

文章编号:1000-8055(2015)12-2949-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.019

叶身融合技术在涡轮中的应用

田 勇^{1,2,4}, 季路成³, 邵卫卫^{1,2}, 肖云汉^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所先进能源动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院能源动力研究中心, 江苏连云港 222069;

3. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081;

4. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 将叶身融合技术进一步应用于涡轮, 探索其技术应用效果. 为此, 以 TTM-stage 为原型, 施加 7 种不同的叶身融合模型, 并采用数值模拟方法进行了对比研究. 结果表明: 前缘融合面可削弱马蹄涡; 侧融合面可削弱角区分离; 对静叶实施融合使动叶进口总温附面层厚度降低, 在通道涡作用下高总温流体被部分推离, 明显降低了轮毂壁温.

关 键 词: 叶身融合; 涡轮; 角区分离; 绝热壁温; 马蹄涡

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Application of blended blade/endwall in turbines

TIAN Yong^{1,2,4}, JI Lu-cheng³, SHAO Wei-wei^{1,2}, XIAO Yun-han^{1,2}

(1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China;

2. Research Center for Clean Energy and Power,

Chinese Academy of Sciences, Lianyungang Jiangsu 222069, China;

3. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

4. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Blended blade/endwall was applied into turbine for finding out its effectiveness of application. Taking the TTM-stage as example, seven kinds of blended blade/end-wall models were designed and numerically simulated and compared. The results show that: the leading edge's blending surface can weaken the horseshoe vortex; the side blending surface can weaken the corner separation; the blending surface of the vane reduces the height of the boundary layer of total temperature at the inlet of the blade, and then the passage vortex moves the fluid of high total temperature away from the hub wall, reducing the adiabatic wall temperature of the hub evidently.

Key words: blended blade/end wall; turbine; corner separation; adiabatic temperature; horseshoe vortex

针对叶片与端壁交汇区的流动组织, 近来出现了一种有前景的新技术, 即叶片/端壁融合技

术(简称叶身融合技术, BBEW)^[1-2]. 它强调根据附面层发展情况合理设置融合面曲率半径沿流程

收稿日期: 2014-05-07

基金项目: 自然科学基金(51176012, 51376023)

作者简介: 田勇(1985—), 男, 湖北崇阳人, 博士生, 研究方向为叶轮机气动热力学.

通讯作者: 季路成(1970—), 男, 山东蓬莱人, 教授, 博士, 研究方向为航空发动机能源动力、叶轮机气动热力学和计算流体力学.

E-mail: jilc@bit.edu.cn

的分布,以调控交汇区附面层分离.在压气机动叶中的应用研究^[3-5]表明,BBEW 通过削弱角区分离而提高效率,且具有很好的工况适用性.那么,将 BBEW 应用于涡轮会有何种效果呢?叶片与端壁交汇区域也是涡轮流热环境组织的关键部位.在这一领域,2000 年后的一些研究中也提出了添加过渡曲面的修型技术,但主要集中于前缘部分^[6-12],而在整周采用过渡曲面方面,研究主要集中于工艺倒圆的影响,例如文献[13-15]发现倒圆因堵塞而导致损失增加;文献[16-17]指出倒圆使上、下通道涡向叶栅中部靠近,端壁处角涡强度增大,二次流损失上升,涡轮效率下降.

在此背景下,尽管涡轮流动处于顺压环境,且即便有分离也是小得多,但还是应该研究一下 BBEW 对于涡轮流热环境组织调控的影响.为此,本文以 TTM-stage 为原型,设计 7 种不同 BBEW 模型,并进行数值模拟对比研究.鉴于 BBEW 中过渡曲面与“倒圆”或“弯叶片”思想的差异,下文将这种过渡曲面统称为“融合面”.

1 研究案例

1.1 原型

本文 BBEW 研究案例原型采用奥地利格拉茨工业大学热力涡轮机械与机器动力学研究所(Institute for Thermal Turbomachinery and Machine Dynamics, TTM)设计并试验的 TTM-stage^[18],图 1 给出了该涡轮级试验台的几何示意图及 laser Doppler Velocimetry(LDV)窗口测量位置.表 1 给出了主要几何参数.

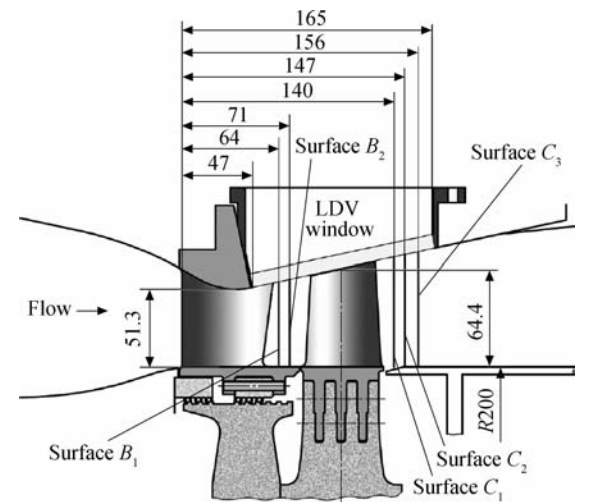


图 1 TTM-stage 试验台(单位:mm)

Fig. 1 TTM-stage test rig (unit:mm)

表 1 TTM-stage 几何参数
Table 1 TTM-stage geometry parameters

参数	数值
静叶数	24
动叶数	36
静叶弦长(中展)/mm	78.9
动叶弦长(中展)/mm	55.9
静叶轴向弦长(中展)/mm	56.1
动叶轴向弦长(中展)/mm	46.8
静叶叶型转折角/(°)	70
动叶叶型转折角/(°)	107
静叶出口高度/mm	55.1
动叶出口高度/mm	69.2
动叶叶尖间隙/mm	0.95
动静叶排间距/mm	26.4

1.2 BBEW 修型

为研究 BBEW 对涡轮流热环境的影响特点,对 TTM-stage 设计了 7 种 BBEW 模型,如图 2. 典型融合剖面及端壁补偿示意如图 3. 图中 A_s , A_p , A_d 分别表示融合导致的吸力面角区通流面积减幅、压力面角区通流面积减幅和端壁下沉通流面积增幅.

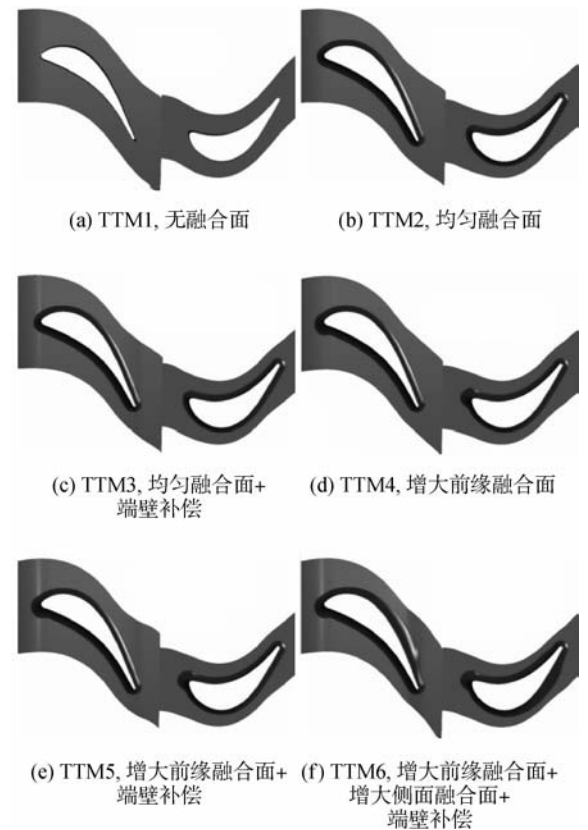




图 2 TTM-stage BBEW 模型示意图

Fig. 2 Sketch of BBEW models of TTM-stage

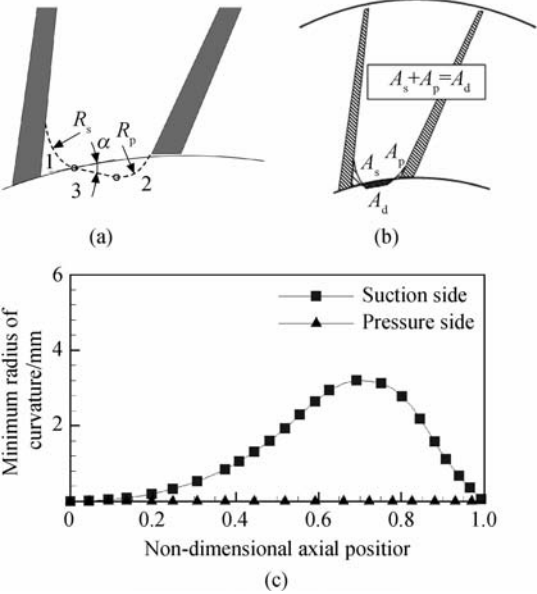


图 3 典型 BBEW 剖面与端壁补偿及侧面半径流向变化

Fig. 3 Typical sections of BBEW and endwall compensation and corner radius along streamwise

2 数值模拟方法

数值试验基于定常可压完全 N-S 方程和带自动壁面函数的 shear stress transport(SST)湍流模型,所采用的求解器为 ANSYS CFX12. 数值试验的边界条件按试验测量值给定.

采用 Numeca Autogrid5 软件生成结构化六面体单元计算网格,如图 4. 所有算例近壁网格 y^+ 均在 5 以下,以保证 SST 湍流模型正确使用. 网格拓扑完全一致,以严格保证算例间可比性. 根据预先所做的网格无关性研究经验,将整级(动、静两排)总网格数保持在 120 万左右.

以文献[18]的表 2 中面 B_1 + 面 C_1 的条件为计算工况. 为方便计算,进气混合腔与排气匣不纳入计算域,而选取静叶前缘上游 66 mm 处总压测点所处的平面为计算进口平面,选取级下游内扩压器里静压测点所处的平面为计算出口平面. 详细计算参数如表 2.



图 4 网格示意图

Fig. 4 Sketch of mesh

表 2 边界条件设置

Table 2 Boundary conditions for calculation

参数		数值及说明
进口	位置 X/mm	−66
	总压 $p_{tt,in}$ /Pa	333 200
	总温 $T_{tt,in}$ /K	402.7
	湍流强度/%	5
出口	位置 X/mm	158
	静压/Pa	90 000
	静温/K	305
固壁	叶片	绝热、无滑移
	轮毂	绝热、无滑移动叶的轮毂
	机匣	绝热无滑移
其余	通道侧边界	旋转周期边界
	排间界面	级掺混面模型

3 结果与分析

3.1 流场分析

3.1.1 端壁补偿影响

在 BBEW 修型过程中,一个非常重要的措施就是通过端壁下沉的补偿办法保证 BBEW 修型前后通流不变,这样就能避免如文献[11-13]出现的因增加了流动堵塞而导致气动性能恶化.

从图 5 可见,静叶施加融合面而不修正端壁时(TTM2 与 TTM4)会使得流量下降约 1.5%, TTM3, TTM5, TTM6, TTM7 和 TTM8 均通过端壁补偿基本恢复了流量. 从图 6 的级效率对比图可以看出,尽管各种几何模型对整体效率的影响非常小,在 0.1% 左右,接近数值误差,但是在相同的对比基准下,也能看出恰当的融合与端壁补偿对整体效率的轻微贡献.

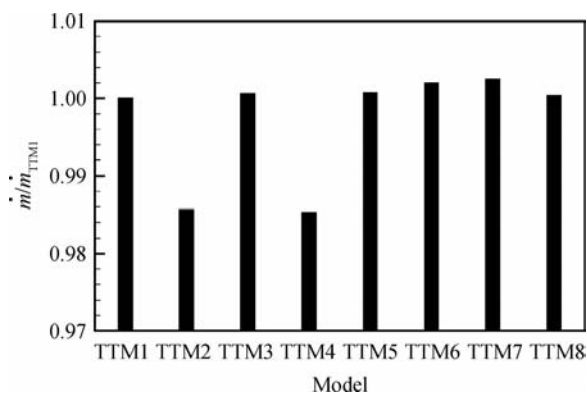


图 5 试验工况下 8 种几何模型的进出口流量对比
Fig. 5 Inlet and outlet mass flow rate of the eight geometry models under experiment condition

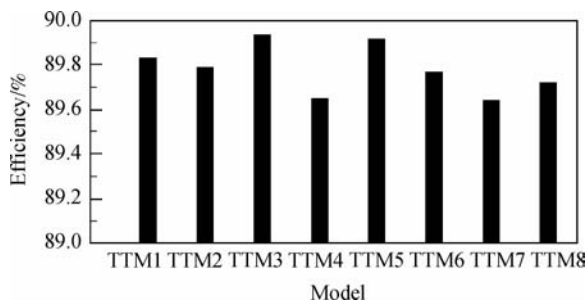


图 6 试验工况下 8 种几何模型的效率对比
Fig. 6 Efficiency of the eight geometry models under experiment condition

3.1.2 整周均匀融合面的作用

选择 TTM1(无融合面)和 TTM3(均匀融合面带端壁补偿)的计算结果进行对比。

从图 7 中 TTM1 看出,静叶根部吸力面近尾缘处存在较大的角区分离团,而动叶根部则几乎不存在这样的分离团。此外,无论是动叶还是静叶,在近尾缘的叶片中展较大范围内存在一道激波。图 8 为流向截面内马赫数云图,其中 X 表示流向坐标, X_a 表示静叶或动叶计算域轴向长度。从图 8 中可以看出,在通道前段,叶根和叶顶附近的流速比较接近,但是到了通道后段,叶根附近流速增长要比叶顶快得多,因此到了后半程,通道流向截面的高速区基本集中在吸力面根部角区了,但是随着靠近尾缘,根部角区的分离泡也逐渐增大,并将高马赫数团的核心逐渐“挤向”流道中部。注意到高马赫数团是超声的,马赫数在 1.5 左右,这有理由相信附近会有激波产生。

当存在融合面时(图 7(b)),吸力面根部近尾缘角区流体速度增加,使得分离延迟和减小,但同时,马赫数的增加使得中展的激波延伸到了整个

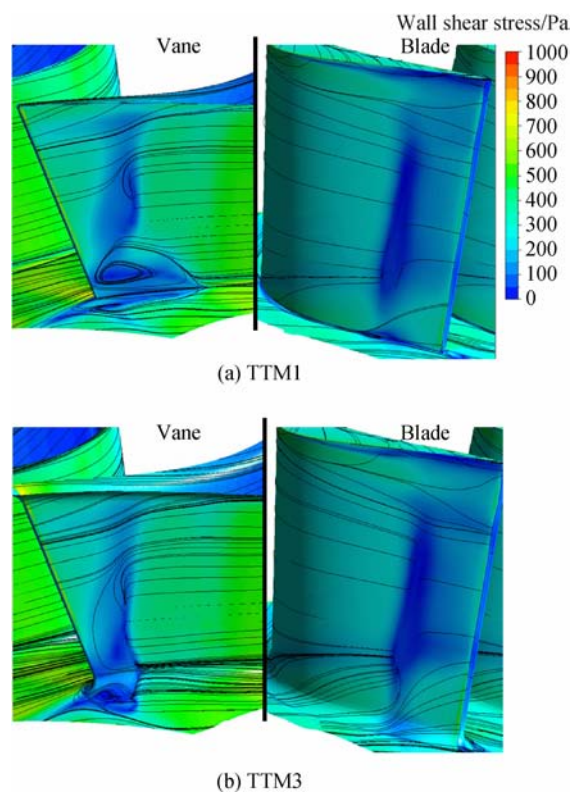


图 7 TTM1 和 TTM3 动静叶吸力面与轮毂极限流线与切应力
Fig. 7 Limiting streamlines colored by shear stress on the suction side of hub and vane blade of TTM1 and TTM3

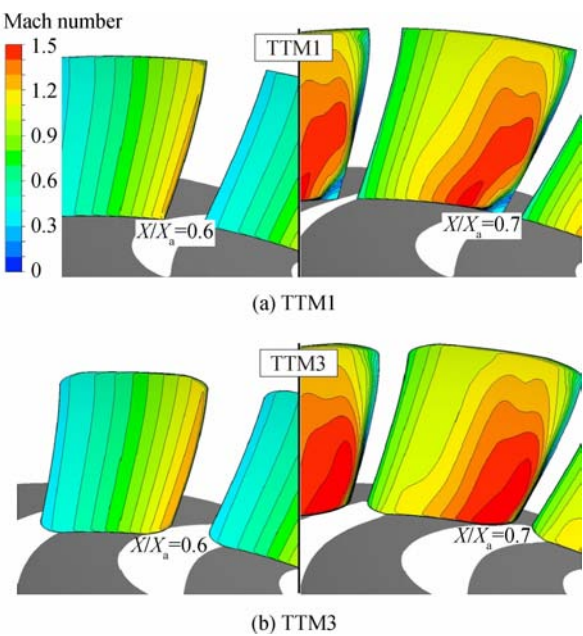


图 8 两个流向截面内马赫数云图
Fig. 8 Mach number contour of two streamwise sections
角区内。因此,由分离泡减小而获得的效率收益将部分被激波增强带来的损失抵消。

3.1.3 动叶与静叶融合面影响比较

从图 7 还可以发现,动叶无论是分离还是激波,都比静叶小. 因此动叶的设计已经较为理想,很可能各种管控技术的效果都将不明显. TTM8 的设计,就是为了去掉静叶的融合面,看纯粹动叶的融合面能产生多大作用.

图 9 给出了各算例模型出口展向效率分布,可见,TTM8 的分布型与 TTM1(没有任何融合面)非常接近,与 TTM2~TTM7 有较大不同. 这说明纯粹动叶施加融合面跟不施加融合面差不多. 但这并不是说融合面在所有涡轮动叶中都无用,仅仅是因为当前计算模型 TTM-stage 的动叶设计已经非常理想,所以根部效率改善非常微弱.

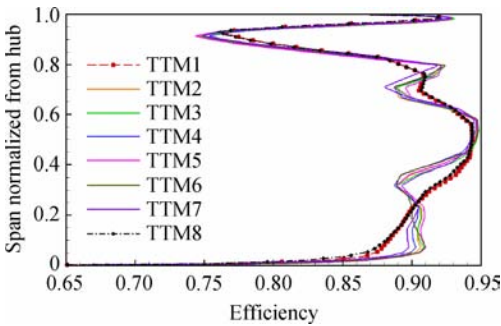


图 9 各模型出口展向效率分布

Fig. 9 Spanwise efficiency distribution at outlet of each model

3.1.4 前缘融合面影响

许多研究表明,前缘融合面可以有效抑制马蹄涡,但是在叶轮机里,简单的前缘融合面将无法适应复杂的攻角变化^[3],本文为叶片施加的前缘融合面均是以连续二面角变化过渡到两侧的,因此具有较好的攻角适应性. 下面来看看这样的前缘融合面对前缘附近的流场,尤其是马蹄涡到底产生了什么样的影响.

如图 10~图 12 展示的 TTM1 和 TTM3(整周融合面+端壁下沉流量补偿)以及 TTM5(在 TTM3 的基础上进一步增大前缘融合面)的前缘角区壁面极限流线. N 为节点, S 为鞍点, L_s 为分离线. 可以看出,前缘融合面削弱马蹄涡在极限流图谱上表现为分离流节点 N 和鞍点 S 之间的距离减小,当两者重合时,马蹄涡将消失. TTM5 的前缘融合面较大,马蹄涡已基本消除. 图 14~图 17 从三维流线的角度进一步阐述了这一点. 但是值得一提的是,当前涡轮级静叶端壁前缘附近附面层非常薄(从图 13 看出,由于子午通道的收

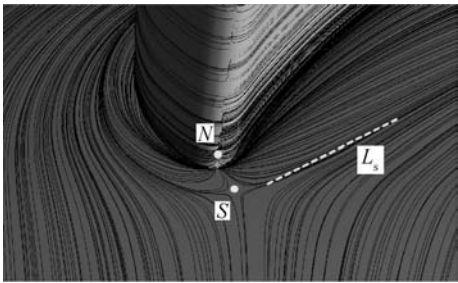


图 10 TTM1 静叶前缘根部角区极限流线图谱
Fig. 10 Limiting streamline map at the leading edge corner of vane of TTM1

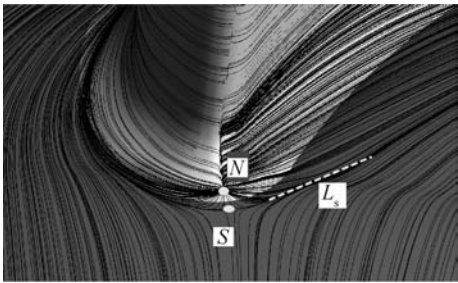


图 11 TTM3 静叶前缘根部角区极限流线图谱
Fig. 11 Limiting streamline map at the leading edge corner of vane of TTM3

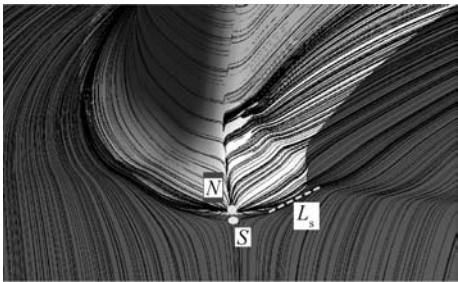


图 12 TTM5 静叶前缘根部角区极限流线图谱
Fig. 12 Limiting streamline map at the leading edge corner of vane of TTM5

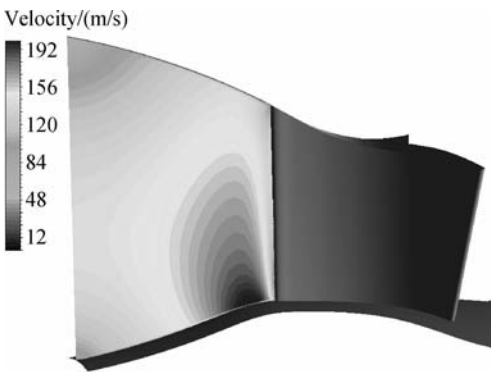


图 13 叶片前缘上游加速区
Fig. 13 Accelerating region upstream of the leading edge of the vanes

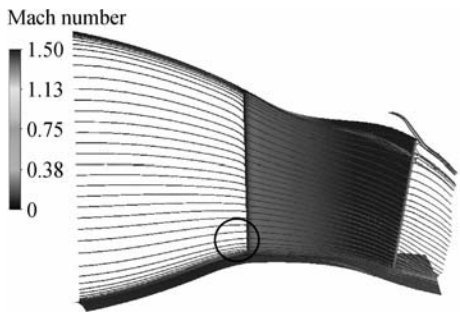


图 14 TTM1 静叶区三维流线

Fig. 14 3-D streamlines at region of TTM1 vane

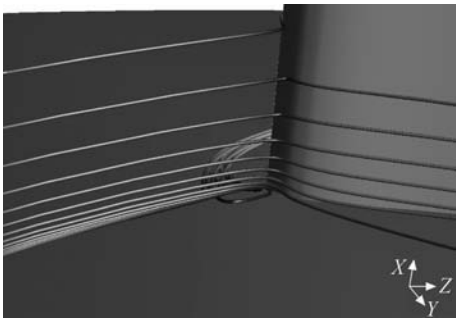


图 15 TTM1 静叶三维流线(前缘角区放大)

Fig. 15 3-D streamlines of TTM1 vane
(at leading edge corner enlargement)

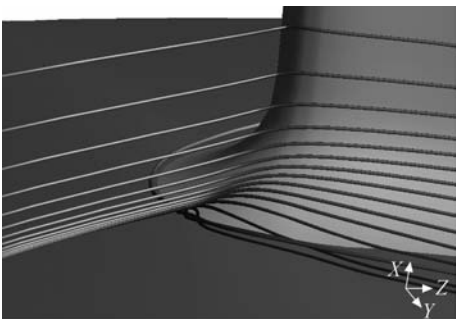


图 16 TTM3 静叶三维流线(前缘角区放大)

Fig. 16 3-D streamlines of TTM3 vane
(at leading edge corner enlargement)

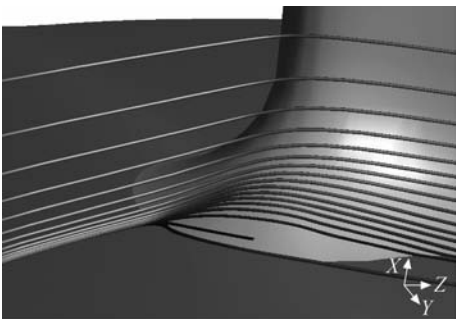


图 17 TTM5 静叶三维流线(前缘角区放大)

Fig. 17 3-D streamlines of TTM5 vane
(at leading edge corner enlargement)

缩,静叶前缘上游存在一个加速区,尤其是近轮毂壁面,有一个高速团,使得边界层很薄),所以,马蹄涡尺寸非常小,对流场的影响范围也比较小,因此前缘融合面的调控虽然能消除马蹄涡,但是对整个涡轮级的性能影响将不明显。

此外,前缘融合面的引入还会在一定程度上增强通道涡.图 18 展示了动叶附面层内 3 个主要流向涡(马蹄涡的两个分支(吸力侧腿 V_{sh} 、压力 V_{ph})和通道涡 V_p)对流面的卷曲过程,图 19 是这 3 个流向涡的位置方向示意图.图 20 和图 21 分别给出了施加小的前缘融合面(TTM3)和施加较大的前缘融合面(TTM5)时流面在这 3 个流向涡作用下的卷曲过程.很明显,前缘融合面大大削弱了马蹄涡分支.但同时,它却使得附面层流体上扬位置大大提前,这意味着通道涡增强.原因是:吸力侧腿与通道涡反向,对通道涡起到削弱作用,压力侧腿与通道涡同向,对通道涡起到增强作用,因此吸力侧腿较强时,马蹄涡整体可起到削弱通道涡的作用.前缘融合面削弱了马蹄涡,反而会导致通道涡的增强,因此端壁上流体从压力面流向吸力面的趋势就更快更强。

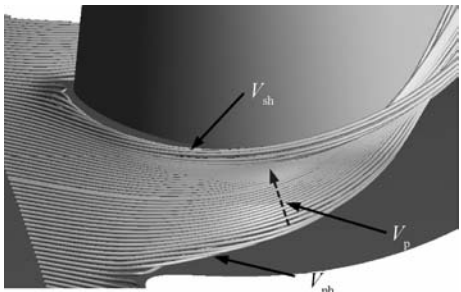


图 18 TTM1 动叶附面层中某流面在 3 个涡的作用下沿通道卷曲的过程

Fig. 18 Twist of a stream surface in the boundary layer of TTM1 blade under actions of the three vortices

3.1.5 侧面变曲率半径融合面的作用

TTM6 和 TTM7 是在 TTM5 的基础上增大和减小侧面融合面尺寸得到的.但 TTM6 和 TTM7 在吸力面近尾缘处的融合面都比 TTM5 大,这是出于对吸力面尾缘分离较大的认识.不过从结果来看,这些设计初衷都没能考虑到激波的干涉作用。

如图 22,TTM5 在吸力面侧面以较小的融合面大大削弱了分离,却因流体的加速并超声而诱导中展附近的激波延拓到分离区,TTM6 和

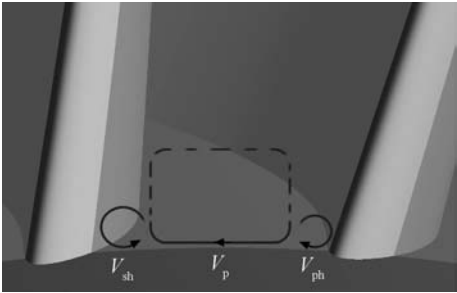


图 19 马蹄涡吸力侧腿、压力侧腿和通道涡
Fig. 19 Horseshoe vortex suction leg, horseshoe vortex pressure leg, and passage vortex

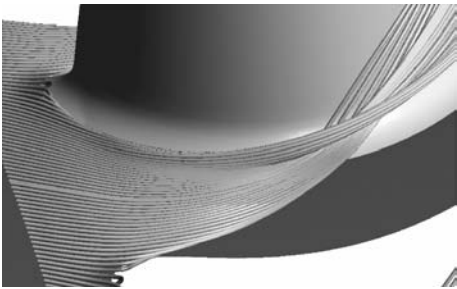


图 20 TTM3 动叶附面层中某流面在 3 个涡的作用下沿通道卷曲的过程
Fig. 20 Twist of a stream surface in the boundary layer of TTM3 blade under actions of the three vortices

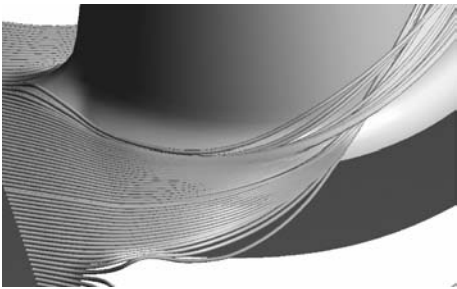


图 21 TTM5 动叶附面层中某流面在 3 个涡的作用下沿通道卷曲的过程
Fig. 21 Twist of a stream surface in the boundary layer of TTM5 blade under actions of the three vortices

TTM7 在吸力面角区更大的融合面进一步增强了激波干涉,增大了分离区。

再看总压恢复系数 C_{pt} ,如图 23 看出:TTM6 和 TTM7 相对于 TTM5 都增大了根部损失,但这一增加了的损失并不是增大的尾缘厚度所导致的,因为即使 TTM7 采用减缩的方式让尾缘厚度回归到很小,但根部损失仍然较大。可见,增加的损失主要是激波与分离的相互诱导所致。

3.2 热环境影响分析

经计算得出,静叶进口(级进口)流量平均静

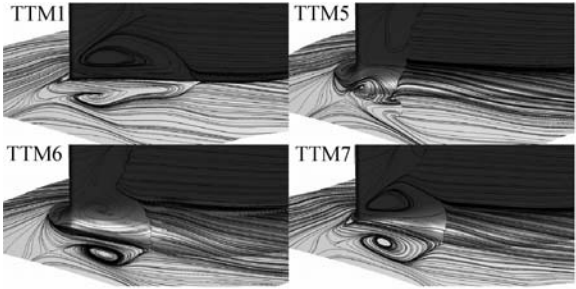


图 22 TTM1,TTM5,TTM6,TTM7 四种模型静叶尾缘角区极限流线图谱
Fig. 22 Limiting streamline map at the trailing edge corner of vane of TTM1,TTM5,TTM6,TTM7

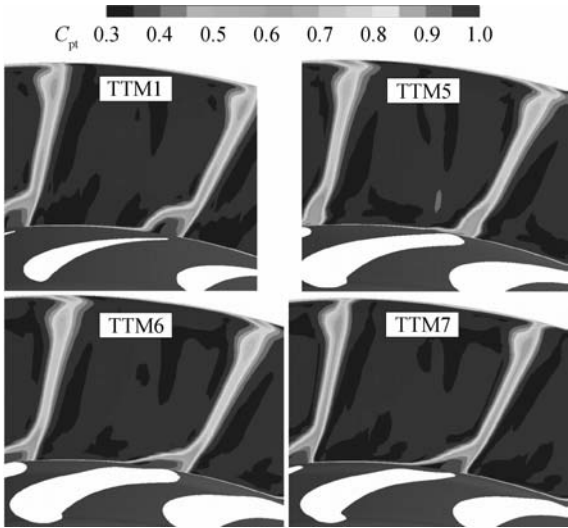


图 23 静叶尾缘平面总压恢复系数分布
Fig. 23 Total pressure recovery coefficient distribution at the trailing edge plane of vane

温为 402 K,转静排间界面流量平均静温为 327 K,动叶出口(级出口)流量平均静温为 288 K,因此静叶和动叶内的平均静温变化幅度分别为 75 K 和 39 K,温降比约为 2:1。而从图 24,TTM1 中展截面静温分布来看,静叶中展内局部最低温可达 284 K,动叶中展局部最低温可达 244 K,因此中展位置静叶内静温变化幅度在 140 K 左右,动叶约 80 K 左右。但是壁温变化幅度并没有这么大。例如图 25,单排内轮毂壁温变化幅度非常小。这是因为,壁面静温主要取决于近壁流体的总温,而单排内总温变化幅度肯定远小于静温变化幅度。只有两种机制会导致近壁流体总温变化,一种是边界层内的总温过冲现象(overshoot)导致总温展向输运,其变化幅度一般较小,且取决于速度变化幅度;另一种是二次流与涡运动引起的能量输运。

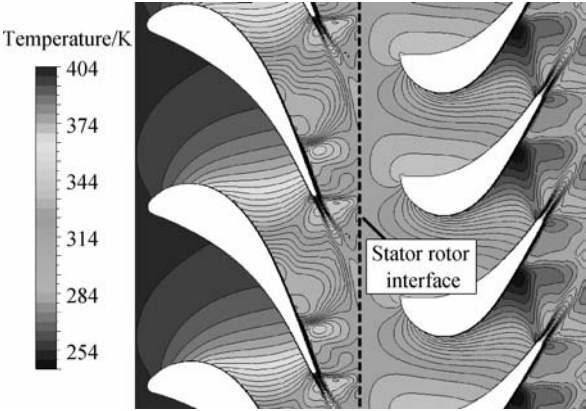


图 24 TTM1 中展静温分布

Fig. 24 Midspan static temperature distribution of TTM1

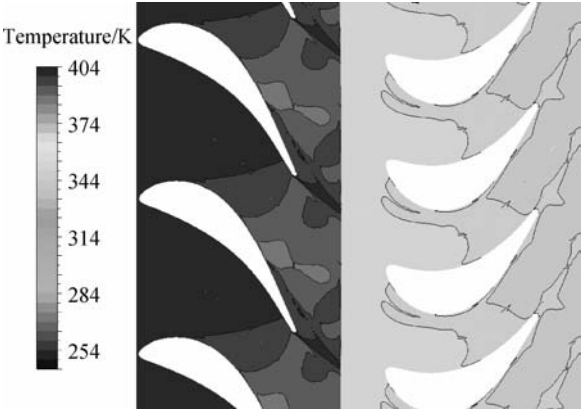
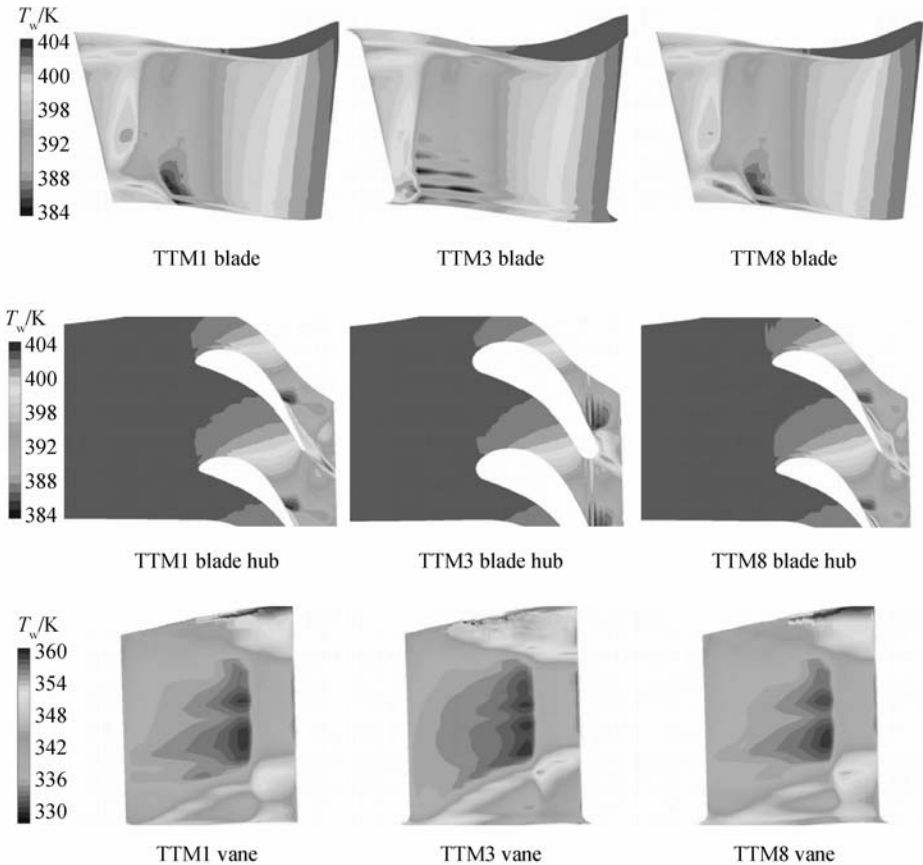


图 25 TTM1 轮毂壁温分布

Fig. 25 Hub temperature distribution of TTM1

从图 26 可以看到,动叶前缘根部马蹄涡引起的壁温(T_w)变化幅度要比静叶前缘根部马蹄涡引起的壁温变化幅度大得多.前面已经提到,壁温由近壁流体总温决定,因此必然是由于动叶前缘上游边界层内的总温梯度大于静叶前缘上游边界层内的总温梯度.图 27 为 TTM1 各流向位置要对总温沿展向的分布.其中 $X/X_a=0\sim 1$ 表示静叶中, $X/X_a=1\sim 2$ 表示动叶中, $X/X_a=0.25$ 或 1.25 表示叶片前缘位置, $X/X_a=0.75$ 或 1.75 表示叶片尾缘位置.从图 27 可以看出,静叶中,前缘上游($X/X_a<0.25$)总温展向变化极小,仅在叶片

尾缘下游($0.75<X/X_a<1$)的近壁范围内总温展向较为明显;而动叶中,不光是前缘上游($1<X/X_a<1.25$),几乎整个流向范围($1<X/X_a<2$)总温展向变化都非常明显,这主要由三部分因素导致:首先由于旋转半径的变化引起旋转速度的变化,在近似相同的绝对总温分布的情况下,从根部到尖部会表现出逐渐减小的相对总温分布;其次,由于尖部相对旋转的轮毂(hub)在不断注入相对总能,所以在展向上半段又表现出相反的趋势,即随展向位置增大,相对总温逐渐增大;最后,在根部边界层内的总温过冲现象又使得相对总温表现



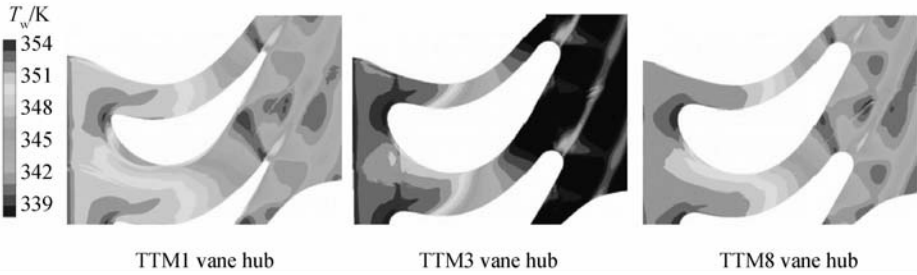


图 26 TTM1,TTM3,TTM8 的静叶吸力面、静叶轮毂、动叶吸力面、动叶轮毂绝热壁温分布
Fig. 26 Adiabatic wall temperature distribution of vane suction side, vane hub, blade suction side and blade hub of TTM1, TTM3 and TTM8

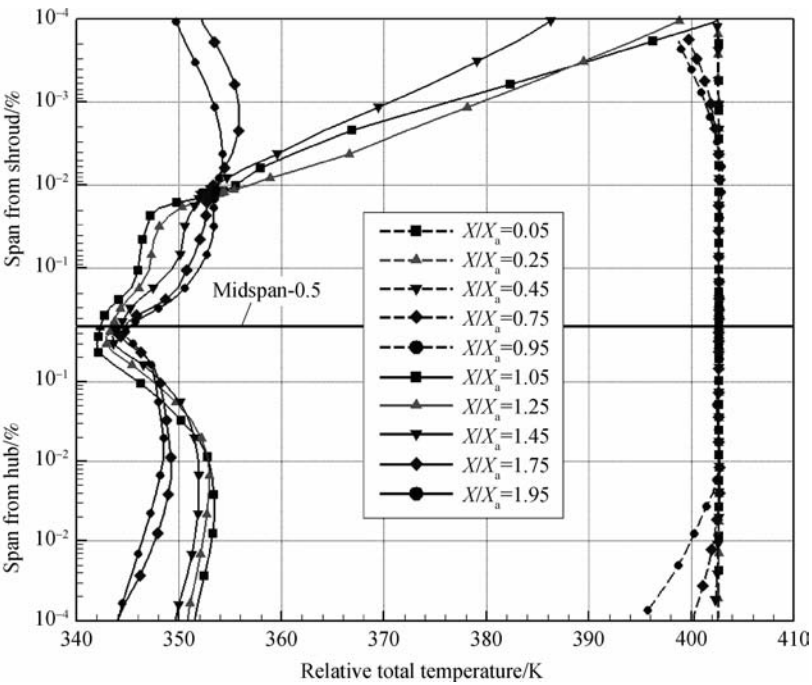


图 27 TTM1 各流向位置相对总温沿展向的分布
Fig. 27 Relative total temperature spanwise distribution at some streamwise positions for TTM1

出随展向位置增大而增大的趋势。

从图 26 也可以看出,施加融合面之后静叶吸力面尾缘静温有所变化,主要是因为激波面延拓到端壁,尾缘近端壁高温区增大。

可发现动叶前缘上游轮毂静温整体略有升高,而动叶轮毂后半段静温下降明显。这一点可作如下解释。如图 28,动叶通道中相对总温(T_{tr})分布代表了燃气总能的分布与输运。可以看出,两端(轮毂(hub)与机匣(shroud))处能量较高,在沿着通道向下流动的过程中逐渐向中展输运,又在通道涡的作用下,逐渐从压力面向吸力面角区堆积卷起。TTM2 的动叶入口轮毂上边界层(高能层)比较薄,所以在离开通道前已经全部卷起到轮毂吸力面角区,使得中展的低能流体暴露并接触

到轮毂,因而轮毂的壁温就大大降低。而 TTM1 的动叶入口轮毂上边界层厚得多,在离开通道前虽然也向轮毂吸力面角区堆积卷起,但还没有使中展的低能流体暴露在轮毂上,因而轮毂保持了较高的壁温。TTM8 与 TTM1 的情况类似,说明了 TTM2 这一“卷起暴露”过程较快并不是因为动叶的融合曲面增强了通道涡的强度,而是因为静叶的融合曲面降低了动叶来流相对总能边界层的厚度。至于为什么静叶的融合曲面对下游动叶的来流有这样的影响,可解释为:静叶有融合曲面时,尾缘分离大大削弱,因此尾迹涡的展向高度大幅度降低,并通过动静叶排间界面周向掺混并传递到动叶,导致动叶来流总温边界层大大变薄。

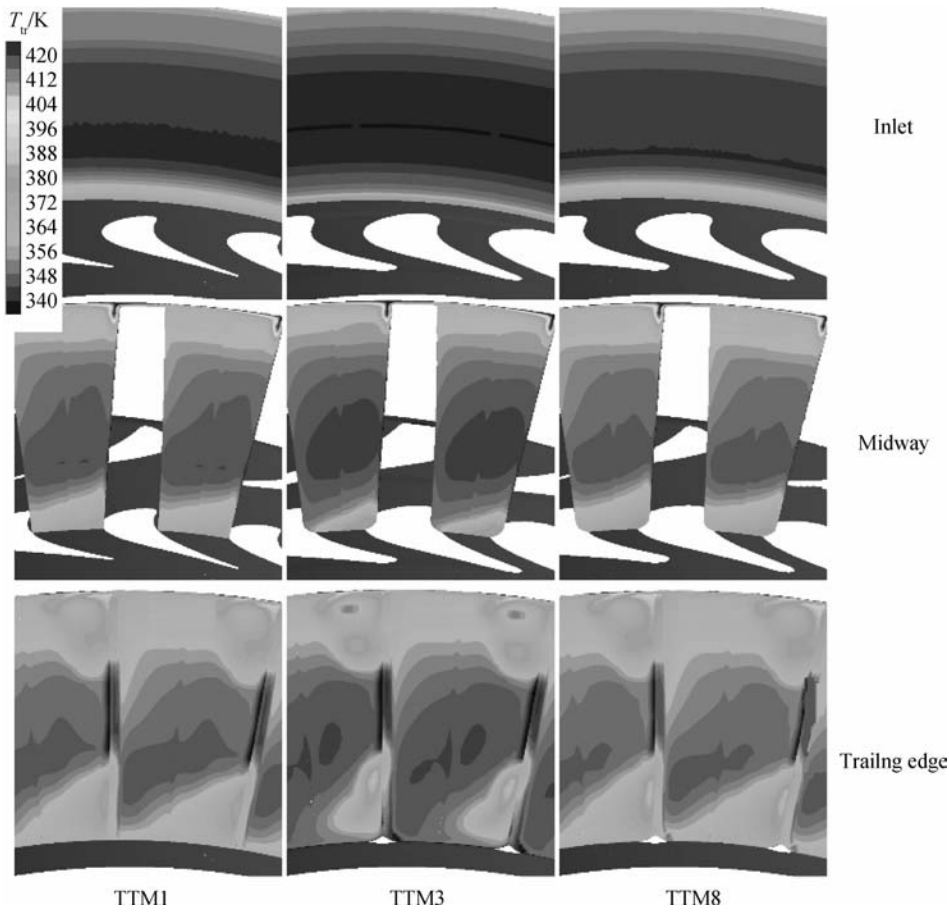


图 28 TTM1,TTM3,TTM8 相对总温分布沿流程的发展

Fig. 28 Development of the relative total temperature along streamwise for TTM1, TTM3 and TTM8

4 结 论

本文通过 BBEW 技术对 TTM-stage 的叶片端壁交汇区施加融合面,先后通过添加融合面、微调端壁以维持通流面积、增大前缘融合面半径、仅对动叶施加融合面、以及增大和减小侧面融合面半径等措施得到了 8 种计算模型,并通过 CFX 进行气动热力计算,得到以下结论:

- 1) BBEW 中的端壁补偿非常重要,它增强了算例之间的可对比性,避免因添加融合面引发通流面积减小而带来的性能不确定性。
- 2) 融合面的作用在于通过增加角区流速、减小附面层交汇,从而延缓、削弱甚至消除分离。
- 3) 融合面适合添加在有明显角区分离的位置,通过削弱角区分离而改善流动和整体性能。
- 4) 端区超跨声涡轮采用 BBEW 需要折中考虑“BBEW 能延缓或削弱角区分离”和“BBEW 可提高当地马赫数而可能诱发更强激波的问题”。
- 5) 前缘融合面可大大削弱涡轮前缘马蹄涡,

但同时也可能增强通道涡,继而使通道二次流增强。

6) 在 BBEW 的情况下,高总温气流被迫迁移是端壁热环境可能改善的主要机制。静叶 BBEW 大大降低了来流边界层的高度,在略微增加动叶前缘附近壁温的同时,能使后部大区域内端壁静温降低。

尽管本文得出了一些有意义的结论,但 BBEW 对涡轮性能的影响还亟待进一步深入研究。

参考文献:

[1] 季路成,伊卫林,田勇,等.一种叶轮机叶片与端壁融合设计方法:中国,201010623606.2[P].2012-10-24.

[2] 季路成,田勇,李伟伟,等.叶身/端壁融合技术研究[J].航空发动机,2012,39(6):10-17.

JI Lucheng,TIAN Yong,LI Weiwei,et al. Study on blended blade and endwall technique[J]. Aeroengine,2012,39(6):10-17. (in Chinese)

[3] JI Lucheng,TIAN Yong,LI Weiwei,et al. Numerical studies on improving performance of rotor-67 by blended blade

- and endwall technique[R]. ASME Paper GT2012-68535, 2012.
- [4] 田勇,季路成,李伟伟,等. 叶身/端壁融合技术工况的适用性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1905-1913.
TIAN Yong, JI Lucheng, LI Weiwei, et al. Studies on applicability of blended blade and endwall (BBEW) on different operating conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1905-1913. (in Chinese)
- [5] 伊卫林,陈志民,季路成,等. 离心压气机叶身/端壁融合技术应用初探[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(2): 256-261.
YI Weilin, CHEN Zhimin, JI Lucheng, et al. Study on blended blade and endwall technique applied to centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(2): 256-261. (in Chinese)
- [6] Sauer H, Muller R, Vogeler K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 207-213.
- [7] Hoeger M, Schmidt-Eisenlohr U. Numerical simulation of the influence of a bulb and a fillet on the secondary flow in a compressor cascade[J]. Task Quarterly, 2002, 6(1): 25-38.
- [8] Zess G A, Thole K A. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 167-175.
- [9] Becz S, Majewski M S, Langston L S. Leading edge modification effects on turbine cascade endwall loss[R]. ASME Paper GT2003-38898, 2003.
- [10] Shih T I P, Lin Y L. Controlling secondary-flow structure by leading-edge airfoil fillet and inlet swirl to reduce aerodynamic loss and surface heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 48-56.
- [11] Mahmood G I, Gustafson R, Acharya S. Experimental investigation of flow structure and Nusselt number in a low-speed linear blade passage with and without leading-edge fillets[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 499-512.
- [12] Mahmood G I, Acharya S. Experimental investigation of secondary flow structure in a blade passage with and without leading edge fillets[J]. Journal of Fluids Engineering, 2007, 129(3): 253-262.
- [13] 康顺,孙丽萍. 叶根倒角对离心叶轮气动性能的影响[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)
- [14] Schulz S, Meyer R, Liesner K, et al. A parameter study on the influence of fillets on the compressor cascade performance[J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 50(1): 131-145.
- [15] Duden A, Raab I, Fottner L. Controlling the secondary flow in a turbine cascade by three-dimensional airfoil design and endwall contouring[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 191-199.
- [16] 石龔,李少军,李军,等. 动叶栅倒角对透平级气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1842-1848.
SHI Yan, LI Shaojun, LI Jun, et al. Influence of rotor blade fillets on turbine stage performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1842-1848. (in Chinese).
- [17] 王大磊,朴英,陈美宁. 叶根倒角对轴流涡轮转子流场的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2075-2081.
WANG Dalei, PIAO Ying, CHEN Meining. Influence of the root fillet on the flow pattern of an axial turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2075-2081. (in Chinese).
- [18] Gottlich E, Neumayer F, Woisetschlager J, et al. Investigation of stator-rotor interaction in a transonic turbine stage using laser doppler velocimetry and pneumatic probes[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2): 297-305.

(编辑:陈 越)