

# 端壁射流对高压涡轮二次流损失影响研究

陈永强, 黄典贵

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

**摘要:** 为了研究端壁射流对端区二次流动的控制效果及作用机理, 以 GE-E<sup>3</sup> 高压涡轮为研究对象, 采用数值模拟的方法, 在涡轮进口总温为 711 K、总压为 345 951 Pa、出口静压为 89 177 Pa 和动叶转速为 8 279 r/min 的条件下, 分析射流位置、角度及射流比等参数对控制效果的影响。结果表明: 端壁射流能够有效组织涡轮内部三维流场, 阻断二次流之间的相互掺混, 削弱二次流强度; 射流位置对控制效果的影响最大, 在 30% 轴向弦长位置处, 射流比为 1.06% 的情况下, 可提高涡轮级效率约 1.24%; 当射流比大于 0.057% 时, 效率随着射流比的增大而线性增加; 射流角度影响射流流向分量的大小, 因此随着射流角的增大, 控制效果递减。

**关键词:** 高压涡轮; 端壁射流; 二次流损失; 流动控制

中图分类号: TK05 文献标识码: A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.07.003

[引用本文格式] 陈永强, 黄典贵. 端壁射流对高压涡轮二次流损失影响研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(7): 12-18. CHEN Yong-qiang, HUANG Dian-gui. Study on the influence of the endwall jet flow on secondary flow loss in high-pressure turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(7): 12-18.

## Study on the Influence of the Endwall Jet Flow on Secondary Flow Loss in High-pressure Turbine

CHEN Yong-qiang, HUANG Dian-gui

(School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093)

**Abstract:** Taking GE-E<sup>3</sup> high pressure turbine as the research object, this paper adopts numerical simulation method to study the control effect and mechanism of endwall jet flow on secondary flows in the end zone. Under the conditions of turbine inlet total temperature of 711 K, pressure of 345 951 Pa, outlet static pressure of 89 177 Pa, and rotor speed of 8 279 r/min, the influence of jet position, angle and jet ratio on the control effect is analyzed. The results show that the endwall jet can effectively organize the three-dimensional flow field inside the turbine, block the mixing between the secondary flow and weaken the intensity of the secondary flow; The jet position has the greatest influence on the control effect, at 30% axial chord length position and under the jet ratio of 1.06%, which can improve the turbine stage efficiency by about 1.24%; The efficiency increases linearly with increasing jet ratio when jet ratio is greater than 0.057%; The jet angle affects the magnitude of the jet flow component, so as the jet angle increases, the control effect decreases accordingly.

**Key words:** high pressure turbine, endwall jet, secondary flow loss, flow control

收稿日期: 2020-12-18; 修订日期: 2020-12-30

基金项目: 国家自然科学基金(52036005)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(52036005)

作者简介: 陈永强(1995-), 男, 江苏南京人, 上海理工大学硕士研究生.

通讯作者: 黄典贵(1963-), 男, 江苏南通人, 上海理工大学教授.

## 引言

涡轮是航空发动机的关键部件之一,是将高温燃气的热能转化为机械能,并通过旋转方式输出机械功的装置。为了达到提高燃气涡轮气动性能,减小涡轮整体重量和尺寸的设计目标,燃气涡轮普遍采用提高叶片载荷的设计方法<sup>[1]</sup>。但是随着叶片负荷的不断提高,叶间通道的横向压力差也随之提高,这一因素导致端区横向流加强,涡轮端部流动更加复杂,端区二次流损失进一步增大。

由于三维效应、进口压力的不均匀性、横向压力梯度等原因导致了涡轮通道中产生了一系列三维涡系,包括马蹄涡、通道涡和角涡等。上述涡系相互干涉、互相影响,共同组成了叶片通道内的二次流。涡轮端区是二次流产生和发展的主要区域,端区二次流和泄漏流是造成涡轮损失的主要原因。Booth<sup>[2]</sup>给出的单级涡轮损失分布中,端区损失占总损失的57%,Sharma和Butler<sup>[3]</sup>估计端壁二次流损失将占总损失的30%~50%。高压涡轮的设计在满足工程需求时,端区的流动损失往往会随之剧增。

为了降低端区二次流带来的损失,Sun等人<sup>[4-5]</sup>提出了基于曲率分布与压力场和二次流强度关联的双控制型线涡轮叶栅非轴对称端壁设计方法,通过数值模拟与实验对比,证明非轴对称端壁通过减小叶栅通道压力梯度和负荷,可以很好地抑制端区二次流,提高涡轮效率。王仲奇教授<sup>[6]</sup>采用弯扭叶片联合气动成型方法,改变叶片径向压强分布,从而减弱端部二次流。Bohn等人<sup>[7]</sup>利用数值模拟方法对直叶片和弯叶片两种情况下复杂的三维流动进行分析,结果表明,弯叶片造型能有效减小端区二次流,减弱叶片排出口流场的不均匀性,进而使涡轮级效率提高。钟兢军教授<sup>[8]</sup>在压气机叶栅上添加翼刀结构,翼刀能够有效阻断马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合,从而降低二次流损失。Bloxham和Bons<sup>[9]</sup>在低压涡轮叶栅端部布置吸气、射流组合涡发生器,能够降低5%的二次流损失。贾惟<sup>[10]</sup>采用轮毂封严探究其对涡轮端区流动的影响,结果表明,涡轮效率随着封严流量的增加而线性减小,但采用与转子旋转方向相同的封严流喷射方向可以增大转

子根部负荷,减小封严气流与主流的掺混。

目前,在涡轮叶栅中使用射流进行流动控制是普遍存在的,如气膜冷却<sup>[11]</sup>,高负荷低压涡轮非定常端壁射流<sup>[12]</sup>,凹槽联合喷气<sup>[13]</sup>等。但针对高压涡轮动叶端区二次流动进行的射流控制相关研究较少。因此,本文在高压涡轮叶栅三维数值模拟的基础上,采用射流流动控制方法,对不同射流位置、射流角度和射流比情况进行计算,分析各参数对射流控制效果的影响及射流对流动场的影响机理。

## 1 研究对象和方法

### 1.1 几何模型及求解方法

以GE-E<sup>3</sup>高压涡轮为研究对象,其计算域如图1所示。涡轮部分几何数据如表1所示,其详细参数参考自实验叶型数据<sup>[14]</sup>。

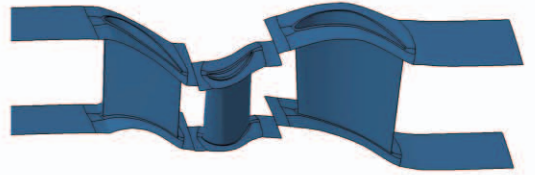


图1 GE-E<sup>3</sup>涡轮计算域

Fig. 1 Calculation domain of GE-E<sup>3</sup> turbine

表1 叶型数据

Tab. 1 Blade profile data

参数	一级静叶	一级动叶	二级静叶
叶片数	46	76	48
轴向弦长 $C/\text{mm}$	33.78	28.7	48.5
叶片高度 $h/\text{mm}$	40	42.64	68.32
展弦比	1.18	1.48	1.408
转速/ $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$	-	8 279	-

使用数值模拟的方式求解叶栅内部流场,采用S-A湍流模型求解三维雷诺平均Navier-Stokes方程,空间离散采用具有二阶精度的中心差分格式,多重网格法加速收敛,保证求解精度。计算域及叶片表面采用O4H型网格结构,叶片表面、叶顶间隙等区域采用O型网格,进出口及主流区域为H型网格。以动叶为例,叶片计算域的轴向、周向和径向方向分别布置了91,77和73个网格节点,其中间隙高度方向上布置了17个节点,保证第一层网格 $Y^+$ 值

小于1,动叶网格如图2所示。

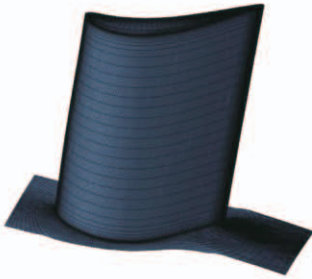


图2 动叶网格

Fig.2 Schematic diagram of rotor meshing

### 1.2 数值方法验证

为了验证计算模型的可靠性,对1.5级GE-E<sup>3</sup>高压涡轮进行数值模拟,求解叶栅内部流场。给定进口总温总压、出口背压,叶片表面和端壁为无滑移、绝热边界条件。边界条件设置如表2所示。

表2 边界条件

Tab.2 Boundary condition

进口总压/Pa	进口总温/K	出口静压/Pa	转速/r · min <sup>-1</sup>
345 951	711	89 177	8 279

将第一级静叶叶根处等熵马赫数分布与TIMKOL P的实验报告中数据进行对比,结果如图3所示。由图3可知,数值模拟结果与实验值具有良好的吻合性。

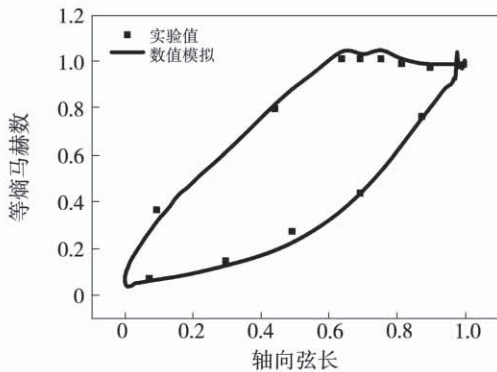


图3 实验结果对比

Fig.3 Comparison of CFD results

为了保证计算结果不受网格因素影响,分别对网格数为100万、200万、300万的3套网格进行定常计算,计算结果如表3所示。当网格量达到200万时,涡轮级的效率和质量流量随着网格量的增加

变化很小,认定此时计算结果已不受网格影响,故选定网格数为200万的网格进行流动控制计算。

表3 网格无关性验证

Tab.3 Grid-independent verification

网格数/万	效率/%	质量流量/kg · s <sup>-1</sup>
100	87.79	12.07
200	88.49	12.08
400	88.47	12.07

### 1.3 流场分析及射流方案

对于大多数流动控制,如涡发生器、叶片前缘附近加微小平板<sup>[15]</sup>等,其扰动位置一般在流动分离点附近。为了有目的地提出射流方案,对原始涡轮进行数值模拟,获取其动叶端区局部流场信息。图4为原始叶栅下端区近壁面极限流线图,图中LE和TE分别表示前缘和尾缘。

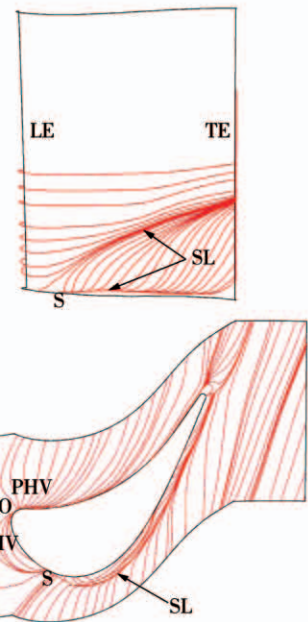


图4 原始叶栅吸力面及下端壁极限流线图

Fig.4 Limiting streamlines of original cascade suction surface and lower endwall

上游来流在靠近叶片前缘点O时,流速降低产生逆压梯度,导致气流向上卷起并包裹在叶片上,形成了马蹄涡;在前缘驻点后,马蹄涡受叶片周围压力分布的影响,向吸/压力面(SHV/PHV)两侧发展,形成吸/压力面马蹄涡。压力面马蹄涡在叶间通道中

横向压力梯度的影响下,横向迁移到相邻叶片的吸力面侧,与吸力面马蹄涡在 15% 轴向弦长处处的 S 点汇合。而受通道涡、马蹄涡的诱导,在吸力面壁角区域产生了角区分离, S 点即是角区分离的起点,图中两条分离线 (SL) 分别对应附面层分离和角涡分离。

为研究射流位置对端区二次流控制效果的影响,分别在动叶下端壁 10%、15%、30% 轴向弦长位置处布置射流槽,分别记为 jet1、jet2、jet3;射流槽中心位置距吸力面距离为 3 mm;射流槽面积为  $3.14 \text{ mm}^2$ ;采用完全非匹配交界面法进行射流槽与端壁网格的连接;射流比定义为射流流量与进口流量的比值,记为  $m_j$ ;射流方向在端壁的投影平行于流向;射流角度为射流方向与下端壁的夹角,记为  $\alpha$ 。图 5 为射流位置的示意图。

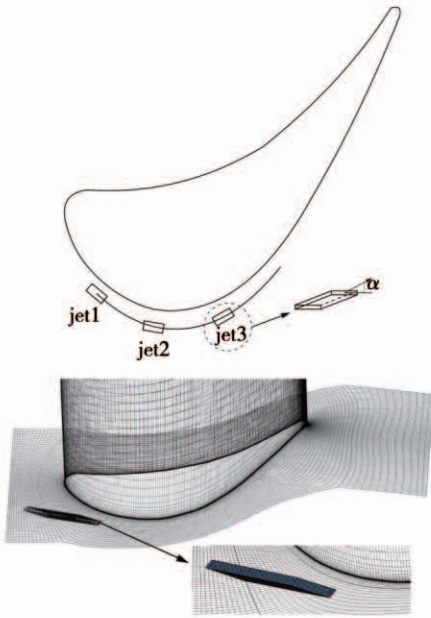


图 5 射流位置示意图

Fig. 5 Schematic diagram of jet position

## 2 计算结果及分析

### 2.1 射流位置对二次流控制效果的影响

为了研究端壁射流对 GE-E<sup>3</sup> 涡轮动叶流场影响,给出 60% 轴向弦长处沿叶高方向的静压分布,如图 6 所示。20% 叶高以下的原始涡轮动叶叶栅静压分布压力波动较为剧烈,呈现扁“C”状,即叶展中

部的压力大于叶根处。这种压力分布状况容易导致低能流体在端部大量堆积,造成堵塞,降低扩压能力从而导致损失的大幅度提高。经射流流动控制,端部的静压分布相较于原始叶栅有较为明显的改变,压力分布变得平缓,但 20% ~ 40% 叶高处,控制后的叶栅静压分布相对于原始叶栅略有减小,在展向更高的部分基本保持不变。其中 jet3 射流位置对于端部静压分布的改善最为明显,基本呈现为一个斜“L”状,这种压力分布有利于端部流体向叶展中部方向流动,缓解角区堵塞,提高扩压能力。但低能流体向叶展中发展,也带来了叶展中部流体能量的衰减,这也是 20% ~ 40% 叶高处静压分布减小的原因。

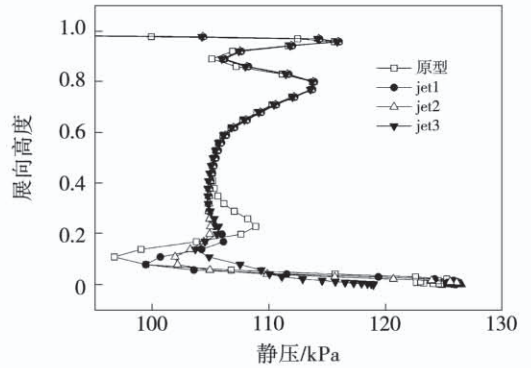


图 6 60% 轴向弦长处沿叶高方向的静压分布

Fig. 6 Static pressure distribution of 60% axial chord strength along the direction of blade height

为了进一步研究射流位置对端壁局部流场结构的影响,给出射流角为  $8^\circ$ ,射流比  $m_j$  为 0.42%, 3 种射流位置情况下的动叶吸力面和端壁近壁面极限流线图,如图 7 所示。射流槽射出的高速流体抑制了压力面马蹄涡向吸力面的迁移,但因动量衰减和叶片弯度较大的原因,射流影响范围较小,仅延缓了压力面马蹄涡 (PHV) 与吸力面马蹄涡 (SHV) 的掺混,推迟二次流的产生。与图 4 原始叶片近壁面极限流线相比,添加射流控制后的结果显示角涡分离线 (SL) 高度降低,这是由于射流带来的高能流体与角区低能流体混合,提高了边界层内流体的速度,增强了边界层内流体抵抗逆压梯度的能力从而实现角涡的减小;其次,射流高能流体阻止了压力面马蹄涡向

吸力面迁移的进程,分离点  $S$  向后移动,延迟了分离的产生。此外, jet3 位置处的射流流动控制,相较于其他两个位置,在具备以上两个控制效果的同时,射流还将角涡破碎成两个小的角涡,减小了分离点后持续卷吸高能流体的规模,从而更好减少二次流损失。

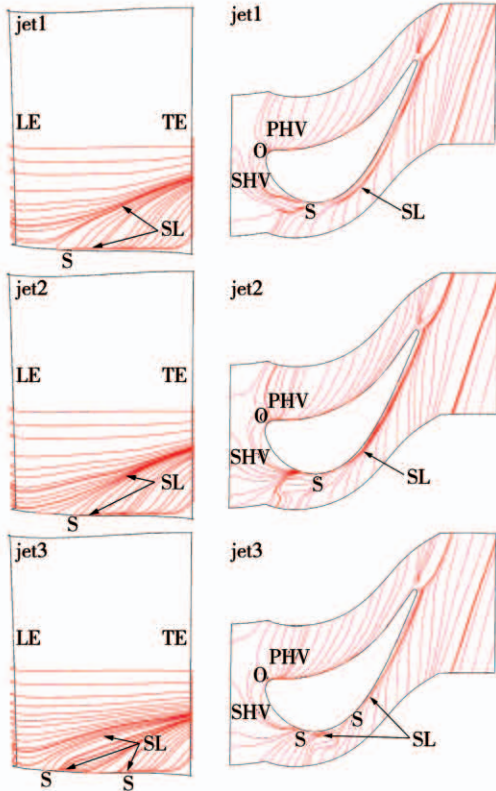


图7 不同射流位置的吸力面及下端壁极限流线图

Fig. 7 Limiting streamlines of different jet position suction surface and lower endwall

为了更清楚地研究射流流动控制对端区二次流动后续发展的影响,图8给出了原始叶片和 jet3 相对应的动叶出口处总压损失系数云图。图中  $V_a$  为叶顶间隙泄漏涡,  $V_b$  为主流通道涡,  $V_c$  为轮毂通道涡,三者相互掺混,互相影响;其中,主流通道涡  $V_b$  和轮毂通道涡  $V_c$  还相互叠加,总体增大了二次流损失。相比于未加流动控制的原始流场, jet3 所对应的总压损失系数云图中轮毂通道涡  $V_c$  径向方向上向端部靠近,周向方向稍偏离吸力面,叶展中部的流动状况得到改善;同时,轮毂通道涡  $V_c$  与主流通道涡的相互作用减弱,所占据出口截面面积规模也有

较大减小,这是由于射流高速流体阻碍了主流通道涡  $V_b$  与轮毂通道涡  $V_c$  的相互掺混,并限制了轮毂通道涡  $V_c$  向叶展中部的发展,从而降低了损失。

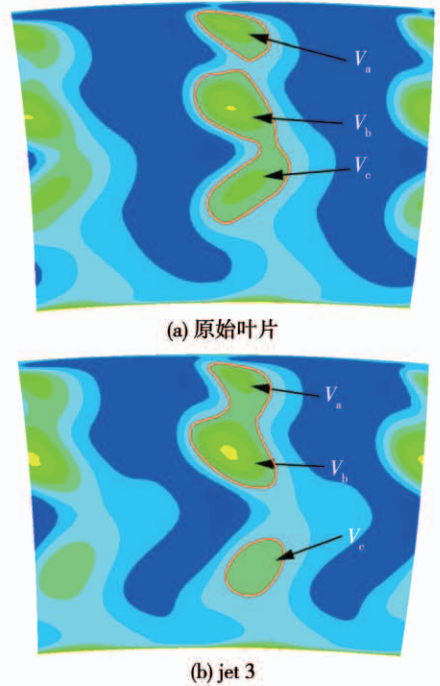


图8 动叶出口总压力损失系数云图

Fig. 8 Total pressure loss coefficient contours at the outlet of rotor

## 2.2 射流角度对二次流控制效果的影响

为研究射流角度对端区二次流损失控制的影响,选取在 jet3 位置时,改变射流角度、射流比进行模拟计算,得到不同射流角度、射流比的涡轮效率变化曲线。如图9所示,在不同射流角度下,射流对效率的影响总体一致,随着射流比的增大,效率随之呈线性增加。但在各射流角度下,只有当射流比大于等于 0.057% 时,效率才有明显提高,并且随着角度的增大,同等射流比的情况下射流对效率的提升作用相应地降低。图中原始叶栅效率为 88.01%,而在  $8^\circ$  射流角、射流比  $m_j$  为 1.06% 时,控制效果最佳,效率提升约为 1.24%。

射流对于端区二次流的主要影响方式是通过射流高能流体给端区低能流体注入动量,强化其抵抗逆压梯度的能力。而在其他射流条件一致的情况下,射流角度决定了流向分量和径向分量的大小,即

射流流体的流向速度和径向速度,从而影响射流流向动量对端区二次流动的控制效果。因此,同等射流比条件下,射流角越小,流向速度越大,对效率的提高效果越明显。

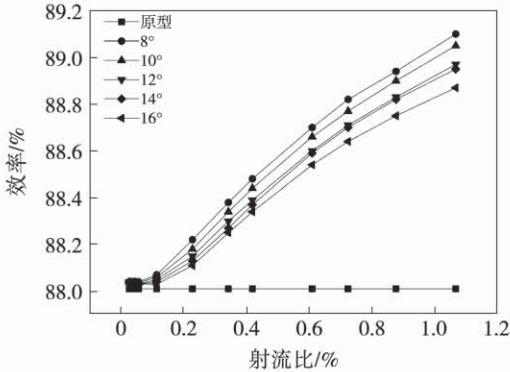


图 9 不同射流角下效率随射流比变化曲线图  
Fig. 9 Variation curve of efficiency with jet ratio under different jet angles

### 2.3 射流比对二次流控制效果的影响

射流比  $m_j$  是衡量射流强度的重要参数,对流动控制效果具有重要的影响。在图 9 中可以看出,只有当射流比大于一定限度时,叶栅的气动性能才明显地提升。为研究不同射流比下涡轮叶栅流场的变化,取原型叶栅和  $8^\circ$  射流角下 3 种不同射流比的吸力面近壁面极限流线图,如图 10 所示。原始叶栅流场,从 S 点发生分离,两条分离线分别为端壁角区分离线和原始叶栅与不同射流比射流控制下的动叶叶根处吸力面静压分布曲线,如图 11 所示。与原型叶栅相比,添加射流流动控制的叶栅,由于射流的高能流体需要较高的静压支撑,射流孔附近的静压值上升,且射流比越大,静压越高。而吸力面直到 80% 轴向弦长位置处的静压降低表明,在射流高能流体的作用下,吸/压力面静压差扩大,叶栅的做功能力得到提高,角区的流动堵塞得到缓解,这也与图 5 沿叶高方向的静压分布得到改善相印证。但射流比为 0.027% 的静压分布并没有得到太大改善,且射流孔附近的静压也相应地提高,可近似视为流场并没有得到改善,说明只有当射流比大于 0.057% 时,射流流动控制对于端区二次流动才有明显改善

作用。

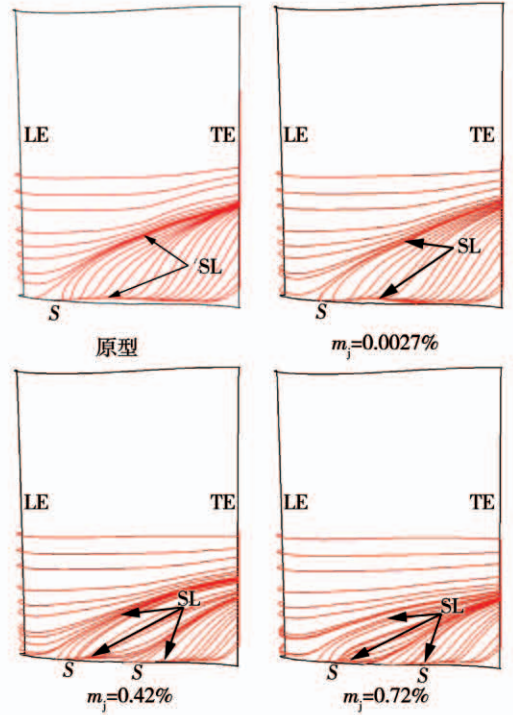


图 10 原始叶栅和 3 种不同射流条件时吸力面的极限流线图

Fig. 10 Limiting streamlines of original cascade and three suction surfaces under different jet conditions

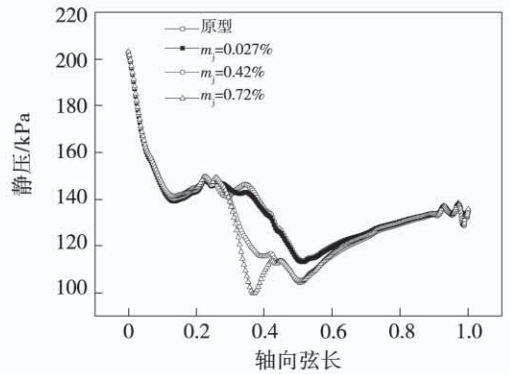


图 11 动叶叶根吸力面静压分布

Fig. 11 Static pressure distribution of root suction surface of rotor

### 3 结 论

以 GE-E<sup>3</sup> 高压涡轮为研究对象,在动叶端壁添加附属射流结构,采用数值模拟方法研究了动叶端壁射流方法对动叶端区二次流控制的影响和作用机理。对不同射流位置、射流角度和射流比等参数对

射流控制效果的影响进行分析,得出结论:

(1) 端壁射流改善了叶根附近的压力分布,从原始的扁“C”字分布变为斜“L”分布,角区静压明显地增加,有利于角区低能流体与叶中部分的流体进行能量交换,改善角区的堵塞情况,但同时也略微增大了叶中部分的二次流损失。

(2) 射流位置对于端区二次流动的影响最为重要,在30%轴向弦长位置处布置的射流,相对于其他位置能够有效地削弱压力面马蹄涡的横向迁移,破碎角涡,降低二次流损失。

(3) 射流流体削弱了角涡分离的强度,切断了主流通道涡与轮毂通道涡的相互干涉,减小了涡系相互掺混所造成的损失。但射流高速流体使尾缘处吸/压力面速度差增大,尾缘脱落涡增强,二次流损失略微增加。

参考文献:

[1] 陈光. 遼达 XWB 发动机发展与设计特点[J]. 航空发动机, 2015,41(4): 1-7.  
CHEN Guang. Trent XWB engine development and design feature [J]. Aeroengine, 2015, 41(4): 1-7.

[2] BOOTH T C, Dodge P, Hepworth H K. Rotor-tip leakage: Part I—basic methodology[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 154-161.

[3] SHARMA O P, BUTLER T L. Predictions of endwall losses and secondary flows in axial flow turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(2): 229-236.

[4] HAO S, LI J, SONG L, et al. Non-axisymmetric turbine endwall aerodynamic optimization design: Part I—turbine cascade design and experimental validations[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference & Exposition. American Society of Mechanical Engineer, 2014: V02BT39A006 - V02BT39A006.

[5] HAO S, SONG L, LI J, et al. Non-axisymmetric turbine endwall aerodynamic optimization design: Part II—turbine stage design and unsteady flow characteristics analysis[C]//AMSE Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference & Exposition. American Society of Mechanical Engineer, 2014: V02BT39A007 - V02BT39A007.

[6] 王仲奇, 苏杰先. 弯扭叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展[J]. 工程热物理学报, 1994, V15(2): 147-152.  
WANG Zhong-qi, SU Jie-xian. New progress in the mechanism of

energy loss reduction in curved and twisted blade cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1994, 15(2): 147-152.

[7] BOHN D E, REN J, TU MMERS C, et al. Unsteady 3D-numerical investigation of the influence of the blading design on the stator-rotor interaction in a 2-stage turbine[C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2005: 1285-1294.

[8] 钟兢军, 王会社, 刘慧娟, 等. 吸力面翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究[J]. 航空动力学报, 2002(2): 188-192.  
ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, LIU Hui-juan, et al. The experimental investigation of using suction surface fences to control secondary flow in compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2002(2): 188-192.

[9] BLOXHAM M J, BONIS J P. A Global approach to turbomachinery flow control: passage vortex control[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(4): 41003.

[10] 贾惟. 轮毂封严对涡轮端区流动影响的数值研究[J]. 热能与动力工程学报, 2018(8): 20-30.  
JIA Wei. Numerical investigation of influence of rim seal purge flow on turbine endwall flows [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2018(8): 20-30.

[11] 佟尧. 涡轮端壁气膜冷却数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2016.  
TONG Yao. Numerical investigation on turbine endwall film cooling[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2016.

[12] 魏佐君. 高负荷涡轮端区非定常流动机理及损失控制研究[D]. 西北工业大学, 2016.  
WEI Zuo-jun. A study on endwall unsteady flow and loss of highly-loaded turbine[D]. Northwestern Polytechnical University, 2016.

[13] ZHOU C, HODSON H. The tip leakage flow of an unshrouded high pressure turbine blade with tip cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 41028.

[14] TIMKOL P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. NASA-CR-168289, 1984.

[15] 吴艳辉, 刘军, 安光耀, 等. 前缘小叶片对高负荷扩压叶栅性能的影响[J]. 机械科学与技术, 2017(9): 1452-1457.  
WU Yan-hui, LIU Jun, AN Guang-yao. Effect of leading edge little blade on performance of highly loaded compressor cascades [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017(9): 1452-1457.

(姜雪梅 编辑)