

DOI:10.11918/202503082

倾斜压力侧肩壁对涡轮凹槽叶顶气热性能影响

陶 志, 郭嘉杰, 靳建祥, 宋立明, 李 军

(西安交通大学 能源与动力工程学院 西安 710049)

摘 要: 为了以较小几何改动代价提升凹槽叶顶气热性能,文中提出了一种基于非均匀偏置的凹槽叶顶压力侧肩壁倾斜造型方法。以 GE-E3 第 1 级动叶凹槽叶顶为对象,提出了外倾、内倾压力侧肩壁两类设计方案,通过改变倾斜幅度、肩壁厚度构造了 8 种典型肩壁构型,在涡轮级环境下研究了对叶顶气动与换热特性的影响。首先,根据平面叶栅实验数据以及网格无关性核算验证了数值方法的可靠性。其次,通过求解 CFD 模型对比了外倾、内倾肩壁构型在叶顶流线、涡系结构上的差异。然后根据流场结构分析了倾斜肩壁对气热性能的影响机理。最后通过总压损失、气动效率、换热系数对叶顶气热性能影响进行了量化。研究表明:外倾肩壁造型减小了叶顶区域的泄漏流量,降低了叶栅总压损失,提升了涡轮级效率,且提升幅度正比于外倾角度,当外倾角度达到 30° 时效率增幅为 0.15%,但叶顶平均换热系数提升了 0.58%;外倾肩壁增加厚度后在保证气动性能提升的前提下,降低了凹槽底面的换热系数 11.06%;内倾肩壁造型导致了泄漏流量大幅增加,涡轮级效率最大下降了 0.29%,叶顶整体换热系数下降了 3.83%;内倾肩壁增加厚度后抑制了泄漏流量的进一步增加,凹槽底面换热系数显著降低,达到了 12.81%。

关键词: 涡轮转子; 凹槽叶顶; 叶顶造型; 气动; 换热

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2025)06-0001-11

Influence of inclined pressure-side shoulder walls on aero-thermal performance of turbine squealer tips

TAO Zhi, GUO Jiajie, JIN Jianxiang, SONG liming, LI Jun

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To enhance the aerothermal performance of squealer blade tips with minimal geometric modifications, a methodology was proposed in this study for the design of inclined pressure-side shoulder, based on the non-uniform tip profile offset. Utilizing the squealer tip of the first-stage rotor in the GE-E3 engine as a foundation, two design schemes of outward and inward inclined pressure-side shoulders were developed. Through the modification of inclination amplitude and shoulder thickness, eight representative shoulder configurations were constructed. The influence on aerodynamic and heat transfer characteristics variation was investigated under turbine stage conditions. First, the reliability of the numerical method was validated against linear cascade experimental data and grid independence verification. Subsequently, computational fluid dynamics (CFD) models were solved to compare the differences in tip leakage flow and vortex structures near the blade tip between outward-inclined and inward-inclined shoulder configurations. Based on flow field characteristics, the mechanism by which inclined shoulder configurations influence aero-thermal performance was analyzed. Finally, the variations in the aero-thermal performance of the blade tip were quantified through total pressure loss, turbine efficiency, and heat transfer coefficient. The research findings indicate that the outward-inclined shoulder configuration reduces the tip leakage flow rate, leading to a decrease in total pressure loss and an improvement in turbine aerodynamic efficiency. The efficiency enhancement exhibits a positive correlation with the outward inclination amplitude, reaching a 0.15% efficiency gain observed at an inclination angle of 30° , while the average heat transfer coefficient at the blade tip increases by 0.58%. Thickened outward-inclined shoulders maintain aerodynamic performance without compromise while reducing the heat transfer coefficient at the cavity bottom by 11.06%. Conversely, the inward-inclined shoulder configurations cause a significant increase in leakage flow, resulting in a maximum turbine efficiency reduction of 0.29%, while the overall blade tip heat transfer coefficient decreases by 3.83%. Thickened inward-inclined shoulders effectively suppress further leakage flow increase and achieve a 12.81% reduction in the cavity bottom heat transfer coefficient.

Keywords: turbine rotor; squealer tip; tip configuration; aerodynamic; heat transfer

收稿日期: 2025-03-31; 录用日期: 2025-06-03; 网络首发日期: 2025-06-09

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20250609.0819.002>

基金项目: 国家科技重大专项(2019-II-0008-0028)

作者简介: 陶 志(1989-),男,博士,讲师;宋立明(1979-),男,教授,博士生导师;李 军(1971-),男,教授,博士生导师

通信作者: 宋立明, songlm@mail.xjtu.edu.cn

涡轮叶片的叶顶设计对于气动性能具有举足轻重的影响,一方面泄漏流是由剥离的部分参与做功的主流发展而来,另一方面泄漏流与主流掺混引起了额外的耗散损失^[1],以往的研究表明与叶顶泄漏流相关的损失约占涡轮内通流损失的 1/3 以上^[2]。此外,随着燃机涡轮进口温度的日益提升,恶化后的叶顶流场为叶顶热防护设计提出了进一步的挑战,特别是经历过叶顶节流作用后的泄漏流具有了高温、高速、边界层薄等特征,加大了叶顶换热的设计难度。因此,以往的诸多研究针对叶顶的气动、换热设计及分析做出了大量努力。

叶顶间隙内具有复杂涡系结构,阐明叶顶的气动与换热特性对于叶顶结构的改进与优化研究具有重要意义。Denton^[1]详细分析了叶栅内的气动损失来源及影响,构建了叶栅损失模型。Bindon^[3]对平叶顶泄漏流损失机理进行了详细分析。Kwak 等^[4-5]采用瞬态液晶技术发现对比于机匣面、近叶顶区域,叶顶区域的换热系数最高。Kim 等^[6]发现进口温度上升 1.8 将会导致机匣面与叶顶热流密度分别上升 2.71 与 2.82 倍。Gao 等^[7]发现随着平叶顶间隙扩大,叶顶整体换热系数上升,泄漏损失总量上升。Mansouri 等^[8]发现机匣面的相对运动改变了线性叶栅上部二次流的拓扑结构,提升了机匣面与吸力面的换热系数。包幼林等^[9]通过对比级效率确定了不受凹槽宽度影响的最佳凹槽深度约为 2.5~3.0 倍间隙宽度。张筠松等^[10]通过凹槽叶顶横截面简化模型探究了气热耦合工况下叶顶喷气对气热特性的影响。李会等^[11]采用延迟脱体涡模拟(delayed detached eddy simulation, DDES)湍流模型分析了叶顶泄漏流与尾迹涡的干涉机理。

随着凹槽叶顶对涡轮气热性能的提升得到广泛认同,更多研究基于凹槽叶顶提出了新颖的叶顶结构。许承天等^[12]发现切除凹槽叶顶部分吸力面侧肩壁后有效降低了总压损失并提升了尾缘的气膜冷却效率。杜昆等^[13]提出采用格栅结构对凹槽叶顶进行细分,通过增强篦齿效应降低了叶顶换热系数及泄漏流量。贾哲等^[14]采用周向横肋划分了更为简单的多凹槽结构,通过实验发现横肋结构降低了总压损失并提升了肋条附近的气膜冷效。徐柯文等^[15]数值研究了等离子激励对凹槽叶顶射流的影响,通过附加额外的电场提升了气膜冷效,但同时总压损失略有增加。Yan 等^[16-17]通过凹槽叶顶双肩壁结构大幅降低了叶顶换热系数并提升了气膜冷却效率。吴琛琦等^[18]发现凹槽叶顶的压力侧小翼有利于降低换热系数并提升气膜冷效。Yan 等^[19]构

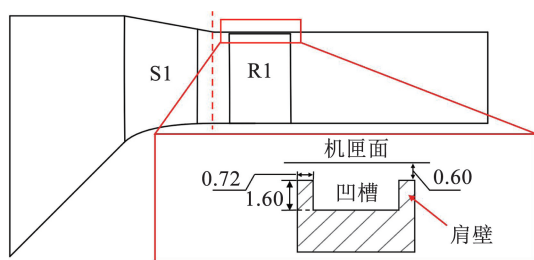
建了无压力侧肩壁的叶顶与带压力侧小翼的叶顶,降低了叶栅总压损失,且换热性能与冷却效率相比传统凹槽叶顶也有较大提升。姜世杰等^[20]对比发现压力面侧凹槽小翼虽然降低了叶顶换热系数,但导致了叶栅总压损失上升,吸力面侧凹槽小翼结构的气热性能表现较好。

改进叶顶构型设计有利于涡轮转子叶顶的流动组织和损失控制。现有的公开文献中的研究往往关注于叶顶肋条、叶顶小翼等复杂结构,对叶顶冷却布局提出了较高要求,特别是大幅增加叶顶质量后还会对叶片强度造成不利影响^[21-22]。本文提出了一种造型幅度小且结构过渡光顺的倾斜肩壁构型方法,针对叶片凹槽叶顶压力侧肩壁提出了多种造型方案,开展了级环境下的气热特性对比分析,并采用涡系结构分析揭示了改型前后性能提升的机理,为涡轮转子叶片高效设计提供了新思路。

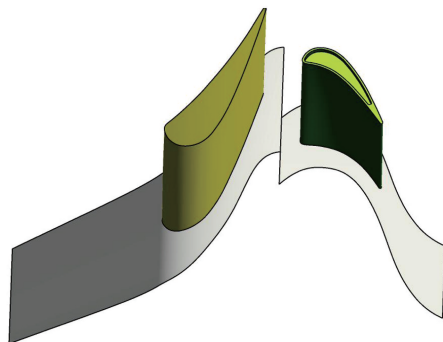
1 计算模型与数值方法

1.1 几何模型

以 GE-E3 首级涡轮叶片为研究对象,叶型数据如文献[23]所述,叶栅示意图及叶顶基本造型参数见图 1。图中叶栅几何为单通道模型,全周静叶、动叶叶片数分别为 46 与 76。动叶叶高为 40 mm,叶顶造型参照实验模型^[24]等比缩小约 3 倍,凹槽肩壁厚度、凹槽深度、叶顶间隙分别为 1.8%、4.0%、1.5% 相对叶高。



(a) 子午面及叶顶示意



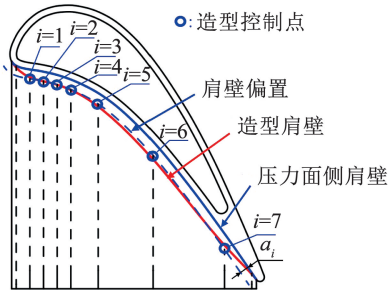
(b) 三维叶栅视图

图 1 GE-E3 涡轮首级叶栅流道

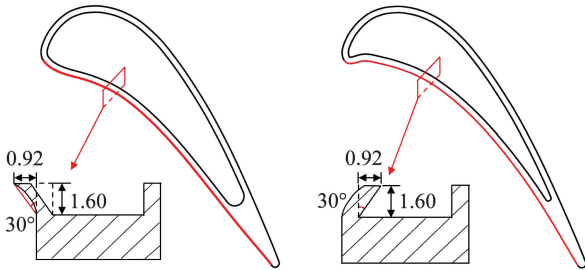
Fig. 1 First stage of GE-E3 turbine

1.2 参数化方法

采用参数化造型方法对压力面侧造型肩壁进行建模,将叶顶造型定义为叶顶平面的样条型线与凹槽底面的原始型线组合的网格曲面。从压力面轴向弦长范围内选取了9个轴向位置,由于需要约束造型型线与原始型线在交界处相切,实际可自由变化的为中部7个控制点。以原始压力侧型线为参照,给定7个距离 a_i 绘制偏置线,分别与上述7个轴向位置的垂线相交,从而确定7个控制点位置。根据控制点位置、起止点位置、相切约束确定一条样条曲线,生成叶顶平面的肩壁造型型线(见图2(a))。凹槽底面的叶型型线与凹槽型线保持不变,与叶顶型线组合生成叶顶造型的三维网格曲面,造型曲面与原始固壁交界处以相切方式进行过渡。

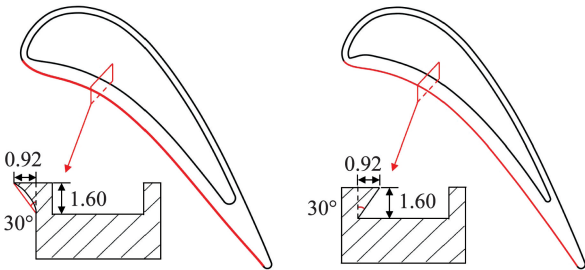


(a) 参数化造型



(b) E30造型

(c) I30造型



(d) E30V造型

(e) I30V造型

图2 压力侧倾斜肩壁参数化造型

Fig. 2 Parameterized structures of inclined pressure-side shoulder walls

肩壁造型型线根据与原始型线的相对位置定义为两种主要结构,分别为造型型线完全包裹原始型线而构建的外倾结构(external, E),以及原始型线包裹造型型线的内倾结构(internal, I)。外倾肩壁根据造型幅度设置了E15、E30两种结构,分别对应

偏置距离0.43、0.92 mm,使肩壁外倾角度分别对应15°、30°。外倾肩壁造型的肩壁厚度保持与参考造型一致时命名为E15、E30结构,肩壁增厚的造型则分别命名为E15V、E30V,即在凹槽位置采用参考结构的凹槽型线。内倾肩壁也设置了15°、30°两种肩壁倾斜幅度,根据肩壁厚度构造了4种造型,即I15、I30、I15V、I30V,与外倾造型增厚肩壁的方式不同的是,内倾造型通过保持叶片外型线与参考结构一致来达到增加肩壁厚度的目的。此外,造型型线均保持了凹槽尾缘截圆的轴向位置不变(变化截圆直径)。本文共研究了包括初始叶顶造型(Origin)的9种叶顶造型的气热特性。

1.3 参数定义

引入 Ω 判别方法^[25]显示涡流位置,相比传统的涡量鉴别,该方法定义简单,物理意义明确,在凹槽叶顶能清晰地捕捉涡核位置并反映涡系结构的发展情况,其定义为:

$$\Omega = \frac{|A_{ij}|^2}{|S_{ij}|^2 + |A_{ij}|^2} \quad (1)$$

$$|S_{ij}| = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (2)$$

$$|A_{ij}| = \sqrt{2A_{ij}A_{ij}} \quad (3)$$

其中:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$$A_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

式中: $|S_{ij}|$ 为应变率张量的模, $|A_{ij}|$ 为旋转率张量的模。

结合涡旋强度^[26]辅助分析涡旋结构,量纲一的涡旋强度公式定义为

$$\lambda^* = \frac{\lambda \cdot l}{c} \quad (4)$$

式中: λ 为涡旋强度, l 为特征长度,采用叶片高度0.04 m; c 为特征速度,采用叶栅出口速度。

级环境下受出口高马赫数影响,壁面的主流恢复温度不能简单地由入口温度代替,本文定义的换热系数为

$$h = \frac{q}{T_w - T_\infty} \quad (5)$$

式中: q 为热流密度, T_w 为壁面温度,本文给定为500 K; T_∞ 为主流恢复温度,即在无换热的气动工况计算得到的壁面温度。

采用总压损失系数评价气动损失,定义为

$$\xi = \frac{p_{t,1,rel} - p_{t,L,rel}}{p_{t,1,rel} - p_{s,2}} \quad (6)$$

式中: p_t 为总压力, p_s 为静压力,下标 1 为叶栅入口,下标 2 为叶栅出口, $p_{t,L,rel}$ 为旋转工况下的当地相对总压力。

涡轮级总效率计算定义为:

$$P = \tau \cdot 2\pi \cdot n / 60 \quad (7)$$

$$\eta_{TT} = \frac{P}{\sum m_i T_{t,i} c_{p,i} \left(1 - \left(\frac{P_{t,2}}{P_{t,1,i}} \right)^{\frac{\gamma_i-1}{\gamma_i}} \right)} \quad (8)$$

式中: P 为轴功功率, τ 为流动在叶片及叶根端壁施加的力矩, n 为转速, m 为质量流量, T_t 为总温度, c_p 为质量定压热容, γ 为质量热容比,下标 i 为不同流动,本文仅包括主流;下标 1 为各流动的入口,下标 2 为主流的出口。

1.4 边界条件

根据 NASA 报告^[23]提供的级环境参数设置边界条件,见表 1。静叶入口来流沿轴向方向,流道两侧设置周期性交界面,固壁为无滑移壁面。气动计算时设置叶身为绝热壁面,计算换热性能时设置叶

身温度为 500 K。

表 1 边界条件

Tab. 1 Boundary conditions

进口总压力/ kPa	进口总温度/ K	出口静压力/ kPa	壁面温度/ K	湍流度/ %
344.74	709.0	141.44	500.0	5

1.5 模型验证

采用 ANSYS 19.2 商业软件求解稳态 RANS 方程,由于尚且缺乏对旋转级环境工况下涡轮叶型进行实验的数据,湍流模型将参照 Kwak 等^[27]的平面叶栅实验数据进行验证。

叶顶泄漏流动受壁面约束,适用于近壁面仿真的低雷诺数湍流模型模拟精度更高,因此选用了 Standard $k-\omega$ 、SST $k-\omega$ 两种低雷诺数的两方程模型进行验证。此外,还选用了高雷诺数湍流模型 standard $k-\epsilon$ 进行对比。叶顶换热系数分布云图如图 3 所示,可以发现,Standard $k-\omega$ 模型计算的换热系数分布及大小均与实验数据最为接近,较好还原了由叶顶分离与泄漏流再附导致的高换热系数区。

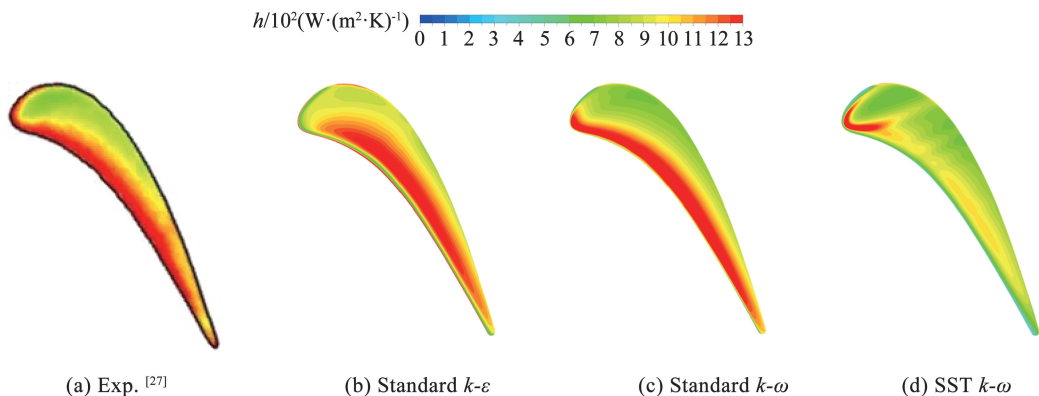


图 3 叶顶湍流模型验证

Fig. 3 Validation of turbulence models on a blade tip

图 4 对比了文献[5]中的 90% 叶高位置的压比分布,可以发现 Standard $k-\omega$ 模型对气动载荷预测与实验符合较好。经过湍流模型验证,可以认为 Standard $k-\omega$ 模型满足了对叶顶流场预测的需求,本文之后进行的数值计算均采用 Standard $k-\omega$ 模型进行封闭。本文对于数值模型的验证结果,以及所确定的湍流模型可由相关文献[19, 28–29]进行佐证。

通过 ICEM 商业软件划分结构化网格,表 2 中对比了级环境下 3 种网格节点数目下计算得到的压力面侧汇入的泄漏流量占比及叶栅出口的总压损失。可以发现网格数达到 14.3×10^6 后计算得到的最大误差率约为 0.2%,可以认为网格无关性已达到工程要求,满足开展叶顶改型气动换热分析的要求,本文后续的改型网格均将采用该网格节点数量

下的划分方式。

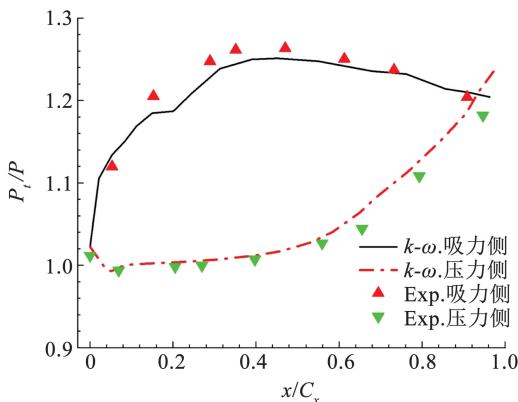


图 4 凹槽叶顶 90% 叶高压比分布

Fig. 4 Pressure ratio distribution at 90% blade height of squealer tip

表 2 网格无关性验证

Tab.2 Mesh independence test

网格数	泄漏流占比/%	偏差率/%	总压损失	偏差率/%
14.3×10^6	2.427	0.206	0.068 97	0.102
18.2×10^6	2.422	0	0.068 86	-0.058
21.2×10^6	2.422		0.068 90	

图 5 中展示了该结构化网格构型,对壁面附面层网格进行了加密以预测边界层流动,第 1 层附面层网格高度为 0.001 mm,使关键位置的第 1 层网格 $y^+ < 1$ 。

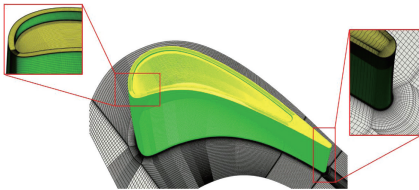


图 5 网格构型

Fig.5 Grid configuration

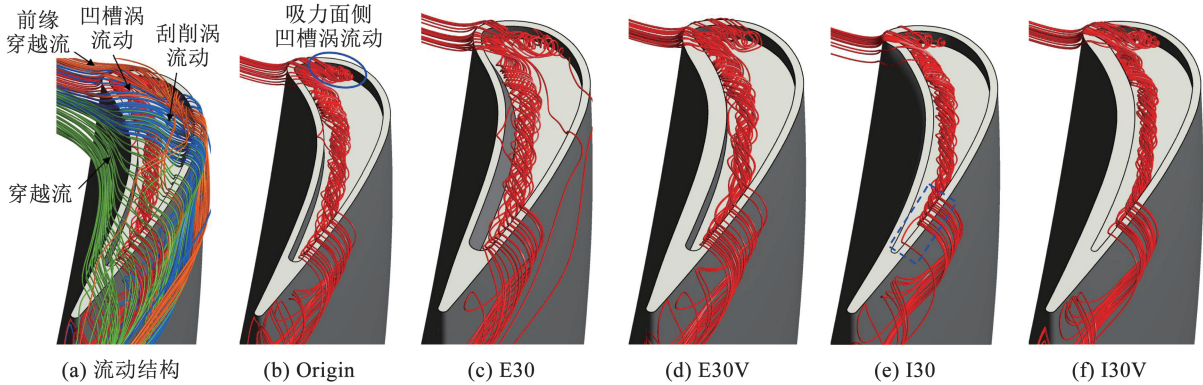


图 6 凹槽叶顶流线分布

Fig.6 Streamline distribution on the squealer tip

图 7 中对比了主要结构的截面涡流结构。肩壁外倾结构 E30 增大了凹槽周向跨度,泄漏流再附位置向压力侧移动,导致刮削涡尺度增加,轴向分布范围向下游发展。外倾肩壁增大了压力面汇入流的偏折角度,有利于控制泄漏流汇入,同时分离泡尺度增大,对气流的抬升效应增强。肩壁厚度增加后, E30V 延长了间隙流动的周向发展距离,分离泡的抬升作用削弱。内倾肩壁构型 I30 大幅降低了汇入流的转向角度,分离泡尺度显著降低。凹槽内部的周向跨度减小,抑制了刮削涡发展,同时压力侧角涡尺度增加。I30V 外肩壁构型与 Origin 一致,分离泡尺度相比 I30 有所发展。

图 8 中对比了凹槽肩壁外倾构型的涡流核心分布,所展示的为 $\Omega = 0.7$ 等值面。压力侧肩壁外倾

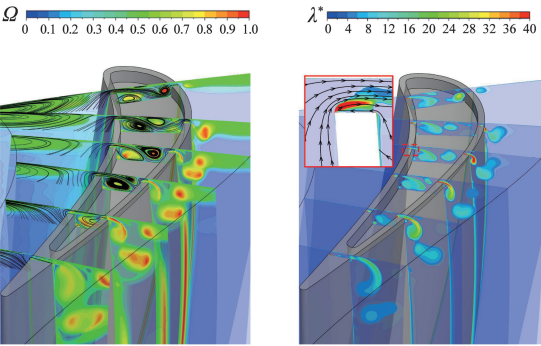
2 结果与讨论

图 6 展示了外倾与内倾压力侧肩壁改型结构的叶顶三维流线分布。泄漏流从凹槽叶顶压力侧及部分吸力侧间隙汇入,再附于凹槽底面,部分流量向压力面回旋形成了凹槽涡,部分流量跨越了吸力面侧肩壁,引导形成了刮削涡,同时也是最早形成泄漏涡的一部分流量。此外还存在吸力侧凹槽涡,由再附于凹槽前部吸力侧底面的流量形成,在压差的作用下向前缘逆流并最终汇入压力侧凹槽涡。外倾肩壁造型扩大了凹槽周向宽度,凹槽涡的再附位置靠近压力面侧肩壁;外倾厚肩壁造型维持了内凹槽的垂直造型,凹槽涡流线分布与原始造型类似;内倾肩壁造型减小了凹槽周向宽度,流线再附位置向吸力侧移动,迫使凹槽涡在吸力侧肩壁的出流位置提前。

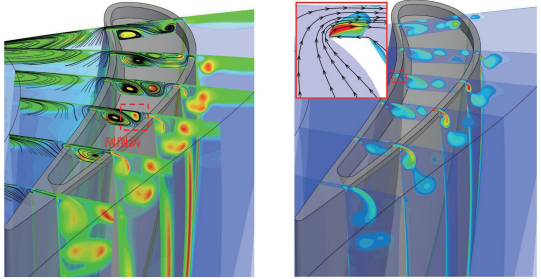
导致了涡流再附位置朝压力侧移动,凹槽底面的压力侧角涡尺度降低。前缘凹槽涡尺度随外倾肩壁幅度增大而有所增加,转向涡尺度则由于外倾肩壁抑制了泄漏流汇入而缩小。增大肩壁厚度后, E15V 与 E30V 进一步缩小了转向涡尺度,得益于泄漏流在肩壁上沿周向的发展距离延长,削弱了分离泡对气流的抬升效应,气流的转向角度减小,相应降低了转向涡尺度。

图 9 中展示了内倾肩壁造型的叶顶涡流核心分布。增大内倾角度导致对间隙下方汇入的泄漏流的阻塞效应削弱,转向涡尺度增大。泄漏流再附位置向吸力侧的移动抑制了刮削涡轴向尺度的发展,但周向尺度随着转向涡尺度的增大而增大。增大肩壁厚度后, I15V 与 I30V 近似为 Origin 的厚肩壁构型,

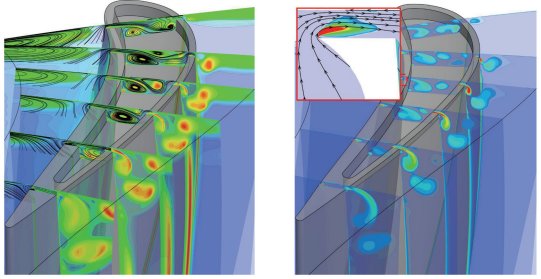
保证了压力侧肩壁对汇入泄漏流的抑制,同时增大了流动在肩壁的发展距离,减弱了转向涡尺度。



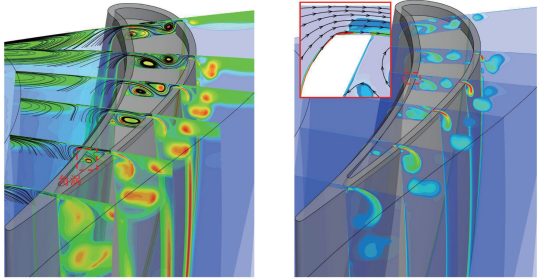
(a) Origin



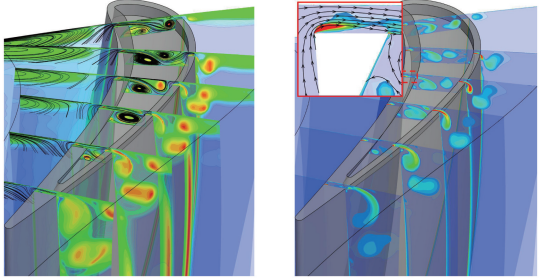
(b) E30



(c) E30V



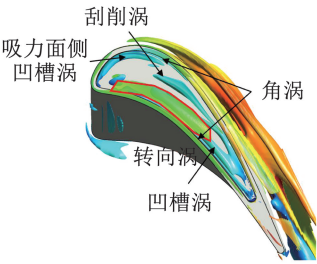
(d) I30



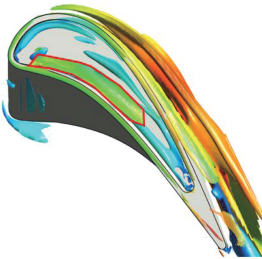
(e) I30V

图 7 凹槽叶顶截面 Ω (左) 与涡旋强度 (右) 分布

Fig. 7 Cross-sectional Ω (left) and swirling strength (right) distribution on the squealer tip



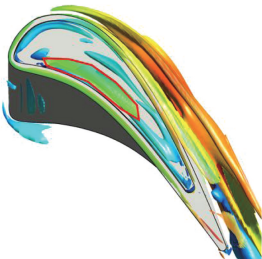
(a) Origin



(b) E15



(c) E30



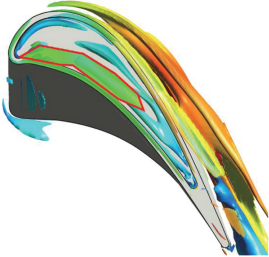
(d) E15V



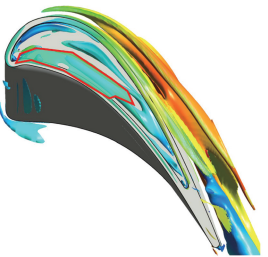
(e) E30V

图 8 外倾造型涡流核心分布

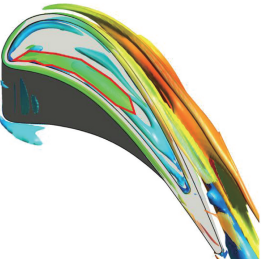
Fig. 8 Vortex core distribution on the squealer tip with the outward-inclined shoulders



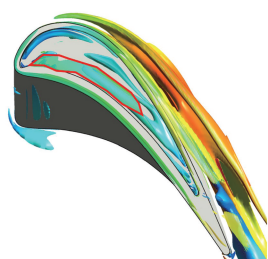
(a) I15



(b) I30



(c) I15V



(d) I30V

图 9 内倾造型涡流核心分布

Fig. 9 Vortex core distribution on the squealer tip with the inward-inclined shoulders

图 10 中对比了主要结构的壁面极限流线图。与前文分析一致, E30 结构中的压力面侧角涡发展

受到抑制,尺度相比原型结构显著缩小,吸力侧的刮削涡尺度沿轴向增大;E30V 结构保持了垂直内肩壁造型,凹槽内部极限流线分布与参考结构类似,而肩壁上方由于厚度增加导致了分离泡再附,再附线清晰可见;I30 结构压力侧角涡尺度显著增大,在凹槽尾缘占据主导,吸力侧的刮削涡尺度则有所减小;I30V 结构中同样可以观测到角涡尺度增加,以及肩壁上方分离泡的再附着线。

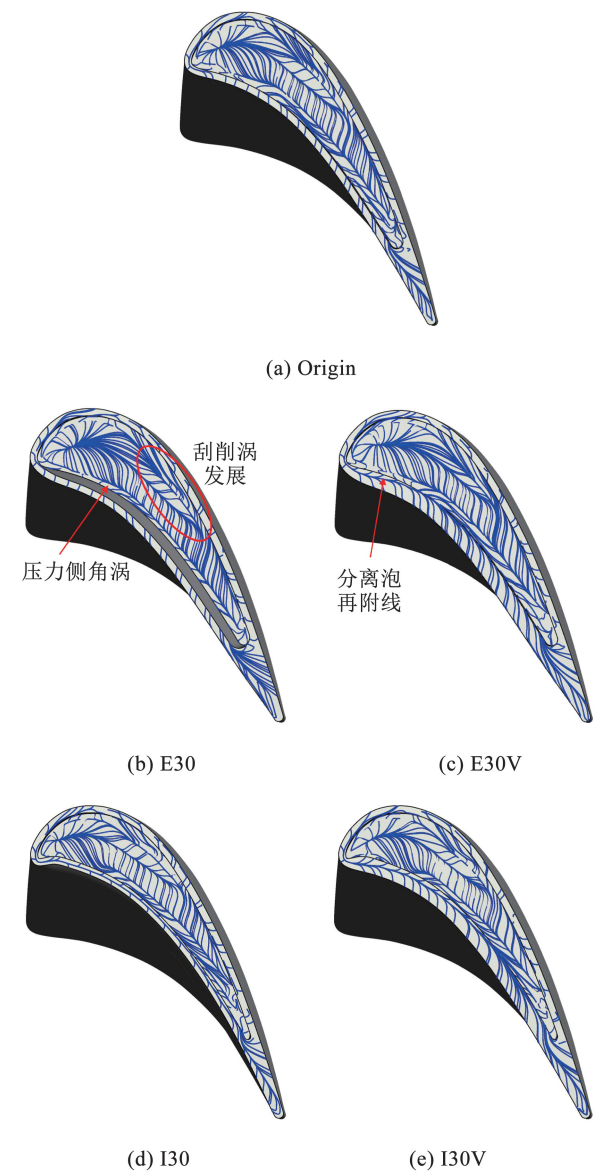


图 10 凹槽叶顶壁面极限流线分布

图 11 对比了肩壁造型结构中由压力侧间隙汇入的横向平均泄漏流占比分布。外倾肩壁造型相比原型结构泄漏流量有明显下降,一方面,由于外倾压力侧肩壁抑制了近顶部区域的泄漏流汇入,泄漏流通流速度降低,从轴向弦长 0.8~1.0 的叶顶尾缘区域泄漏流量对比可以清晰看出,如 E15 与 E15V 保持着相同的泄漏流占比,E30 与 E30V 的泄漏流量则有进一步的降低。另一方面,凹槽内涡系结构阻

塞了泄漏通流,其中 E15 与 E30 结构拓宽了凹槽的周向跨度,增大了涡系结构的整体尺度,减小了凹槽中部的泄漏流量,而 E15V、E30V 削弱了对凹槽中部泄漏流的控制作用。内倾肩壁造型的作用效果则相反,压力侧肩壁倾斜角度角度的增大提升了泄漏流的汇入速度,同时削弱了凹槽内涡系对泄漏流的阻塞作用,导致了泄漏流量的大幅增长。

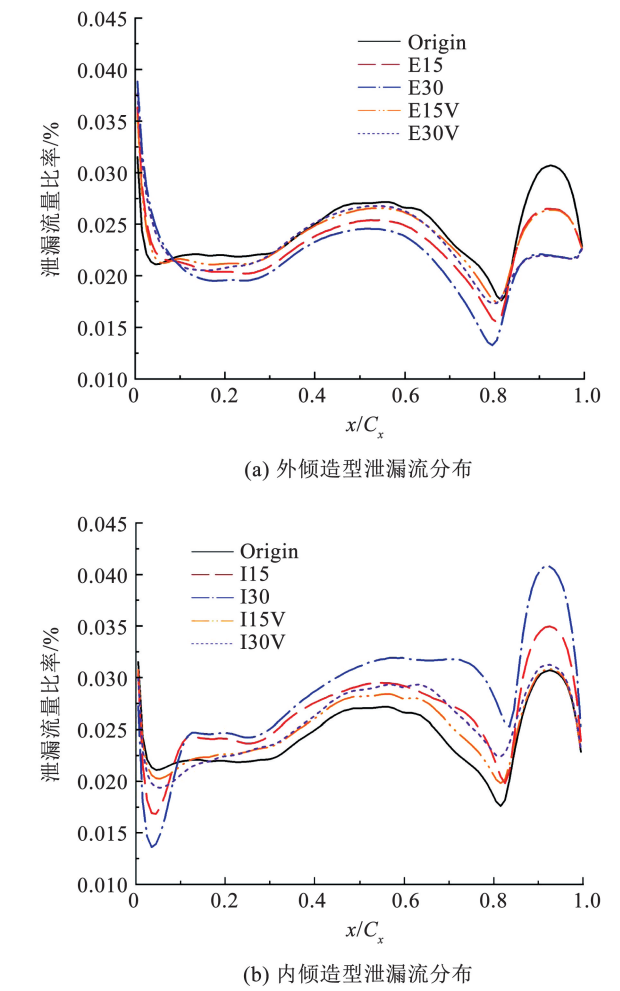


图 11 叶顶间隙横向平均泄漏流沿轴向分布

图 12 中对比了肩壁造型结构的总压损失与气动效率。外倾肩壁造型对泄漏流具有显著的控制作用,泄漏涡强度降低,总压损失随之降低,其中 E30 总压损失降低了 2.39%;外倾肩壁厚度的增加后,抑制了凹槽内部涡流尺度的发展,削弱了对泄漏流的阻塞作用,泄漏流量的增加导致了总压损失相较于肩壁厚度增加前有所上升,但仍优于参考造型。内倾肩壁造型中泄漏流量进一步增加,导致了总压损失的大幅上升,其中 I30 总压损失增加幅度达到了 3.48%;内倾肩壁增厚后,虽然抑制了泄漏流量汇入,但凹槽内部涡系尺度的下降仍然导致了总压损失相较于参考结构有所增加。通过涡轮气动效率与

总压损失的对比可以发现,压力侧外肩壁造型主要通过影响叶尖总压损失进而控制涡轮效率,涡轮效率变化趋势与总压损失成反比,总压损失最小的E30结构的涡轮效率相比 Origin 增长了 0.15%,I30结构的总压损失大幅增长导致涡轮效率降低了 0.29%。

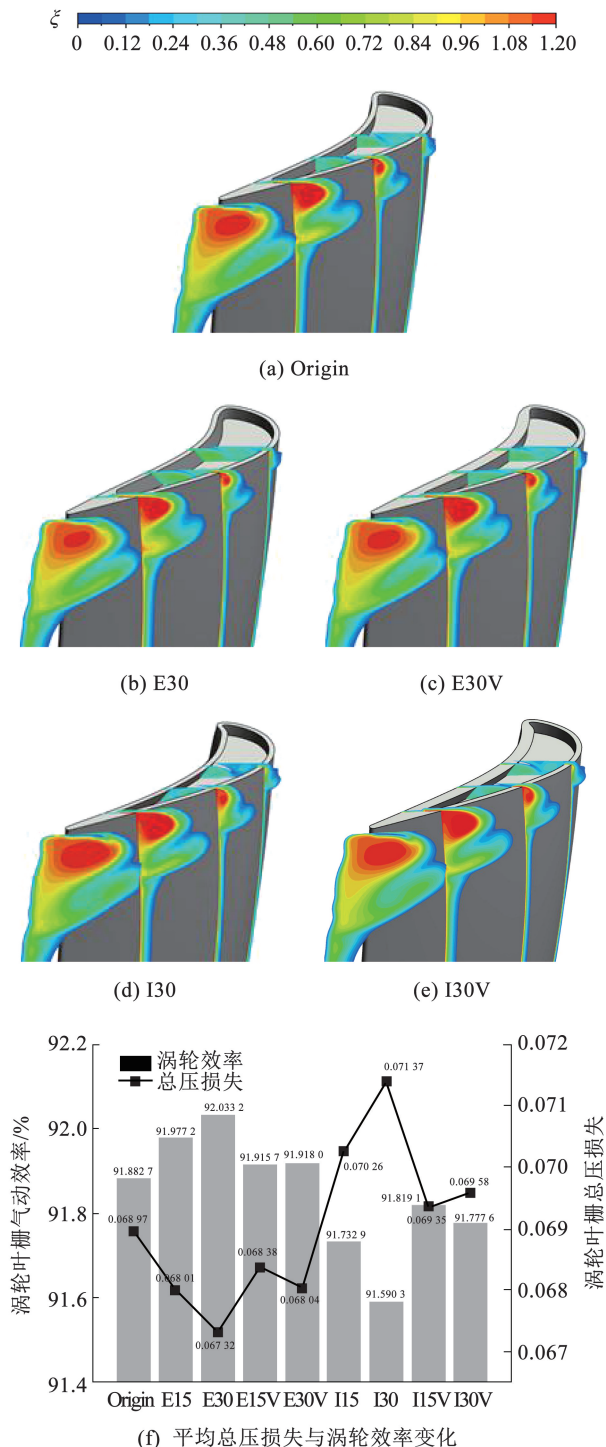


图 12 总压损失分布及涡轮效率变化情况

Fig. 12 Variation in total pressure loss and turbine efficiency

图 13 中对比了不同压力侧肩壁造型的叶顶换热系数。泄漏流在凹槽底面再附形成了两个高换热系数区,分别为前缘再附流形成的块状高换热系数

区及中部再附流形成的条状高换热系数区。凹槽两侧由角涡发展形成了靠近肩壁区域的低换热系数区。外倾肩壁造型 E30 减弱了转向涡尺度,削弱了再附流与凹槽底面的冲击换热,但角涡尺度的减小也导致了近肩壁区域低换热系数区的缩减,同时刮削涡轴向尺度的提升导致了条状高换热系数区域的延长;肩壁厚度增加后,E30V 进一步减弱了转向涡尺度,泄漏流再附区域的换热系数显著降低,同时通过角涡维持了低换热系数区域的发展,但肩壁上方的换热系数由于分离泡再附而增加。内倾肩壁造型 I30 导致了转向涡尺度增加,凹槽底面换热系数峰值较高,高换热系数区域的分布间隔缩短,但凹槽周向跨度的缩减降低了高换热系数区域的分布面积,同时压力侧角涡的发展导致了低换热系数区域显著扩大。垂直外肩壁造型 I30V 抑制了转向涡发展,降低了凹槽底面的换热系数,但肩壁上方区域的换热系数也同样出现了增长。

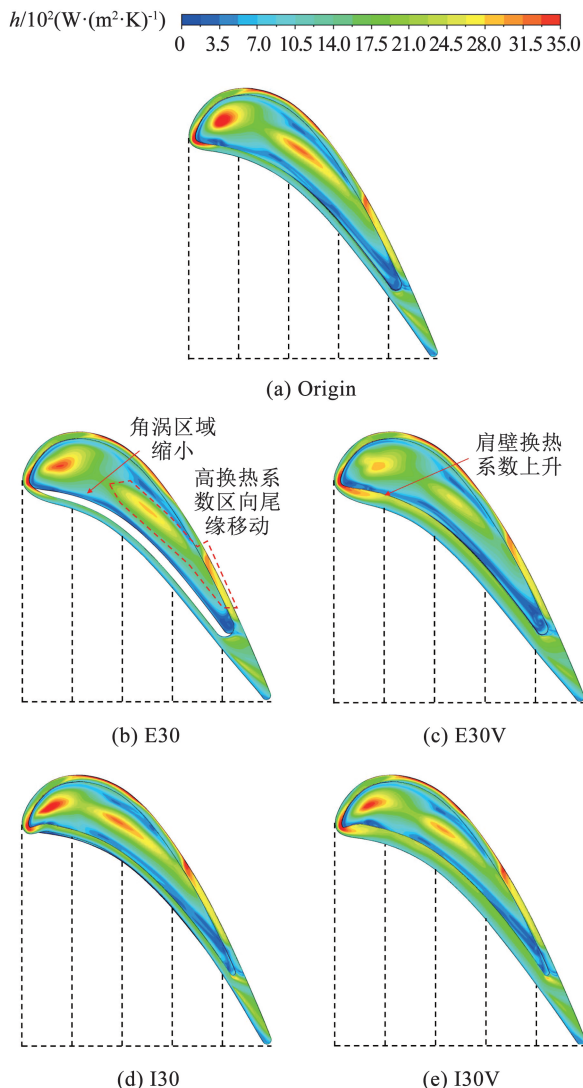


图 13 叶顶换热系数分布

Fig. 13 Contours of heat transfer coefficient on the squealer tip

图 14 中对比了凹槽叶顶与凹槽底面的平均换热系数。外倾肩壁造型 E15、E30 虽然降低了泄漏流再附区域的换热系数,但由于角涡位置的低换热系数区域缩减,使平均换热系数略有增加,其中 E30 上升了 0.58%;E15V、E30V 造型抑制了泄漏流汇入、降低了再附区域换热的同时保证了低换热系数区域的发展,显著降低了凹槽底面平均换热系数,但肩壁上方换热系数的增加制约了叶顶平均换热系数的进一步降低,E30V 凹槽底面换热系数降低了 11.06%;内倾肩壁造型 I15、I30 虽然并未缓解泄漏

流再附区域的换热恶化,但通过提升角涡尺度及缩小凹槽底面的换热面积降低了平均换热系数,其中 I30 的叶顶平均换热系数降低了 3.83%;I15V 与 I30V 的内倾肩壁造型降低了凹槽底面的换热面积,增大了角涡的发展区域,并通过垂直外肩壁构型避免了如 I15、I30 中泄漏流汇入流量的增大,显著降低了凹槽底面换热系数,其中 I30V 取得了最大的凹槽底面换热系数降低幅度,达到了 12.81%,但肩壁上方换热系数的增加导致了叶顶平均换热系数在 I30 的基础上有所增加。

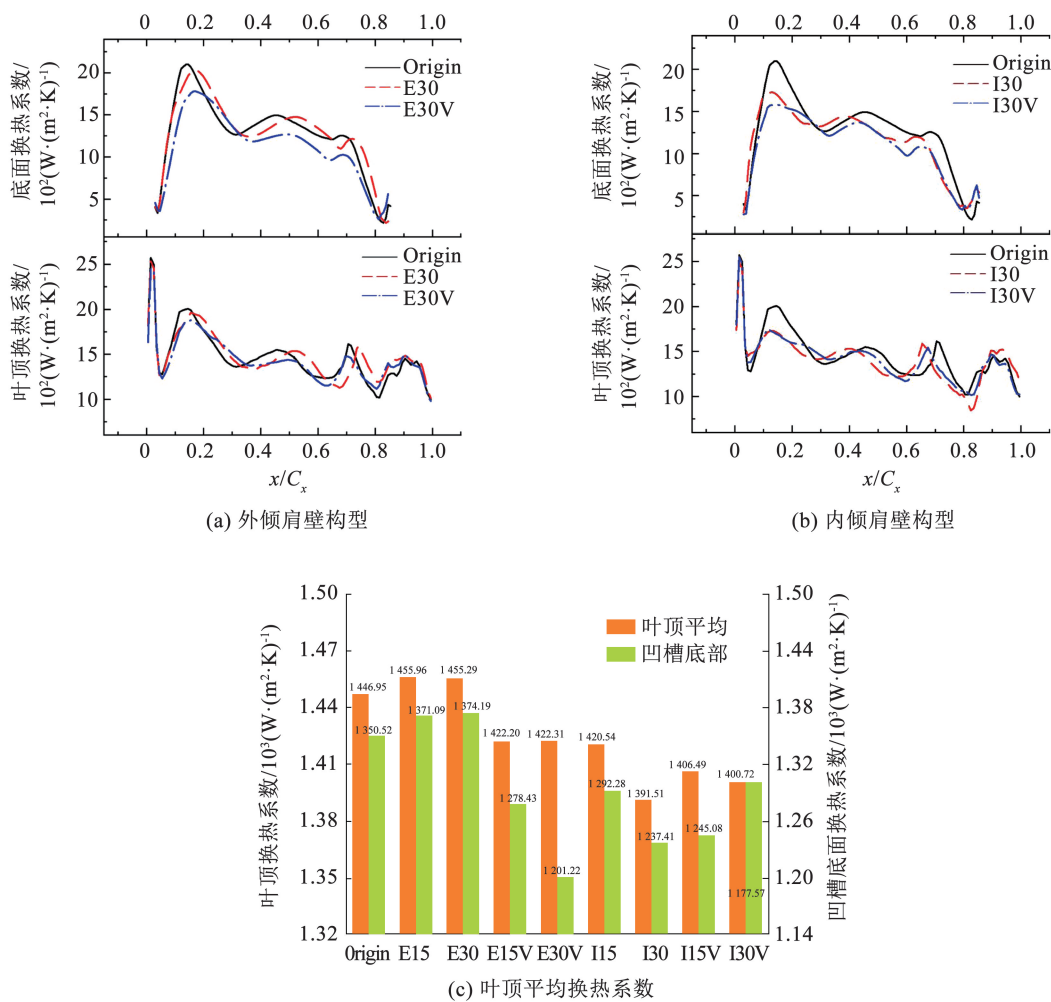


图 14 凹槽叶顶平均换热系数分布

Fig. 14 Distribution of average heat transfer coefficient on the squealer tip

为进一步展示外倾肩壁造型气动影响机理的普适性,图 15 中对比了 Origin、E30 造型在变间隙高度与变凹槽深度情况下的气动效率变化。由于本文是基于间隙相对叶高 1.5%、凹槽深度相对叶高 4.0% 的叶顶结构开展的研究,所以选择了间隙相对高度 1.0%、2.0%,以及凹槽深度 3.0%、5.0% 作为变造型参数。间隙高度改变时,凹槽深度保持为 4.0%,凹槽深度变化时,间隙高度相应保持在 1.5%。可

以发现,当叶顶间隙减小时,外倾肩壁造型对涡轮效率的提升量降低,主要原因是泄漏流量降低,外倾肩壁对泄漏流的抑制效应相对减弱,当泄漏流量增加时,涡轮效率提升量相应增加。涡轮效率随着凹槽深度增加略有降低,而外倾肩壁对涡轮效率的提升量则保持在相对恒定的范围,可以说明倾斜肩壁造型对气动性能的影响具有一定的鲁棒性。

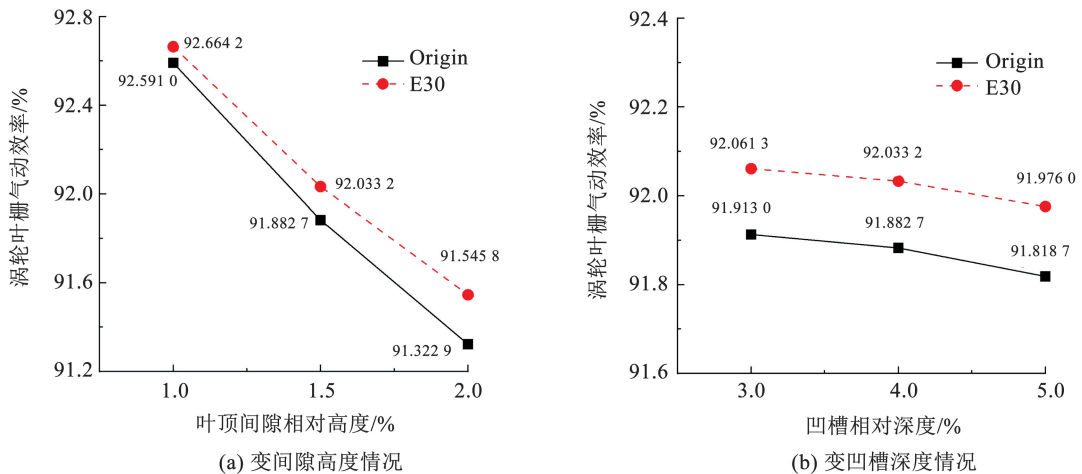


图 15 外倾斜肩壁造型影响鲁棒性分析

Fig. 15 Robustness analysis of the influence of outward-inclined shoulder wall design

3 结 论

1) 压力侧外倾肩壁造型通过抑制泄漏流汇入以及增大凹槽内涡系尺度从而降低了泄漏流量与总压损失, 有利于提升叶栅的气动性能。在换热方面, 虽然外倾肩壁降低了凹槽底面再附区域的换热系数, 但涡系尺度的发展仍导致整体换热系数提升。其中外倾 30° 的肩壁结构使泄漏流量降低了 11.23%, 总压损失降低了 2.39%, 涡轮效率增加了 0.15%, 叶顶平均换热系数提升了 0.58%。

2) 外倾肩壁增加厚度后对泄漏流的控制效应减弱, 气动性能略优于参考结构。在换热方面, 肩壁上方的分离泡再附显著降低了凹槽底面的换热系数, 有利于降低叶顶平均热负荷, 但也导致了肩壁上方换热系数增加。外倾 30° 的肩壁造型气动效率增加了 0.04%, 凹槽底面换热系数下降了 11.06%, 叶顶平均换热系数降低了 1.70%。

3) 内倾肩壁削弱了肩壁对泄漏流的控制效应, 并抑制了刮削涡发展, 导致泄漏流量增加, 叶栅总压损失上升。在换热方面, 内倾肩壁降低了凹槽底面的换热面积, 具有低换热系数的角涡区域面积得到扩大, 平均换热系数显著降低。内倾 30° 结构的泄漏流量增加了 17.90%, 总压损失增加了 3.48%, 涡轮效率降低了 0.29%, 平均换热系数降低了 3.83%。

4) 内倾肩壁厚度增加后增强了对泄漏流的控制作用, 气动效率略有增加, 此外还降低了再附区域的换热系数, 显著降低了凹槽底面的换热系数, 但同样也导致肩壁上方的换热面积增加。内倾 30° 结构的涡轮效率下降幅度降低至 0.105 1%, 凹槽底面换热系数的降低幅度达到了 12.81%, 平均换热系数降低了 3.19%。

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. DOI: 10.1115/1.2929299
- [2] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 271. DOI: 10.2514/1.11818
- [3] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 257. DOI: 10.1115/1.3262264
- [4] KWAK J S, HAN J C. Heat-transfer coefficients of a turbine blade-tip and near-tip regions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2003, 17(3): 297. DOI: 10.2514/2.6776
- [5] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade[J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(4): 669. DOI: 10.1115/1.1571849
- [6] IN KIM S, RAHMAN H, HASSAN I. Effect of turbine inlet temperature on rotor blade tip leakage flow and heat transfer[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2012, 22(1): 73. DOI: 10.1108/09615531211188801
- [7] GAO Jie, ZHENG Qun, NIU Xiyang, et al. Aerothermal characteristics of a transonic tip flow in a turbine cascade with tip clearance variations[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 107: 271. DOI: 10.1016/j.applthermaleng. 2016.06.155
- [8] MANSOURI Z, SETTAR A, KHAMANE H. Computational investigation of heat load and secondary flows near tip region in a transonic turbine rotor with moving shroud[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 136: 141. DOI: 10.1016/j.applthermaleng. 2018.03.012
- [9] 包幼林, 曾飞, 甘明瑜, 等. 凹槽叶顶构型对涡轮转子尖区漩涡演化的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 93
- [10] BAO Youlin, ZENG Fei, GAN Mingyu, et al. Effects of squealer tip configuration on vortex evolution in tip region of turbine rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 93. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs. 210575
- [10] 张筠松, 刘永葆, 李钰洁, 等. 基于流固耦合的涡轮叶顶喷气冷却特性研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(7): 186
- [10] ZHANG Yunsong, LIU Yongbao, LI Yujie, et al. Tip cooling injection characteristic of turbine blade based on fluid-solid coupling method[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(7): 186

186. DOI: 10.11918/201909060

[11]李会, 黄通, 苏欣荣, 等. 基于 DDES 模拟的叶顶泄漏流与尾迹非定常干涉机理[J]. 航空学报, 2023, 44(14): 628325
LI Hui, HUANG Tong, SU Xinrong, et al. DDES analysis of unsteady characteristics of interaction between tip leakage flow and wake[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(14): 628325. DOI: 10.7527/S1000-6893.2023.28325

[12]许承天, 李志刚, 李军. 涡轮动叶部分吸力侧肩壁凹槽状叶顶气热和冷却性能研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 98
XU Chengtian, LI Zhigang, LI Jun. Aerothermal and cooling performance of turbine blade squealer tip with partial suction side rim[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 98. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210240

[13]杜昆, 李华容, 王力泉, 等. 多腔室凹槽对涡轮叶顶流动传热特性影响的数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 318
DU Kun, LI Huarong, WANG Liquan, et al. Numerical investigations of multi-cavity tip effects on turbine blade tip flow and heat transfer characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 318. DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210555

[14]贾哲, 李冯, 张伟馨, 等. 平面叶栅多凹槽叶顶倾斜圆柱孔气膜冷却与气动特性研究[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(9): 10
JIA Zhe, LI Feng, ZHANG Weixin, et al. Investigation on film cooling and aerodynamic performance of the multi-cavity tip with inclined film holes in a linear turbine cascade[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(9): 10. DOI: 10.7652/xjtub202309002

[15]徐柯文, 何坤, 晏鑫. 等. 离子体激励下的凹槽叶顶气膜冷却性能[J]. 西安交通大学学报, 2024, 58(1): 42
XU Kewen, HE Kun, YAN Xin. Investigations of film cooling effect on squealer tip with plasma actuation[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2024, 58(1): 42. DOI: 10.7652/xjtub202401004

[16]YAN Xin, YU Jinxing, HE Kun. Modifications of double-rim geometry to improve thermal performance of squealer tip in a turbine stage[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2023, 237(6): 1203. DOI: 10.1177/09576509231167628

[17]秦正, 何坤, 晏鑫. 双肩壁凹槽叶顶冷却传热性能的优化研究[J]. 西安交通大学学报, 2024, 58(1): 68
QIN Zheng, HE Kun, YAN Xin. A study of film cooling and heat transfer optimization for double-rim squealer tip[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2024, 58(1): 68. DOI: 10.7652/xjtub202401006

[18]吴琛琦, 秦正, 何坤, 等. 透平级小翼-凹槽叶顶冷却传热性能研究[J]. 工程热物理学报, 2024, 45(2): 401
WU Chenqi, QIN Zheng, HE Kun, et al. Investigations into film cooling and heat transfer performance on winglet-squealer tips in a turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(2): 401

[19]YAN Xin, HUANG Yan, HE Kun. Investigations into heat transfer and film cooling effect on a squealer-winglet blade tip[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115: 955. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2017.08.090

[20]姜世杰, 李志刚, 李军. 凹槽状小翼对涡轮动叶叶顶气动和传热性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(9): 7
JIANG Shijie, LI Zhigang, LI Jun. Effects of squealer winglet on the aerodynamic and heat transfer performances of turbine rotor blade tip[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(9): 7. DOI: 10.7652/xjtub201909002

[21]黄东铭, 张伟昊, 王宇凡, 等. 考虑结构重量的部分冠涡轮泄漏流动控制研究[J]. 工程热物理学报, 2023, 44(10): 2696
HUANG Dongming, ZHANG Weihao, WANG Yufan, et al. Leakage flow control of partial shrouded turbines considering structure weight[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(10): 2696

[22]PORRECA L. Aerothermal optimization of partially shrouded axial turbines [D]. Zurich: ETH Zurich, 2007

[23]HALILA E E, LENAHAN D T, THOMAS T T. Energy efficient engine high-pressure turbine test hardware detailed design report: NASA CR-167955 [R]. Washington: National Aeronautics and Space Administration(NASA), 1982

[24]AHN J, MHETRAS S, HAN J C. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure-sensitive paint[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 521. DOI: 10.1115/1.1909208

[25]LIU Chaoqun, WANG Yiqian, YANG Yong, et al. New omega vortex identification method[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2016, 59(8): 684711. DOI: 10.1007/s11433-016-0022-6

[26]ZHOU J, ADRIAN R J, BALACHANDAR S, et al. Mechanisms for generating coherent packets of hairpin vortices in channel flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 387(1): 353. DOI: 10.1017/S002211209900467X

[27]KWAK J S, AHN J, HAN J C, et al. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near-tip regions of a gas turbine blade with single or double squealer[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 778. DOI: 10.1115/1.1626684

[28]郭嘉杰, 梁崇治, 郭振东, 等. 考虑椭圆孔偏转角组合的凹槽叶顶气热性能优化研究[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(10): 99
GUO Jiajie, LIANG Chongzhi, GUO Zhendong, et al. Optimization of aero-thermal performance on a squealer blade tip considering the combination of oval hole inclination angles[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(10): 99. DOI: 10.7652/xjtub202310010

[29]LI Chenxi, XIANG Jiacheng, SONG Liming, et al. An aerothermal analysis of the effects of tip gap height and cavity depth of a gas turbine blade[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2020, 158: 106521. DOI: 10.1016/j.ijthermalsci.2020.106521

(编辑 张 红)