

透平端壁冷却及泛冷却最优的端壁造型设计研究

张垚垣, 李志刚, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 结合克里金代理模型、NSGA-II 算法和数值评估方法构建了涡轮叶栅非轴对称端壁造型优化设计系统,以端壁冷却和叶片泛冷却效率最优为设计目标,开展了考虑上游槽缝射流的非轴对称端壁造型多目标优化研究。对比分析了预旋射流下,优化设计的非轴对称端壁和参考设计端壁的冷却性能。结果表明:相比于参考设计,端壁冷却效率最优的优化设计 1 和综合端壁冷却与叶片泛冷却效率性能的优化设计 2 的端壁平均冷却效率分别提高了 3.52% 和 2.18%;压力侧端壁冷却覆盖面积在非轴对称造型后显著增大;非轴对称端壁造型设计通过抑制二次涡而降低了叶片的泛冷却效率;非轴对称端壁造型设计改变了通道涡引起的高换热区位置。槽缝冷气量为 1% 时,2 种优化设计在槽缝冷气射流预旋比 0.6 下均提高了压力侧端壁的冷却效率;槽缝冷气量为 1.5% 时,2 种优化设计均扩大了压力侧端壁冷气覆盖面积,但是在槽缝冷却射流预旋作用下降低了叶栅端壁前部区域的冷却效率。

关键词: 涡轮叶栅;非轴对称端壁造型;冷却性能;优化设计

中图分类号: TK471 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202105001 **文章编号:** 0253-987X(2021)05-0001-09



OSID 码

Endwall Contour Design Targeting on Optimum Turbine Endwall Cooling and Phantom Cooling Effectiveness

ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun

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

Abstract: A non-axisymmetric endwall contour optimization design system combined with Kriging Surrogate model, NSGA-II algorithms and numerical evaluation method was established. Multi-objective optimization on the turbine cascade non-axisymmetric endwall contour with upstream slot coolant jet for maximizing the endwall cooling and blade phantom cooling was conducted. The cooling performance was compared and analyzed between the optimized non-axisymmetric endwall and the referenced endwall under different preswirl ratios. The optimization results show that the averaged endwall cooling effectiveness of the optimal design scheme 1 for maximizing endwall cooling effectiveness and the optimal design scheme 2 considering the tradeoff between endwall cooling effectiveness and blade phantom cooling effectiveness was increased by 3.52% and 2.18%, respectively, compared with the referenced design. The coolant coverage on the pressure-side non-axisymmetric contoured endwall increases notably. The non-axisymmetric endwall contour decreases the blade phantom cooling effectiveness due to suppressed secondary flow vortex. The non-axisymmetric endwall changes

收稿日期: 2020-10-20。 作者简介: 张垚垣(1993—),男,博士生;李军(通信作者),男,教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51936008,51776151)。

网络出版时间: 2021-02-01

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20210129.1729.002.html>

the location of the high heat transfer regions as a result of the variation of passage vortex. The optimal design schemes 1 and 2 can increase the pressure-side endwall cooling effectiveness under slot coolant mass flow ratio of 1.0% and preswirl ratio of 0.6. When the slot coolant mass flow ratio equals 1.5%, the pressure-side endwall convex enlarges the coolant coverage, but the averaged cooling effectiveness of the front endwall is decreased under the influence of slot preswirl jet flow.

Keywords: turbine blade; non-axisymmetric endwall contour; cooling performance; optimization design

为了提高燃气轮机单机效率及输出功率,燃气轮机透平进口温度和压力也随之增加,并且随着低 NO_x 燃烧室技术的发展,透平进口温度分布更加均匀。流道中靠近端壁的二次流强度也随热负荷不断增强,从而对端壁附近的冷却传热有显著的影响。为了保证涡轮安全高效运行,需要对端壁开展精细化的气动和冷却布局^[1]。

非轴对称端壁造型是抑制涡轮叶栅流道内二次流及壁面传热强度的有效方法之一。李志刚等研究了在跨声速叶栅中进口不重合度和轴对称造型端壁对端壁传热性能的影响,结果表明轴对称造型端壁可以减小叶片前缘肩部和喉部下游的热负荷^[2]。张旭阳通过分析叶栅前缘端区的流动特征,观察到优化设计的端壁造型能够消除端壁附近鞍点和分离线^[3]。李军等总结了非轴对称端壁设计的高负荷涡轮气热性能的国内外研究进展,并对其不同设计在高负荷涡轮的高效气动和冷却布局应用及研究进行了展望^[4]。

涡轮动静叶之间以及燃烧室与第一级静叶间会存在固有间隙槽缝结构,需要冷却气体通过间隙射入主流中阻止高温燃气入侵,槽缝间隙冷气对端壁具有冷却作用。陆泽帆等针对第一级叶栅,数值模拟研究了不同质量流量比的轮缘泄漏对非轴对称端壁气动及冷却性能的影响^[5]。Müller等实验研究了不同上游槽缝结构和冷却气体密度比及吹风比下端壁冷却效果^[6]。祝培源等实验测量了槽缝几何结构和冷却气流量对端壁气膜有效度的影响^[7]。

受动叶栅盘腔转动的影响,冷却射流具有预旋流动特征并影响端壁传热特性。Stinson等实验测量了真实旋流槽缝射流和离散气膜冷却孔射流对端壁冷却性能的影响^[8]。Li等实验研究了主流端动度、质量流量和槽缝旋流对端壁冷却效果的影响^[9]。张垚垣等数值研究了带有不同流量和密度的槽缝旋流对端壁冷却及叶片泛冷却性能的影响^[10]。

目前,涡轮叶栅端壁造型设计主要针对气动或

端壁传热的单一优化设计^[11]。随着涡轮冷却结构的精细化设计和及槽缝射流在叶片表面的泛冷却作用,需要开展考虑前缘槽缝射流和射流预旋作用下的叶栅非轴对称端壁造型设计,为工程实用的端壁造型设计提供基础。基于此,本文构建了结合克里金代理模型、NSGA-II遗传算法和冷却性能数值评估方法的涡轮叶栅非轴对称端壁造型优化系统,通过双控制型线端壁造型方法,开展端壁冷却效率和叶片吸力面泛冷却效率最大化的两个优化目标的非轴对称端壁造型设计研究,对比分析了上游槽缝预旋射流下的优化设计和参考设计的端壁和叶片泛冷却性能。

1 非轴对称端壁造型优化设计系统

1.1 计算模型及边界条件

图1给出了叶栅几何模型^[12],入射角为 25° 的上游槽缝位于叶片上游5.9 mm处,其横截面宽度为2 mm,坐标原点设定在叶片前缘与端壁的交界处。表1给出了叶栅的主要几何参数^[12]。

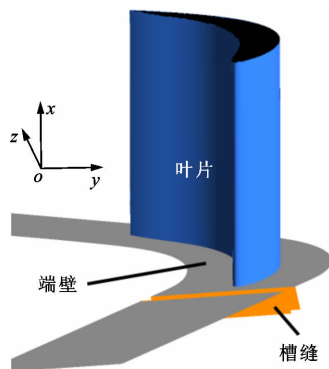


图1 叶栅几何模型

Fig. 1 Geometrical model of cascade

涡轮叶栅下端壁受到前缘槽缝冷气射流的影响,因此本文仅针对叶栅下端壁开展非轴对称端壁优化设计研究。采用图2所示的双控制型线^[13]进行端壁造型设计,端壁周向和轴向造型分别由正弦函

表 1 叶栅几何结构参数

Table 1 Geometrical parameters of cascade

参数	数值
弦长 C/mm	89.7
轴向弦长 C_{ax} 与弦长比	0.91
展弦比	1.41
节弦比	0.86
进口气流角/ $^\circ$	50.5
上游槽缝入射角/ $^\circ$	25

数和 B 样条函数曲线控制。轴向的正弦函数控制线在端壁压力侧和吸力侧分别形成了凸和凹区,从而降低了吸力侧流速,保证了横向压力梯度的减小;正弦函数控制线的采用减少了优化变量,从而加速了优化过程。轴向的 B 函数曲线含有 8 个控制点,其中首尾两个控制点为固定点,从而保证了端壁的连续性,其余 6 个控制点通过叶高方向的坐标变化起到控制端壁造型的作用,因此非轴对称端壁造型设计变量是 6 个。涡轮叶栅冷却效率 η 和归一化流体温度 θ 为

$$\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_c) \tag{1}$$

$$\theta = (T - T_c) / (T_\infty - T_c) \tag{2}$$

式中: T_∞ 和 T_c 分别为主流与冷却流体温度; T 和 T_{aw} 分别为流体与绝热壁面温度。

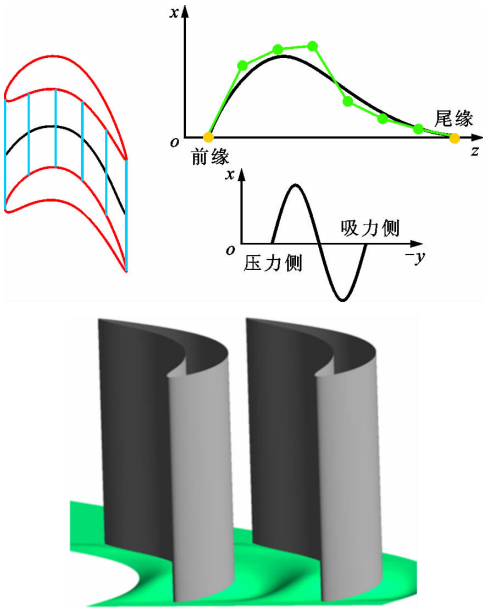


图 2 叶栅双控制型线非轴对称端壁造型方法

Fig. 2 Endwall contouring method with two control curves

为评估端壁的传热性能,增加了额外等温端壁面算例($T_w = 285\text{ K}$)来获得端壁面的热流量,从而

端壁面的传热系数 h 和努塞尔数 Nu 的定义如下

$$h = q_w / (T_{aw} - T_w) \tag{3}$$

$$Nu = hC / \lambda \tag{4}$$

式中: q_w 为端壁热流量; λ 为流体热导率。

1.2 优化系统

图 3 给出了涡轮叶栅非轴对称端壁造型优化流程。首先,利用拉丁超立方抽样方法生成优化需要的训练集和验证集,同时采用数值方法评估设计候选解的冷却性能;接着,采用初始训练集构建初始克里金模型,并利用验证集对其准确性进行验证,更多的样本点会被加入训练集中直到精度满足要求。采用 NSGA-II 遗传算法从最终的克里金模型中寻找最优解集,在冷却性能数值评估模块中利用命令行调用商用 CFD 软件,从而使得叶栅非轴对称端壁造型优化过程实现自动化。

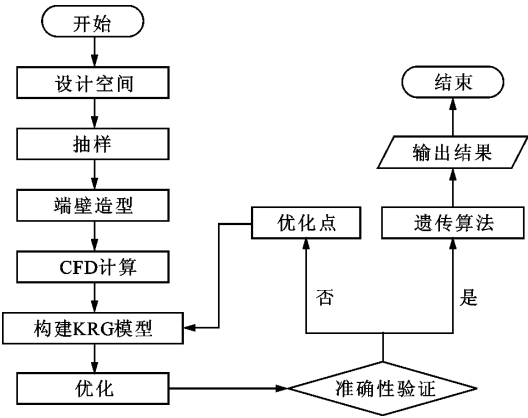


图 3 涡轮叶栅非轴对称端壁造型优化流程

Fig. 3 Workflow for endwall contour optimization

涡轮叶栅端壁非轴对称造型的优化目标是端壁冷却效率和靠近下端壁的 20% 叶片吸力面泛冷却效率。设计变量是 B 样条函数控制线中的 6 个可移动点的 x 坐标,端壁最大形变量的约束范围是 0 ~ 5% 叶高。

1.3 数值方法及验证

图 4 给出了计算域采用的多块结构化网格,网格由 ICEM CFD 生成,壁面附近采用 O 网格以提高网格质量,并且第一层网格高度被限制在 $y^+ < 1$,以满足湍流模型的要求。采用 ANSYS-CFX 求解 RANS 方程,湍流模型采用验证的 SST $k-\omega$ [14] 模型。主流与冷却气体均是理想空气工质,所有壁面均设置为绝热无滑移壁面,在计算域的两侧设置为周期性边界条件。表 2 列出了计算的边界条件,表 3 给出了网格无关性验证,节点数达到 309 万时满足计算网格无关性要求。

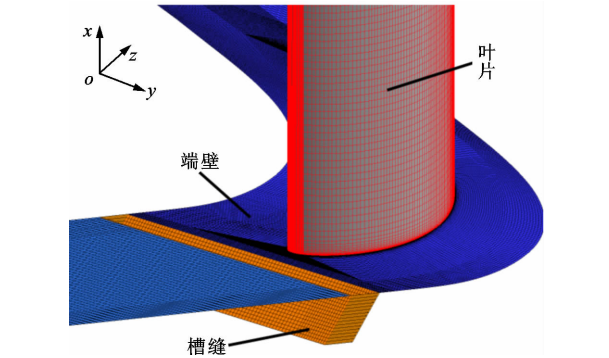


图 4 涡轮叶栅计算网格

Fig. 4 Computational mesh

表 2 涡轮叶栅计算边界条件^[12]

Table 2 Boundary conditions

参数	数值
进口马赫数	0.28
出口马赫数	0.45
进口雷诺数	5.5×10^5
进口湍动度/%	10
主流温度/K	308
冷却流体温度/K	295

表 3 网格无关性验证

Table 3 Grid independence test

网格数/万	出口速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	端壁平均温度/K
153(实验值)		
91	153.98	306.07
309	154.23	305.86
544	154.34	305.81

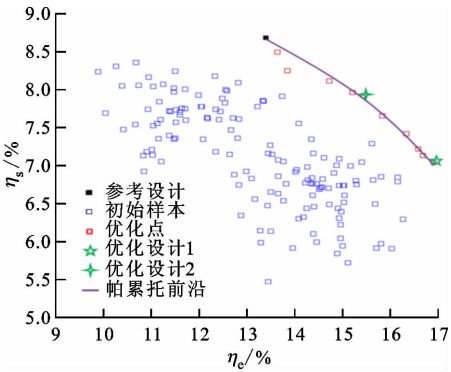
2 结果分析

以端壁冷却效率 η_e 和近端壁 20% 叶高吸力面泛冷却效率 η_s 最优为优化目标,开展涡轮叶栅非轴对称端壁造型多目标优化设计。对比优化设计得到的非轴对称端壁的冷却性能,研究前缘槽缝冷气预旋射流对非轴对称端壁冷却性能的影响。

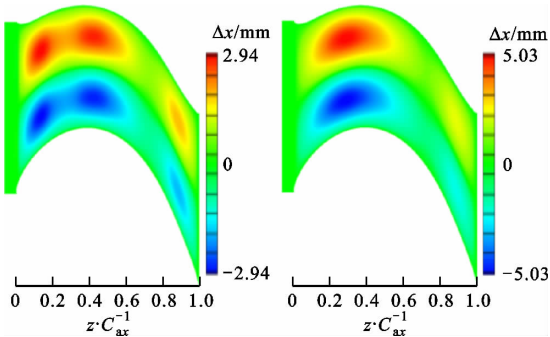
2.1 优化过程及结果

非轴对称端壁造型优化过程中保持前缘槽缝冷气流量 M 为 1%,且相对于叶片入射攻角为 0° 。训练集和验证集分别设计 150 个和 10 个样本点,在 NSGA-II 寻优过程中,每代个体数和子代数分别设置为 100 和 50,图 5a 给出了优化结果及帕累托前沿。值得注意的是,参考设计端壁在帕累托前沿中

具有最佳的泛冷却效果,这与端壁造型的流场控制机理相吻合,原因在于非轴对称端壁造型削弱了流道内二次流强度,从而减少被二次流带向叶片表面的冷却气体量。从帕累托前沿中选取了最佳端壁冷却效率的优化设计 1 和综合端壁冷却效率与叶片泛冷却效率的优化设计 2 进行对比分析。图 5b、5c 给出了优化设计 1 和 2 的端壁造型几何,其中实现最佳端壁冷却效果的优化设计 1 在 z/C_{ax} 为 0.15 和 0.45 附近分别有一对凹凸形变,最大形变量为 2.3% 叶高,而优化设计 2 具有更大的端壁形变量(4% 叶高)。表 4 对比了优化设计 1 和 2 与参考设计的端壁平均冷却效率与叶片平均泛冷却效率。



(a) 优化过程



(b) 优化设计 1

(c) 优化设计 2

图 5 叶栅非轴对称端壁优化结果

Fig. 5 Endwall contour optimization results

表 4 叶栅端壁和叶片泛冷却效率对比

Table 4 Optimization results of cooling effectiveness %

设计方式	平均冷却效率	平均泛冷却效率
参考设计	13.40	8.69
优化设计 1	16.91	7.05
优化设计 2	15.57	7.84

2.2 优化设计端壁的冷却传热性能

图 6 给出了参考设计端壁叶栅通道的涡量 Q 等值面分布。马蹄涡及附属二次涡在叶片前缘生

成,并向压力侧和吸力侧分别发展;分离涡由槽缝射流引起,在向下游发展的过程中与马蹄涡结合,形成通道涡;通道涡最终在叶片吸力面附着,这也正是叶片泛冷却形成的原因之一。

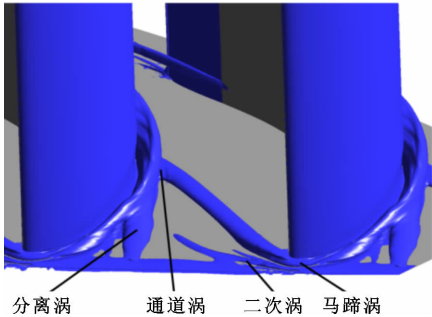
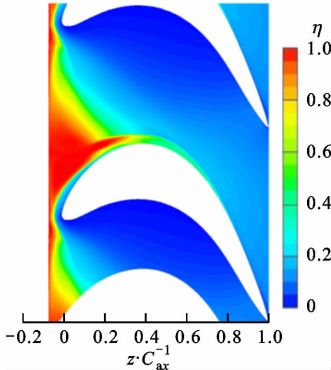


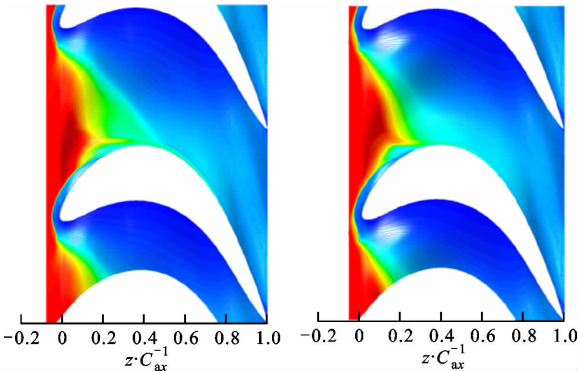
图 6 参考设计端壁叶栅流道内涡量等值面分布

Fig. 6 Criterion iso-surface distributions for baseline case

图 7 给出了参考及优化设计的端壁冷却效率分布云图。由于压力侧和吸力侧两支马蹄涡的限制,槽缝射流在向下游发展时会会在上游端壁形成一个楔形高冷却效率区,并在靠近叶片肩部时被二次涡携带脱离端壁面。槽缝射流覆盖面积在优化设计造型端壁上相对于参考设计会有一定增长,表现为冷却流体在压力侧的覆盖面积显著增加,但在吸力侧端



(a)参考设计



(b)优化设计 1

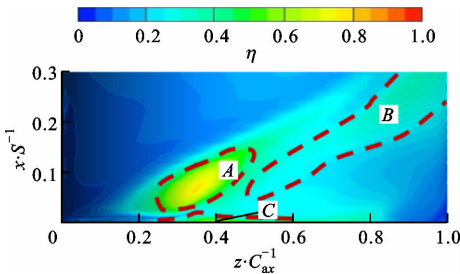
(c)优化设计 2

图 7 参考设计和优化设计端壁的冷却效率云图

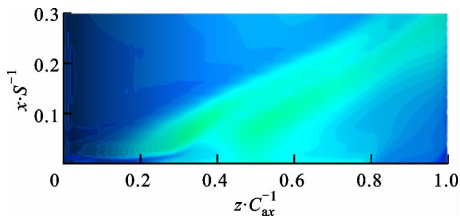
Fig. 7 Endwall cooling effectiveness contours

壁覆盖面积没有显著差异。这是由于造型端壁改变了槽缝出口及端壁面静压分布,使得更多冷却流体得以从槽缝压力侧溢出并且更难脱离壁面。在优化设计 1 中,两个压力侧凸结构之间($z/C_{ax}=0.3$ 处)出现了一个额外的高冷却尾迹,从而在压力侧端壁取得了最大的冷流覆盖面积。另外,由于吸力侧凹结构的存在,靠近叶片前缘的环形未冷却区域在吸力侧略微扩大,其范围在两个优化设计中几乎相同。从冷流脱离尾迹来看,优化设计 2 更大的端壁造型幅度导致射流脱离端壁时更偏向叶片吸力面。

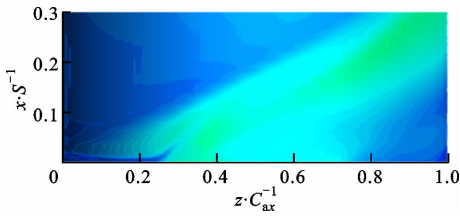
图 8 为参考设计和优化设计的近端壁 25% 叶高吸力面泛冷却效率云图。由图 8a 可知,叶片吸力面大致有 3 个高效泛冷却区 A、B 和 C,分别由吸力侧马蹄涡、分离涡(及通道涡)以及二次涡在叶片表面的附着所导致,因此端壁造型在削弱二次流的同时会显著改变泛冷却效果。对于参考设计,区域 A 和 C 的泛冷却效率分别可达到 0.9 和 0.6,但在区域 B 仅能达到 0.4。对于两个优化设计,由于马蹄涡及二次涡受到端壁造型的削弱,区域 A、C 中的泛



(a)参考设计



(b)优化设计 1



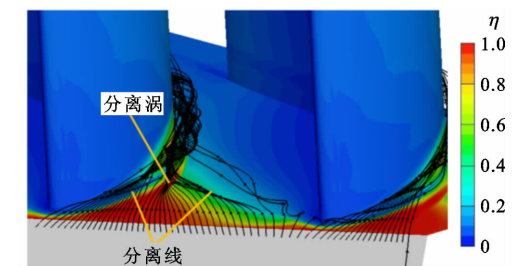
(c)优化设计 2

图 8 参考设计和优化设计端壁的叶片吸力面泛冷却效率分布

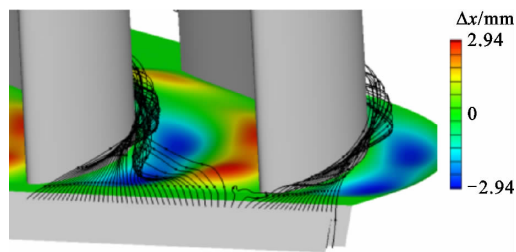
Fig. 8 Blade suction surface phantom cooling effectiveness contours

冷却效果明显减弱,在优化设计2中A区受到分离涡的挤压进一步缩小了冷却覆盖面积,B区受分离涡及通道涡的影响,在 $0.3 < z/C_{ax} < 0.5$ 和 $z/C_{ax} > 0.8$ 的区域均有冷却覆盖且有增强趋势,而在优化设计1中提前到 $z/C_{ax} = 0.55$ 处。

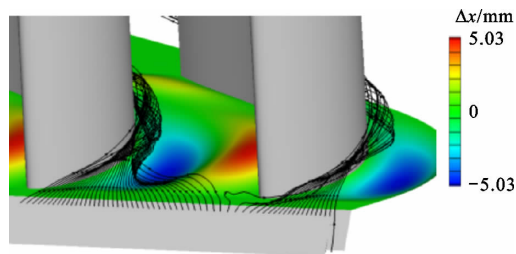
为了说明非轴对称端壁造型对流场的影响,图9给出了槽缝射流在端壁附近的流线,大部分槽缝射流被限制在马蹄涡两条分离线中,并随着横向压力梯度向吸力侧发展。在参考设计中,压力侧马蹄涡几乎完全限制了冷却射流向压力侧的发展,从而使其难以覆盖压力侧端壁。对于优化设计,非轴对称端壁削弱了分离涡和马蹄涡的强度,抑制了槽缝冷气射流被二次流的卷吸,使得冷却射流更容易沿轴向流动,从而在压力侧端壁实现更长的冷却覆盖范围。压力侧冷却气流大部分流向吸力侧端壁凹陷区域,并且由于其具有更大膨胀空间,分离涡强度显著减弱。对于优化设计1,两个凹结构之间存在部分冷却气流,并扩大了冷却覆盖面积(见图7)。



(a) 参考设计



(b) 优化设计1



(c) 优化设计2

图9 槽缝射流在参考设计和优化设计端壁区域的流线型态

Fig. 9 3D streamline distributions in the cascade

图10对比了参考设计和优化设计的端壁横向平均冷却效率。非轴对称端壁设计显著影响槽缝和叶片前缘之间的区域和最大端壁变形量位置($0 < z/C_{ax} < 0.5$)的冷却效果。在槽缝冷气射流出口边,优化设计非轴对称端壁的冷却效率显著增加,这是由于非轴对称端壁压力侧静压减小使得更多冷气射流从压力侧溢出。对于优化设计1,冷却效率在 $0 < z/C_{ax} < 0.2$ 的区域有所提升,而在 $0.45 < z/C_{ax} < 0.65$ 的区域略微下降,在 $z/C_{ax} = 0.03$ 处相比参考设计提升了约7%,而优化设计2在此区域只提升了2%。

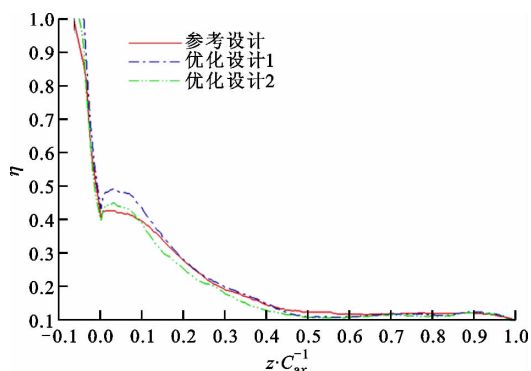
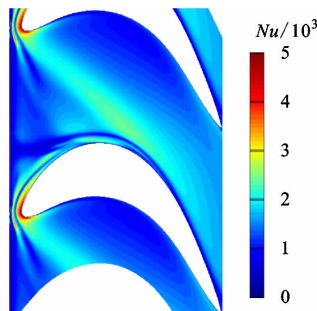
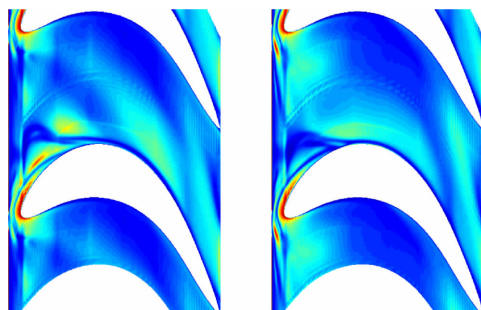


图10 参考设计和优化设计的端壁横向平均冷却效率分布
Fig. 10 Laterally averaged endwall cooling effectiveness

图11给出了参考设计和优化设计的端壁努塞尔数分布。对于参考设计,马蹄涡和二次涡导致了



(a) 参考设计



(b) 优化设计1

(c) 优化设计2

图11 参考设计和优化设计的端壁努塞尔数分布

Fig. 11 Nusselt number contours on endwall

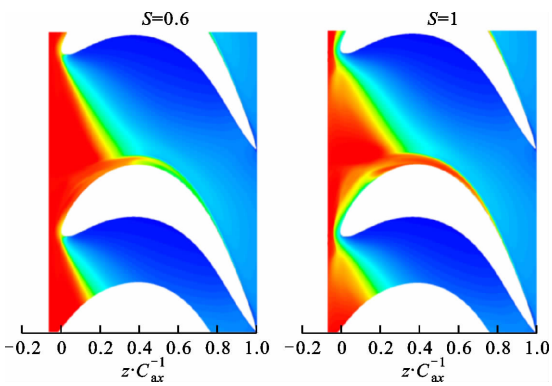
端壁高换热区,其环绕叶片前缘分布并向两侧发展,努塞尔数最高可达5 000。分离涡由于有脱离端壁面的倾向,在上游端壁会形成一个低换热区,随横向次流被端壁造型的削弱,此低换热区朝向压力侧发生扭曲,当通道涡向吸力侧移动时,在中游端壁形成了一个长条状高换热区。对于优化设计 1,由于压力侧凸结构的影响,在更靠近下游的位置出现了强度略微减弱的高换热区,此高换热区在优化设计 2 中仅在压力侧出现。

2.3 槽缝冷气预旋射流的影响

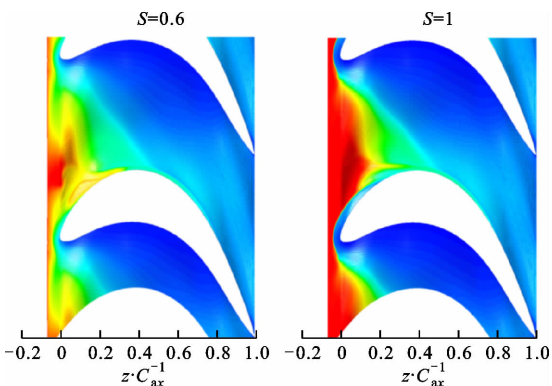
基于优化设计的非轴对称端壁造型,研究前缘槽缝冷气预旋对端壁冷却性能的影响。前缘槽缝冷气流量 M 分别为 1% 和 1.5%。槽缝预旋强度 S 定义为冷却射流周向速度为叶栅旋转速度的 $100(1-S)\%$,即 $S=1$ 对应轴向冷却射流, $S=0.6$ 对应端壁与冷却射流间存在周向相对运动的情况。

图 12 给出了参考设计和优化设计的端壁冷却效率分布云图。 $M=1\%$ 、 $S=1$ 为前文所述的基准工况,优化设计 1 由于双凸结构的存在,于压力侧端壁取得最佳覆盖效果。当 $S=0.6$ 时,槽缝射流更偏向叶片吸力面,增强了吸力侧叶根附近端壁的冷却效果,优化设计 2 具有最小的环形未冷却区域;优化设计 1 和 2 均具有与 $S=1$ 时相似的压力侧端壁冷气覆盖范围,且优化设计 1 仍具有最大优势,这说明两个优化设计在 $S=0.6$ 时对压力侧马蹄涡具有相似的削弱作用。

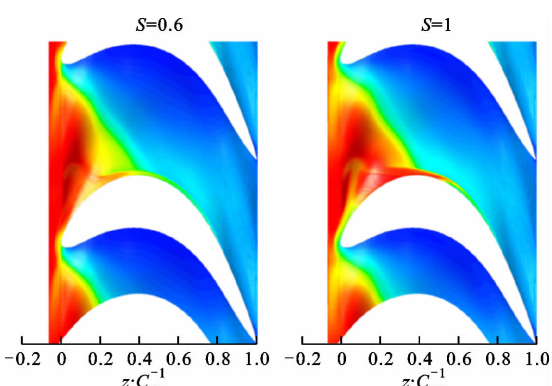
对于 $M=1.5\%$,当 $S=1$ 时,由于冷气流量的增加,压力侧非轴对称端壁导致的冷气覆盖面积扩大的优势更加明显,优化设计 1 直接覆盖到压力侧环形未冷却区域,其在吸力侧肩部同样具有最强的冷却覆盖;当 $S=0.6$ 时,预旋槽缝射流完全消除了吸力侧未冷却区域,冷却旋流的动量足够高,导致两个优化设计在吸力侧没有显著差别。由于预旋的作用,冷却射流具有更强的沿周向发展的趋势,因此在



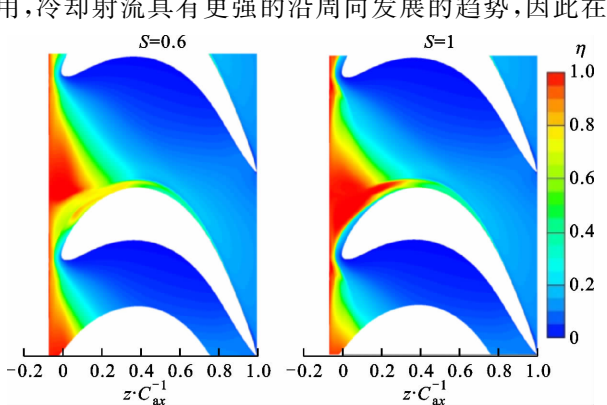
(b)参考设计, $M=1.5\%$



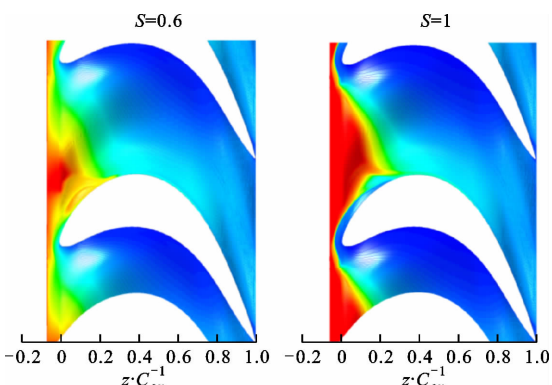
(c)优化设计 1, $M=1\%$



(d)优化设计 1, $M=1.5\%$



(a)参考设计, $M=1\%$



(e)优化设计 2, $M=1\%$

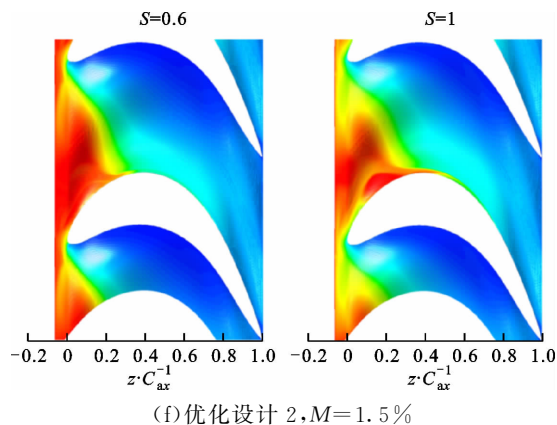
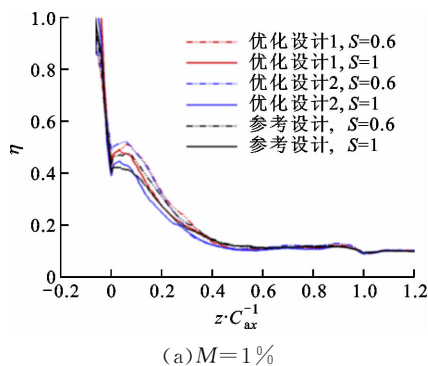


图 12 槽缝冷气预旋射流作用下的参考设计和优化设计端壁的冷却效率云图

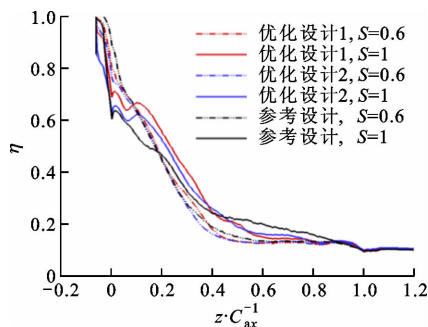
Fig. 12 Endwall cooling effectiveness distributions with and without swirled slot leakage

端壁上的轴向覆盖长度有所减小,在叶片前缘附近压力侧覆盖面积增加的同时冷却强度略微降低。

图 13 定量对比了参考设计和优化设计的端壁横向平均冷却效率。对于 $M=1\%$ 、 $S=1$ 时,优化设计提升了槽缝下沿到上游端壁范围($-0.06 < z/C_{ax} < 0.2$)内的冷却效率,优化设计 1 最高可将冷却效率提高 0.08,而 $S=0.6$ 时优化设计在叶片上游($-0.06 < z/C_{ax} < 0$)没有显著优势,但仍然改善了上游端壁($0 < z/C_{ax} < 0.2$)的冷却环境,在非轴对称



(a) $M=1\%$



(b) $M=1.5\%$

图 13 参考设计和优化设计的端壁横向平均冷却效率

Fig. 13 Laterally averaged endwall cooling effectiveness

端壁造型的主要位置 $z/C_{ax}=0.1$,优化设计端壁的平均冷却效率相对于参考设计提高了 5%,优化设计 2 的冷却效率略高于优化设计 1;当 $M=1.5\%$ 、 $S=1$ 时,冷却气流量的增加强化了优化设计在压力侧端壁冷却性能的优势,体现在 $0 < z/C_{ax} < 0.4$ 间端壁的平均冷却效率大幅提高,优化设计 1 和 2 在 $z/C_{ax}=0.1$ 处提升幅度分别达到了 15%和 10%,当 $S=0.6$ 时, $z/C_{ax} < 0.1$ 处优化设计的冷却效果略微下降,这是因为叶片对于冷气预旋射流的阻挡作用降低了压力侧端壁的冷却强度。

3 结 论

本文结合克里金代理模型、多目标遗传算法和冷却性能评估数值方法,构建了涡轮叶栅非轴对称端壁造型优化系统,采用双控制型线端壁造型方法完成了涡轮叶栅端壁冷却效率和叶片泛冷却效率最优的多目标非轴对称端壁造型设计。对比分析了参考设计、端壁冷却效率最优的优化设计 1 和综合端壁冷却效率与叶片泛冷却效率的优化设计 2 的冷却性能,研究了前缘槽缝冷气预旋射流对非轴对称端壁造型优化设计 1 和 2 冷却性能的影响。

(1)相比于参考设计,优化设计 1 和 2 的端壁平均冷却效率提高了 3.52%和 2.18%。

(2)非轴对称端壁造型优化设计使得槽缝和叶片前缘之间区域及叶栅端壁前部 50%轴向弦长区域的冷气覆盖面积明显改善,显著增大了压力侧端壁冷气覆盖面积。叶片泛冷却效率由于非轴对称端壁造型减弱二次流而明显降低。

(3)前缘槽缝冷气流量为 1%时,预旋冷气射流下非轴对称端壁造型使得冷气在压力侧端壁具有良好的冷却性能。前缘槽缝冷气流量为 1.5%时,预旋冷气射流扩大了非轴对称端壁压力侧区域的覆盖面积,降低了叶栅前部端壁区域的冷却效率。

参考文献:

- [1] 李劲劲,何坤,晏鑫,等.透平叶片近前缘端壁处换热性能的研究[J].西安交通大学学报,2017,51(7):44-50.
LI Jinjin, HE Kun, YAN Xin, et al. Investigation on the heat transfer performance of endwall near the blade leading edge [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(7): 44-50.
- [2] 李志刚,白波,刘璐萱,等.进口不重合和轴对称造型对跨声速涡轮叶栅端壁传热特性的影响[J].航空动力学报,2019,34(12):2695-2705.

- LI Zhigang, BAI Bo, LIU Luxuan, et al. Effects of inlet misalignment and axisymmetric contouring on endwall heat transfer characteristics in transonic turbine cascade [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(12): 2695-2705.
- [3] 张旭阳. 基于二次流控制的叶栅前缘端壁造型 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(8): 35-42.
- ZHANG Xuyang. Design of endwall in the leading edge based on the control of secondary flow [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(8): 35-42.
- [4] 李军, 宋立明, 孙皓, 等. 非轴对称端壁设计的高负荷涡轮气热性能研究进展 [J]. *航空发动机*, 2018, 44(3): 1-11.
- LI Jun, SONG Liming, SUN Hao, et al. Aerothermal performance research progress of high load turbines with non-axisymmetric endwall design [J]. *Aero-engine*, 2018, 44(3): 1-11.
- [5] 陆泽帆, 陈榴, 张发生, 等. 动叶轮缘泄漏对非轴对称端壁端部损失及冷却的作用 [J]. *热能动力工程*, 2020, 35(1): 37-43.
- LU Zefan, CHEN Liu, ZHANG Fasheng, et al. Effect of rotor purge flow on non-axisymmetric endwall aerodynamic losses and cooling effectiveness [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2020, 35(1): 37-43.
- [6] MÜLLER G, LANDFESTER C, BÖHLE M, et al. Turbine vane endwall film cooling effectiveness of different purge slot configurations in a linear cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(3): 031008.
- [7] 祝培源, 陶志, 姚韵嘉, 等. 槽缝射流对环形叶栅端壁气膜冷却性能影响的实验研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2019, 53(11): 63-70.
- ZHU Peiyuan, TAO Zhi, YAO Yunjia, et al. Experimental study on the effect of purge flow on film cooling performance of an annular cascade endwall [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2019, 53(11): 63-70.
- [8] STINSON M E. Influence of purge flow swirl and passage discrete hole injection angle on turbine blade end-wall cooling [D]. Minnesota, USA: University of Minnesota, 2019.
- [9] LI S J, LEE J, HAN J C, et al. Influence of mainstream turbulence on turbine blade platform cooling from simulated swirl purge flow [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 101: 678-685.
- [10] ZHANG Kaiyuan, LI Jun, LI Zhigang, et al. Effects of simulated swirl purge flow and mid-passage gap leakage on turbine blade platform cooling and suction surface phantom cooling performance [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 129: 618-634.
- [11] LIU Zhansheng, YANG Xing, GAO Chun, et al. Aero-thermal coupled design optimization of the non-axisymmetric endwall for a gas turbine blade [C] // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2018: GT2018-76594.
- [12] CHEN A F, SHIAU C C, HAN J C. Turbine blade platform film cooling with simulated swirl purge flow and slashface leakage conditions [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(3): 031012.
- [13] 郑金, 李国君, 李军, 等. 一种新非轴对称端壁成型方法的数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2007(9): 1487-1491.
- ZHENG Jin, LI Guojun, LI Jun, et al. Numerical research on a new non-axisymmetric endwall profiling method [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007(9): 1487-1491.
- [14] 张垚垣, 李志刚, 宋立明, 等. 槽缝射流旋流比和密度比对涡轮端壁冷却和吸力面泛冷却性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(9): 95-101.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, SONG Liming, et al. Effects of swirl ratio and density ratio of slot jet flow on the turbine endwall cooling and suction surface phantom cooling performance [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(9): 95-101.

(编辑 荆树蓉)