

燃气透平叶型气动与传热的优化设计

杨玉骏^{1,2}, 戴 韧¹, 王 蛟²

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093;

2. 上海电气燃气轮机有限公司 研发部, 上海 200240)

摘 要: 建立了一个透平叶型气动与传热优化的两步模型, 第1步采用解析多项式曲线构造叶片的参数化造型, 基于CFD数值模拟, 通过正交设计和敏感性分析, 优选几何设计参数, 第2步采用贝塞尔(Bezier)曲线参数化叶型型线, 以总压损失和表面热流加权函数为优化目标, 调整叶型型线, 获得了气动性能与热负荷较优的叶型。设计案例的结果表明: 增加安装角可以降低叶片压力面热负荷; 增大叶片前缘直径可以降低前缘滞止点热负荷。调整叶型的表面曲率分布, 有可能推迟吸力面的转捩, 弱化叶片表面的传热。两步优化法计算量小, 收敛性好, 具有工程应用价值。

关 键 词: 叶型优化; 平面叶栅; 参数化造型; 试验设计; 降低表面热负荷

中图分类号: V231

文献标志码: A

Aero-thermal optimization of gas turbine blade airfoil

YANG Yu-jun^{1,2}, DAI Ren¹, WANG Jiao²

(1. School of Power and Energy,

University of Shanghai Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Research Development Department,

Shanghai Electric Gas Turbine Company Limited, Shanghai 200240, China)

Abstract: A two-step optimization method was presented to improve the aero-thermal characteristics of turbine blade airfoil. The first step was to construct turbine airfoil by polynomial lines. Design parameters were screened by design of experiment (DOE) and factorized sensitive analysis for best performance obtained from CFD simulations. The second step was to optimize airfoil, which was parameterized in Bezier lines for minimum flow loss and surface heat transfer in a weighted objective function. Result of design sample shows that increased stagger angle leads to lowered heat transfer along the pressure side surface, and larger leading edge radius reduces the local heat transfer around stagnation point. Reforming the polynomial shaped airfoil provides possible delay of the transition on the blade suction side surface and reduces whole heat transfer rate. Two-step method has relatively low computation requirement and good convergence, which is valuable for engineering purposes.

Key words: airfoil optimization; linear cascade; parametric geometry; design of experiment; heat load reduction

收稿日期: 2015-06-09

基金项目: 国家自然科学基金(51276116)

作者简介: 杨玉骏(1990—), 男, 助理工程师, 硕士, 主要研究燃气轮机传热模拟与冷却结构设计。

E-mail: yangyujun0131@163.com

引用格式: 杨玉骏, 戴韧, 王蛟. 燃气透平叶型气动与传热的优化设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 438-445. YANG Yujun, DAI Ren, WANG Jiao. Aero-thermal optimization of gas turbine blade airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 438-445.

燃气与透平叶片表面的传热系数是叶片冷却系统设计、温度场分析和热应力评估的基础。在满足叶栅气动设计的前提下,降低叶片外表面的传热系数,减少燃气向叶片的传热量,可以减少叶片内部冷却所需要的空气流量,同时减少燃气流动中的热损失,有利于提高燃气轮机热效率。

叶片外表面传热系数的大小与表面流动的边界层发展过程有关。Dunn 等^[1]通过透平叶片表面压力和表面传热的测量结果,证明透平叶片普遍存在边界层转捩现象,包括3个阶段:层流、转捩和湍流。层流的表面传热系数低,而湍流表面传热系数高,因此流动中的转捩位置决定了沿叶片表面传热系数的变化。Ames^[2]研究了来流湍流强度和湍流尺度对透平叶片边界层转捩和传热的影响,证明湍流度提高了传热强度,并使吸力面边界层转捩提前。Abuaf 等^[3]研究了表面粗糙度对透平静叶壁面边界层转捩和传热的影响,粗糙表面转捩提前,叶片吸力面湍流区的传热增加。这些研究结果都基于同一个理论基础,即叶片表面的边界层转捩位置,决定了表面传热的高低。假设叶片表面能保持层流,或者推迟转捩位置,那么外表面传热系数可能是最低的。

Nealy 等^[4]研究了 C3X 与 MARK-II 两种高负荷无气膜透平静叶表面的传热分布,分析了叶栅出口马赫数、出口雷诺数以及吸力面型线对叶片边界层发展及表面传热的影响。这两种叶栅具有几乎相同的进、出口流动条件,但叶型完全不同。由于吸力面流动转捩特点的不同,结果两者表面传热系数分布存在很大的差异。Nicholson 等^[5]在相同流动条件下,改变叶片的安装角,通过优化动叶压力面型线,降低了压力面热负荷。Johnson 等^[6-7]和 Manna 等^[8]尝试以最高气动效率与最低热负荷为目标,通过多目标优化设计出热负荷降低的叶型,但其优化叶型没有保证出气角完全一致。

本文基于燃气透平叶片气动与传热设计的实践,提出了一个两步的气热优化方法。第1步,采用多项式曲线表示叶片表面型线,在出口马赫数和出气角相同的流动条件下,优化叶型构造的几何参数,降低叶片前缘和压力面的热负荷。第2步,采用贝塞尔(Bezier)参数曲线,对吸力面型线进行二次优化,获得气动性能和表面传热性能综合最佳的叶型设计。

1 透平叶型的参数化造型

叶型设计的原始参数仅有来自透平通流设计

结果的两个参数:叶栅进口气流角和出口气流角。多项式造型法是叶型 CAD 设计的经典方法,能以最少的叶栅参数,确定唯一的叶片吸力面与压力面几何形状。如图1所示(图中 t 为叶片间的节距),叶片压力面型线采用3次多项式,边界条件为边界点 a, b 的位置和1阶导数。叶片吸力面型线采用4次多项式,边界条件除了边界点 c, d 位置和切线方向,还有叶片吸力面喉口位置。需要说明的是,由于吸力面几何型线定义中,采用了叶栅出口角计算喉口位置,因此多项式设计方法,要求叶栅的相邻两个叶片之间必须具有一定的重叠,形成喉口位置的约束条件。

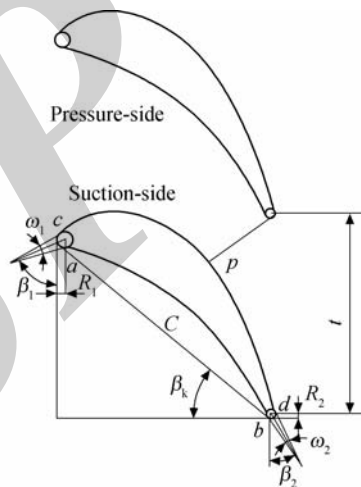


图1 叶型参数化构造示意图

Fig. 1 Airfoil geometry constructed by parameters

2 流动传热的数值分析方法

本文使用 CFD 软件 FLUENT 计算叶栅流动与叶片表面的传热,选用 SST (shear stress transport)- γRe_θ 转捩模型^[9],多例计算^[10-13]证明,其能较好地模拟边界层转捩过程,对叶片表面热负荷分布预测比较可靠、准确。叶片壁面设为无滑移壁面。进口给定总温总压和湍流强度,出口给定静压。工质选用理想气体模型,黏性采用 Sutherland 公式。

网格质量直接决定了流动传热问题数值模拟的精度与准确度。为了能捕捉叶片表面温度边界层法向梯度,准确预测叶片表面传热系数,计算采用结构化网格。用网格正交性、长宽比以及第1层网格高度综合评定网格质量。叶片采用 O-Block 进行结构划分,在细网格 C 中,叶片表面第1层网格高度为 $1\mu\text{m}$,增长比定为 1.05,边界网格层数给定为 30 层,以确保 y^+ 的值尽量小于 1。作为

网格无关性的验证,本文设置了 3 套不同网格尺度进行二维 RANS(Reynolds averaged Navier-Stokes)模拟,如表 1 所示,给出了网格几何尺度和壁面模拟变量间关系。

表 1 二维网格尺度分布
Table 1 Grid scale in 2-D mesh

参数	粗网格 A	中网格 B	细网格 C
网格总数/ 10^3	30	50	120
壁面高度/mm	0.01	0.01	0.001
$y^+_{\max}$	12	4.5	0.45
$y^+_{\min}$	3	0.5	0.05

为了考核计算方法的可靠性,选择 VKI-LS89 跨声速叶栅的实验^[14]作为比较基准. 图 2 表示叶栅出口马赫数($Ma_{is,out}$)分别为 0.84 和 1.02 时,数值计算得到的叶片表面等熵马赫数(Ma_{is})与实验值的对比(图中横坐标 S 为弧长). 计算结果在亚声速工况时,与实验结果吻合很好. 但跨声速工况下,在叶栅流道内,叶片吸力面后段出现了激波,在激波与边界层相互作用下,所采用的数值格式对激波的捕捉能力有限,同时采用的转捩模型中并未加入马赫数的修正。

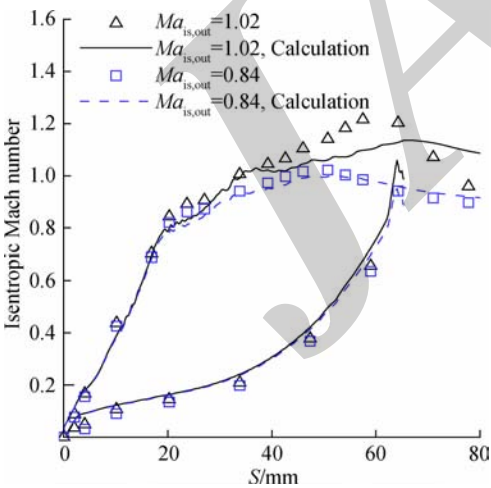


图 2 叶片表面等熵马赫数分布
Fig. 2 Isentropic Mach number verification

图 3 对比了实验工况 MUR-132,出口马赫数为 0.68,流动雷诺数为 1.6×10^6 时的叶片表面传热系数(h). MUR-132 工况下完全是亚声速流动,粗网格 A 因为在前缘处的 $y^+ > 10$,不能很好的模拟叶型吸力面前缘型线大曲率流动,吸力面前段传热系数计算值呈现出较大的振荡,计算值高于实验值. 中网格 B 和细网格 C 加密了网格,

前缘网格 $y^+ < 5$,提高了前缘曲面流动的模拟能力,传热系数计算值基本一致。

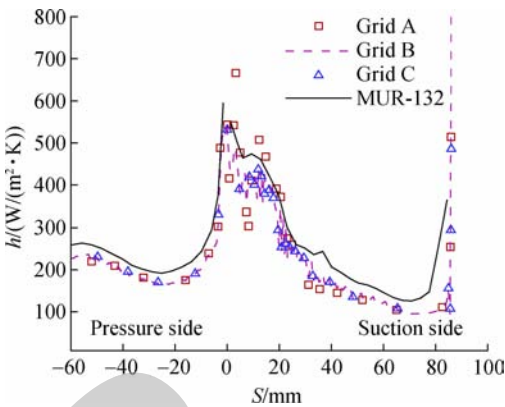


图 3 叶片表面传热系数分布的计算验证
Fig. 3 Heat transfer coefficient verification

综合比较后认为,网格壁面尺寸达到 $y^+ < 5$ 后,带有转捩的 SST 湍流模型能满足壁面传热系数计算的要求. $y^+ \approx 1$ 时,网格即可满足数值模拟对壁面要求,同时也具有较强的稳定性. 因此,本文选择细网格 C 作为全文数值计算的网格标准。

3 叶型的优化设计

设计目标是某型无气膜冷却的透平静叶,进口燃气温度为 $1100\text{ }^\circ\text{C}$,进出口气流角为 90° 和 68° . 壁面温度小于 $900\text{ }^\circ\text{C}$,出口马赫数为 0.72. 除叶片宽度外,其他参数均为可选的设计变量。

初始叶型以多项式曲线设计. 在 9 个设计参数中,经实践比较,叶片安装角、叶片前缘直径、叶片前缘楔角和叶栅稠度对叶型几何形状的影响最为显著. 叶栅稠度可以从 Zweifel 数的大小得到初步判断。

$$z = 2 \frac{t}{C_x} \cos^2 \beta_2 (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) \tag{1}$$

式中 C_x 为弦长的轴向投影。

在给定叶栅进、出口气流角的条件下,从叶栅 Zweifel 数不大于 0.8 的准则和 AM(Ainley-Mathieson)模型计算叶型损失系数,可知导向叶栅或反动式叶栅的最佳相对栅距在 0.65~0.80 间,本文设计选择了 0.75. 余下的 3 个设计因素进行正交相关性分析,如表 2 所示。

图 4 表示在所选择的参数设计范围内,3 个参数对叶栅气动性能的影响以及相互之间的耦合作用. 从图 4 可知,叶片安装角(β_k^2)对叶栅气动性能目标函数的贡献率接近 30%,而且它与前缘直径 d_{le} 和前缘楔角 ω_{le} 的相关作用的影响率也都

大于 10%。设计实践表明,增大叶片安装角后,叶片截面的面积缩小,影响到叶片内部冷却结构的设计. 基于传热和气动性能的优化设计,应该考虑到叶型截面面积的要求,并作为优化的约束条件加入寻优求解的过程. 由此可知,透平叶型设计时,叶片安装角是叶型优化设计的首要因素.

表 2 叶型设计参数范围

参数	数值范围	
	下限	上限
叶片安装角 $\beta_k / (^\circ)$	40	48
前缘直径 d_{le} / C	0.03	0.08
前缘楔角 $\omega_{le} / (^\circ)$	40	52

构造 3 个叶片安装角为 $40^\circ, 44^\circ, 48^\circ$ 的几何叶型,比较叶栅气动性能与表面传热系数的高低. 选定叶栅设计出气角 68° ,3 个叶栅模拟的出气角与设计值偏差不超过 0.5%.

图 5 给出了不同安装角条件下所形成的叶型

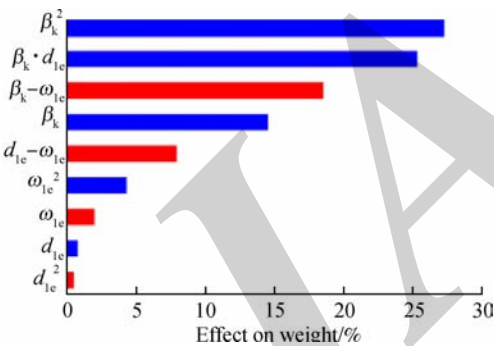


图 4 叶型设计参数的相关性分析

Fig. 4 Sensitive analysis on airfoil design parameters

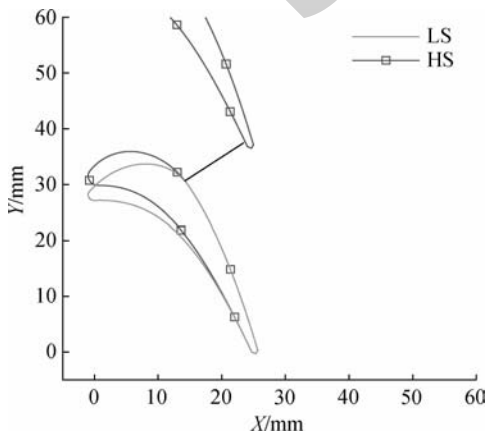


图 5 不同安装角下叶型型线

Fig. 5 Airfoil in different stagger angle

型线对比,图中 HS 表示大安装角,LS 为小安装角. 图 6 为叶片表面静压 (p_s/p_t) 分布图(图中横坐标 s 表示无量纲化弧长). 图 7 为叶片表面传热系数分布图. 3 个叶栅叶片压力面压力分布没有明显差别,但是 48° 安装角叶型的压力面表面传热系数最低,比 40° 安装角叶型低 $100 \sim 150 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$. 表面传热能力的差别来自叶型曲率的不同对边界层发展的直接影响. 凹表面曲率增加,表面传热系数增大,是由于湍流边界层内稳态的 Taylor-Gortler 旋涡^[15]. 增加叶片安装角,减小压力面表面曲率,降低叶片表面热负荷. 在吸力面侧,流动预测转捩位置差别不大,仅在吸力面前段层流区域传热分布不同,3 个叶栅吸力面表面换热分布预测结果相近,整体传热强度差别不大.

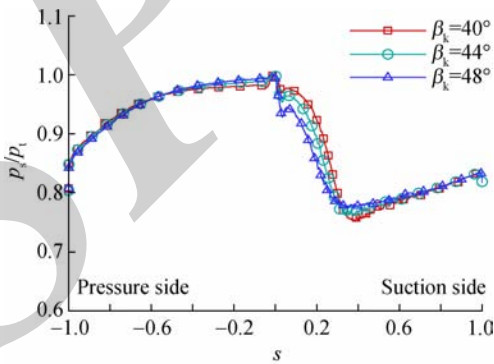


图 6 叶片表面压力分布

Fig. 6 Static pressure in different stagger angle

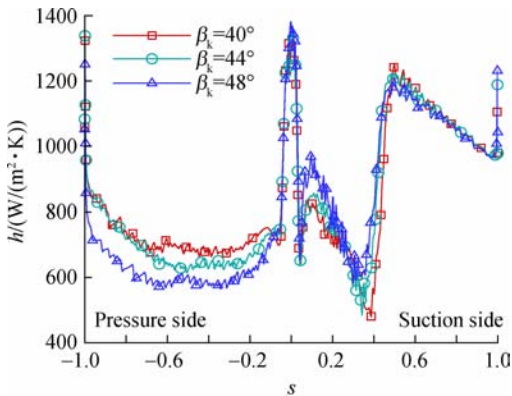


图 7 叶片表面传热系数分布

Fig. 7 Heat transfer coefficient indifferent stagger angle

图 8 给出了不同前缘直径构成叶型的表面传热系数分布. 前缘直径变化对表面传热系数最大的影响在于前缘滞止点附近. 随着前缘直径的增大,前缘滞止点峰值下降约 $200 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$. 这是由于增大前缘直径改变了叶型前缘处的曲率大小,增大了滞止区的接触面积.

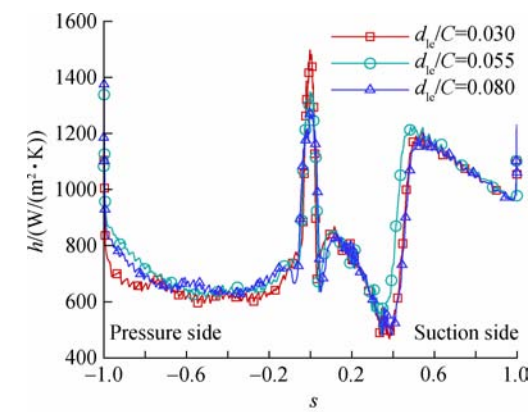


图 8 叶片表面传热系数分布
Fig. 8 Heat transfer coefficient in different LE diameter

通过试验设计分析,在进出口气流角一定的前提下,本文选择以下参数构造基本叶型: $\beta_k = 48^\circ$, $\omega_{le} = 45^\circ$, $d_{le}/C = 0.08$.

4 叶型的气动与传热优化

本文采用 Bezier 曲线对叶片型线进行参数化,并将样条控制点设为参变量.基于 iSight 优化平台,构建 Kriging 近似代理模型并采用二次规划 SQP (sequential quadratic programming) 进行气动优化.借助于正交试验设计来判断各变量的主次关系,将正交试验和均匀试验的结果纳入 Kriging 模型样本点.在气动优化的基础上,选用遗传 MOGA (multi-objective genetic algorithm) 进行气热耦合寻优,流程图如图 9 所示.



图 9 叶型的优化流程
Fig. 9 Airfoil optimization process

透平叶型的气动与传热耦合优化是 3 个目标的综合优化,包括气动性能、表面传热率和叶栅出口角.为了简化优化,将优化目标函数定义为总压损失以及表面热流密度的加权函数,而将叶栅出口角作为解的约束条件加入.通过设置不同的权重值,可以获得对应目标函数的最优设计.

$$\min f = \bar{\omega}_1 f(\xi) + \bar{\omega}_2 f(q)$$
$$\text{s. t. } 67.5^\circ < \beta_2 < 68.5^\circ$$

(2)

透平叶型的吸力面和压力面分别以 7 阶和 6 阶 Bezier 曲线表示,如图 10 所示.优化变量取值范围控制在 80%~120%,以防止叶型过度变形,形成不切实际的型线.

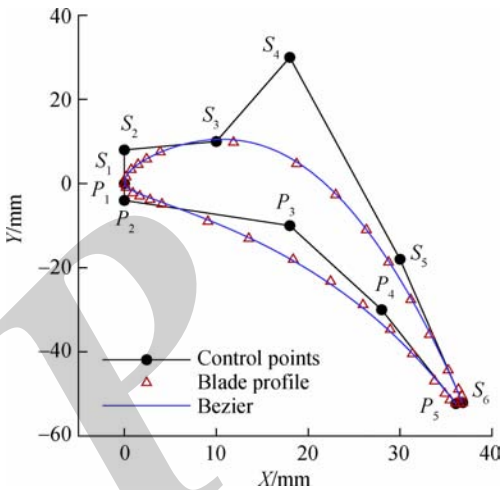


图 10 透平叶型的 Bezier 曲线参数化
Fig. 10 Airfoil parameterized in Bezier

4.1 叶型的气动优化

首先在叶型优化的目标函数中,不考虑降低表面传热量的要求,仅以最低总压损失进行寻优. Kriging 模型的数据样本来自正交设计及均匀设计.表 3 给出了优化后的性能对比.

表 3 气动优化前后结果对比
Table 3 Optimized results comparison

参数	原形	Kriging 近似模型
总压损失系数 ξ	3.392	3.284
出口气流角/($^\circ$)	67.724	68.322

图 11 与图 12 分别表示优化前后的叶型几何与表面等熵马赫数分布的对比.叶型前段的几何型线几乎没有变化,主要变化在吸力面喉部以后的型线,其变化的气动效果是,吸力面后半段扩压流动的起始点向出口推移,缩短了吸力面出口段的扩压流动长度.

图 13 给出了流场马赫数分布情况.气流沿吸力面流动时,在叶栅流道内迅速加速膨胀,直至喉口处速度达到最大,随后气流需减速直至出口处.这一过程中气流处于逆压梯度,边界层厚度增加,流动损失较大.图 13(b)中,吸力面上喉口处的马赫数数值有所减小,最大马赫数后移,结合图 12,

认为其通过控制膨胀裕度达到了减小损失的效果。优化后的流场马赫数在吸力面上分布更为均匀,尤其在喉口处的影响范围较原形小。

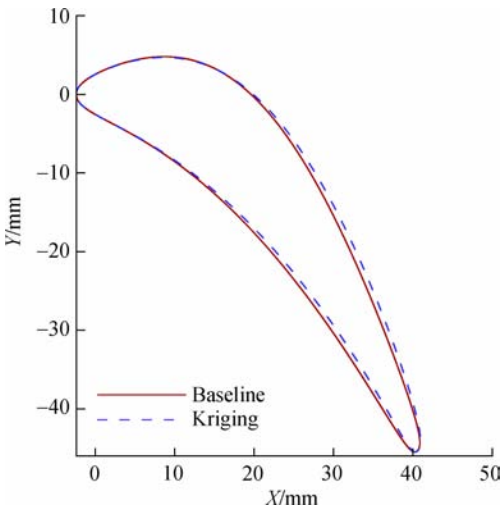


图 11 优化前后型线对比
Fig. 11 Optimized profile comparison

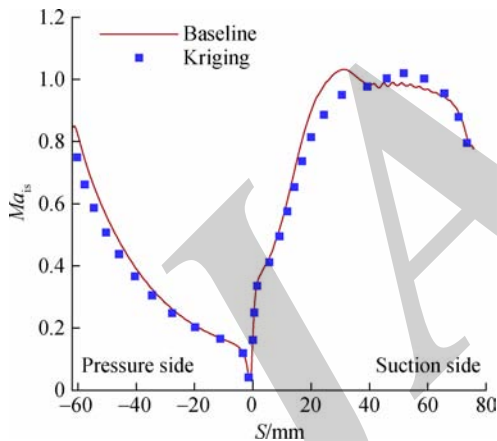
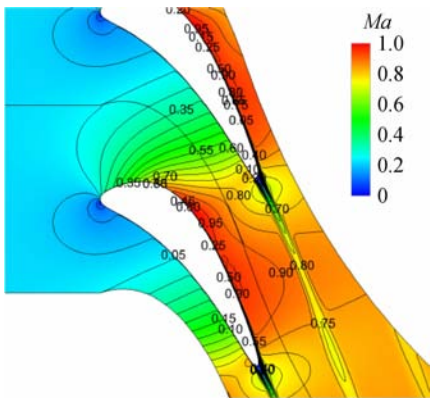
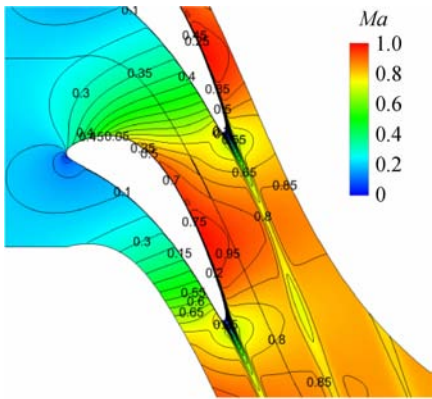


图 12 优化前后等熵马赫数对比
Fig. 12 Optimized isentropic
Mach number comparison



(a) 原形叶型结果



(b) Kriging优化结果

图 13 流场马赫数分布
Fig. 13 Isentropic Mach number

4.2 气热多目标优化

为了综合考虑表面传热和叶栅总压损失,在不损失气动性能的前提下,降低表面传热,将优化目标函数中总压损失和表面热流的各自权重设定为 0.5,认为两个目标是同等重要的。

优化前后结果对比如表 4 所示。图 14~图 17 给出了优化前后的型线、传热系数以及等熵马赫数分布。Pareto 前沿上的任意一点都可以作为优化解,只是对于协调两个目标的权重不同而已,本文考虑到 Kriging 模型在一定区间内拟合的相关性选取表 4 中所示解,作为本问题的优化解。

表 4 贝塞尔曲线气热耦合优化结果对比
Table 4 Optimized results comparison with Bezier

参数	原形	Kriging
总压损失系数 ξ	3.392	3.243
出口气流角/(°)	67.724	68.569
吸力面热流/(W/m ²)	193.25	182.37

通过型线对比不难发现,优化后的结果将吸力面型线外扩,从表面压力分布来看,叶型依靠凸起段减小了逆压段的影响,改善了流动条件,减小了总压损失。同时吸力面表面传热系数的转捩点被推迟,达到了减小传热的目的。

Blair^[16] 通过平板研究了压力梯度与转捩的关系,指出增加主流加速度,能推迟转捩,但过大的逆压梯度极易使流动发生分离。因此耦合优化不仅仅要考虑缩减喉口段后的逆压梯度,更要控制好气流从滞止点到喉口段的加速过程,不能一味的限制膨胀过程。图 18 给出了优化后流场马赫数分布,相较于图 13(a),表面压力最低点后移使

得气流具有更强的膨胀能力,优化后的叶型能更好地控制了逆压段增长,减小总压损失.

图 19 给出了采用进口边界条件折合的吸力面表面摩擦系数(C_f)分布. 叶片型线变化导致优化后叶型整体摩擦系数较小,有利于减少流动损失;同时吸力面转捩开始位置由原先的 45% 弧长

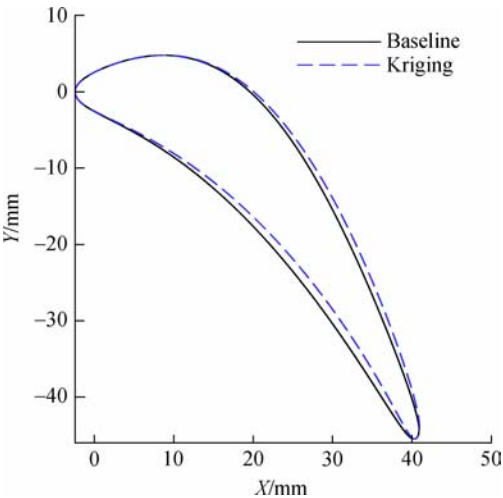


图 14 型线优化前后对比

Fig. 14 Optimized profile comparison

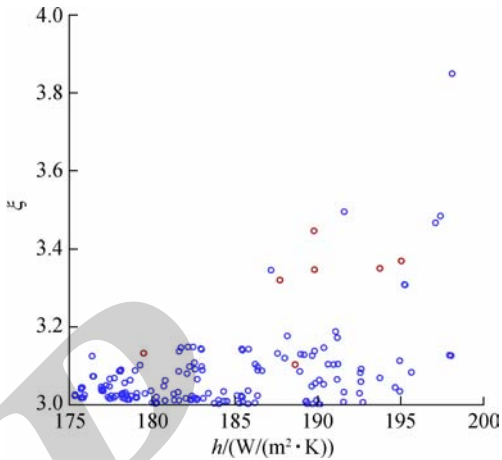


图 17 型线优化 Pareto 前沿

Fig. 17 Pareto in optimization process

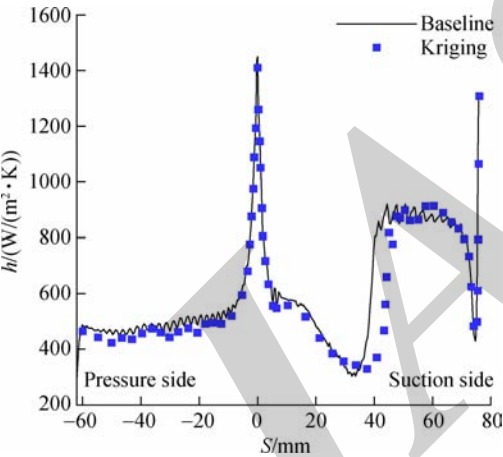


图 15 型线表面传热系数分布

Fig. 15 Optimized heat transfer coefficient comparison

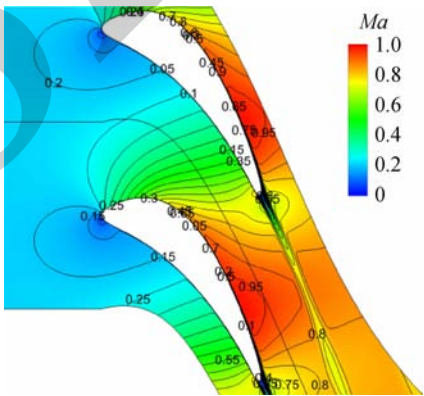


图 18 流场马赫数分布

Fig. 18 Optimized isentropic Mach number

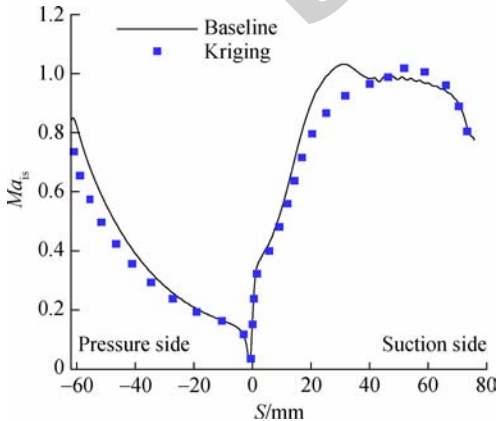


图 16 表面等熵马赫数分布

Fig. 16 Optimized isentropic Mach number comparison

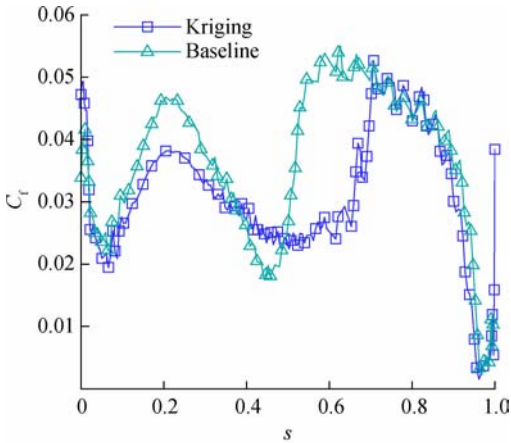


图 19 吸力面表面摩擦系数分布

Fig. 19 Optimized skin friction coefficient comparison

推迟到了55%处(弧长45mm处);通过推迟转捩点来减小表面热负荷。

5 结 论

本文建立了一种透平叶型气动与传热设计两步优化设计方法。采用多项式曲线设计的方法,以9个参数构造了给定了进出口气流角叶栅的几何形状。通过正交设计的相关性,确定叶型首要变量是叶片前缘直径和安装角。参数优选的结果表明:增大叶片安装角,减小压力面型面的曲率,降低压力面的表面传热量;增大前缘直径,可以降低叶片前缘传热量。以叶栅总压损失和表面传热量最小为目标,采用参数化曲线造型,局部优化型线,在保证出气角满足设计要求的前提下,推迟吸力面边界层转捩并同时降低吸力面传热量。本文的两步优化法是分层优化,各层次优化的变量减少,优化计算效率和寻优的收敛性都有明显提高,适合工程应用。

参考文献:

- [1] Dunn M G, Martin H L, Stanek M J. Heat-flux and pressure measurements and comparison with prediction for a low-aspect-ratio turbine stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1986, 108(1): 108-115.
- [2] Ames F E. The influence of large-scale high-intensity turbulence on vane heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(1): 23-30.
- [3] Abuaf N, Bunker R S, Lee C P. Effects of surface roughness on heat transfer and aerodynamic performance of turbine airfoils[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 522-529.
- [4] Nealy D A, Mihelc M S, Hylton L D. Measurements of heat transfer distribution over the surface of highly loaded turbine nozzle guide vanes[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, 106(1): 149-158.
- [5] Nicholson J H, Forest A E. Heat transfer optimized turbine rotor blades: an experimental study using transient techniques[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, 106(2): 173-182.
- [6] Johnson J J, King P I, Clark J P. Low-heat-load vane profile optimization; Part 1 code validation and airfoil redesign[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 395-402.
- [7] Johnson J J, King P L. Low-heat-load vane profile optimization; Part 2 short duration shock tunnel experiments[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 403-409.
- [8] Manna M, Tuccillo R. Improving the aero-thermal characteristics of turbomachinery cascades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(2): 839-848.
- [9] Menter F R. Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [10] 董平, 黄鸿雁, 冯国泰. 高压燃气涡轮径向内冷叶片气热耦合的数值分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 201-207.
DONG Ping, HUANG Hongyan, FENG Guotai. Conjugate heat transfer analysis of a high pressure turbine vane with radial internal cooling passages[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(2): 201-207. (in Chinese)
- [11] 曾军, 卿雄杰. 涡轮叶栅流动和传热耦合计算[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1204-1210.
ZENG Jun, QING Xiongjie. Conjugate flow and heat transfer investigation of a turbine cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1204-1210. (in Chinese)
- [12] Menter F R, Langtry R B, Likki S R. A correlation based transition model using local variables; Part 1 model formulation[R]. ASME Paper GT2004-53452, 2004.
- [13] Langtry R B, Menter F R, Likki S R. A correlation based transition model using local variables; Part 2 test cases and industrial applications[R]. ASME Paper GT2004-53454, 2004.
- [14] Arts T. Aero-thermal performance of a two-dimensional highly loaded transonic turbine nozzle guidevane: a test case for inviscid and viscous flow computations[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 147-154.
- [15] Mayle R E, Blair M F. Turbulent boundary layer heat transfer on curved surface[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1979, 101(3): 521-525.
- [16] Blair M F. Influence of free stream turbulence on boundary layer transition in favorable pressure gradients[J]. *Journal of Engineering Power*, 1982, 104(3): 743-750.

(编辑:叶 青)