] Yaras M I, Sjolander S A. Prediction of tip-leakage losses in axial turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(1): 204-210.
- [7] Heyes F J G, Hodson H P. Measurement and prediction of tip clearance flow in linear turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 376-382.
- [8] Key N L, Arts T. Comparison of turbine tip leakage flow for flat tip and squealer tip geometries at high-speed conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(2): 213-220.
- [9] Krishnababu S K, Dawes W N, Hodson H P, et al. Aero-thermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: Part II effect of relative casing motion[R]. ASME Paper GT2007-27957, 2007.
- [10] Nho Y C, Park J S, Lee Y J, et al. Effects of turbine blade tip shape on total pressure loss and secondary flow of a linear turbine cascade[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2012, 33(1): 92-100.
- [11] Wisler D C, Beacher B F. Improved compressor perform-

- ance using recessed clearance (trenches) over the rotor [R]. AIAA 86-1745, 1986.
- [12] Offenburg L S, Fischer J D, Hoek T. An experimental investigation of turbine case treatments[R]. AIAA 87-1919, 1987.
- [13] 罗华玲, 乔渭阳, 许开富. 一种大负荷低压涡轮叶型的气动性能[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2711-2718.
LUO Hualing, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Aerodynamic performance of a highly-loaded low-pressure turbine profile[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2711-2718. (in Chinese)
- [14] Krishnababu S, Newton P J, Dawes W N, et al. Aerothermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: Part I effect of tip geometry and tip clearance gap [R]. ASME Paper GT2007-27954, 2007.
- [15] Greitzer E M, Tan C S, Graf M B. Internal flow: concepts and applications [M]. New York: Cambridge University Press, 2004.
- [16] Hilderbrandt T, Fottner L. A numerical study of the influence of grid refinement and turbulence modeling on the flow inside a highly loaded turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 709-716.
- [17] Duden A, Fottner L. Influence of taper, Reynolds number and Mach number on the secondary flow field of a highly loaded turbine cascade[J]. Journal of Power and Energy, 1997, 211(4): 309-320.
- [18] Jeong J, Hussain F. On the identification of a vortex[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285: 69-94.
- [19] Wang H P, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 1-8.
- [20] Lattime S B, Steinetz B M. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions[R]. AIAA-2002-3790, 2002.