

考虑冷气的多级涡轮翘曲 S_1 流面的 气动优化

王龙飞, 王松涛, 罗磊, 卢少鹏, 温风波

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院 发动机气体动力研究中心, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了缩短涡轮气动设计的周期,进一步发掘涡轮叶型的改进潜力,搭建了多级涡轮的翘曲 S_1 流面气动优化平台.该平台具有速度快,周期短的特点.在考虑冷气的前提下,对多级叶片进行多层并行优化,避免了单列优化后叶列间匹配差的缺点,同时克服了多层 S_1 流面的气动效率此消彼长的缺陷.对某型两级高压涡轮进行了气动优化设计,优化后 10%, 50%, 90% 叶高的 S_1 流面的考虑冷气的气动效率分别提高了 0.569%, 0.490%, 0.405%; 第1级和第2级考虑冷气的气动效率分别提高了 0.18%, 0.05%; 涡轮整体气动效率提高了 0.15%; 优化效果明显.经过分析可知,优化有效减小第1级导叶的通道横向二次流损失和第1级动叶的激波损失,第2级的原始叶型设计较为合理.下端壁喷射冷气是降低 S_1 流面优化有效性的主要原因.

关 键 词: 叶型优化; 翘曲 S_1 流面; 多级涡轮; 冷气掺混; 气动效率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Aerodynamic optimization for twisted S_1 stream surface of multi-stage turbine considering cooling air

WANG Long-fei, WANG Song-tao, LUO Lei,
LU Shao-peng, WEN Feng-bo

(Engine Aerodynamic Research Center,
School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To shorten the turbine aerodynamic design cycle and further explore the potential improvement of turbine blades, an aerodynamic optimization platform of twisted S_1 stream surface for multi-stage turbine with advantages of fast speed and short design period was presented. The platform could conduct multilayer parallel optimization for multi-column blades under the premise of cooling air, avoid disadvantage of poor matching between blade columns in single column optimization, and overcome the defect of aerodynamic efficiency shift for multilayer S_1 stream surface. A two stage high pressure turbine has been optimized; the results showed that, aerodynamic efficiency considering cooling air of three S_1 stream surfaces of 10%, 50%, 90% blade spanwise height was increased by 0.569%, 0.490% and 0.405%, the first stage and second stage aerodynamic efficiency considering cooling was improved by 0.18% and 0.05%, and aerodynamic efficiency considering cooling air of the turbine was increased by 0.15%, showing the significant effect of optimization. The analysis indicated that, the optimization reduced the channel transverse secondary flow loss of first

收稿日期: 2014-01-13

基金项目: 国家自然科学基金委创新研究群体(51121004)

作者简介: 王龙飞(1987—),男,山东济宁人,博士生,主要从事涡轮叶片内部冷却和冷却对气动性能影响的研究.

stage stator blades and the shock loss of first stage rotor blades effectively, and the original blade design of turbine second stage was more reasonable. Coolant injection of flow channel hub was the important reason to reduce the effectiveness of S_1 stream surface optimization.

Key words: blade profile optimization; twisted S_1 stream surface; multi-stage turbine; cooling air mixing; aerodynamic efficiency

在传统的气冷涡轮设计体系中,涡轮叶片的叶型设计基本经历了3个阶段:一维经验设计、二维/准三维设计和三维设计体系3个阶段^[1-2].该流程周期较长,工作繁重.近年来,出现了针对涡轮叶片的准三维优化设计. Manna 等对二维叶型进行了气动特性的多目标优化^[3], Talya 等对存在气膜冷却的叶片开展了多学科的三维优化设计^[4],冯国泰等采用敏感性分析技术对涡轮叶型进行了全三维优化^[5], Krämmerer 等人采用一种新型多级遗传算法和多目标优化设计了轴流涡轮叶片^[6], Shahrokh 对比了多种叶轮机械叶片气动设计的优化方法^[7], Mengistu 等基于叶型的设计参数进行了涡轮叶片的气动外形优化设计^[8]. 温风波、冯国泰等发展了燃气轮机气冷涡轮气动设计思想,并设计了气冷涡轮的分层设计体系^[2,5],袁新等对叶轮机械全三维气动优化设计系统进行了完善^[9],赵洪雷等对多级涡轮进行多工况下的优化设计,取得了较好的效果^[10],潘尚能等探讨了涡轮多学科优化中的气动设计技术^[11],舒彪等开展了基于多学科涡轮叶片气动设计优化工作^[12],卢少鹏等搭建了考虑气膜冷却的全三维涡轮叶片的多目标优化平台^[13-14]. 这些全三维的优化设计方法节省了一部分工作量,对叶型设计有较大的指导意义,但设计周期仍然较长.

为了缩短气冷涡轮叶型进一步改进的设计周期,本文建立了考虑冷气的多级涡轮翘曲 S_1 流面(下文简称 S_1 流面)优化平台. 基于吴仲华教授的两类相对流面理论^[15-16],文中将 S_1 流面定义为厚度很小的薄片,同时由于流线沿通道变化,将流面设计为随通道扩张而变化的变厚度 S_1 流面,在很大程度上反映气体在三维流场中的流动特性. 在该优化平台中,多列、多层的 S_1 流面同时进行优化,一方面避免了列与列之间匹配差的弊端,另一方面多层并行优化保证了每一层 S_1 流面的改进均有利于整体涡轮气动性能的提升. 对于带有冷气的气冷涡轮,不考虑冷气掺混时的流量误差和效率误差较大^[17],因此该 S_1 流面优化设计方法考虑了冷气的影响.

1 优化平台设计

平台包括以下模块:参数化叶型、 S_1 流面、网格自动生成^[18]、数值计算,其中数值计算包括前处理、计算和后处理. 采用 Isight 集成各个模块,通过调用相应宏命令实现各个模块的运行. 图1为平台优化设计流程图.

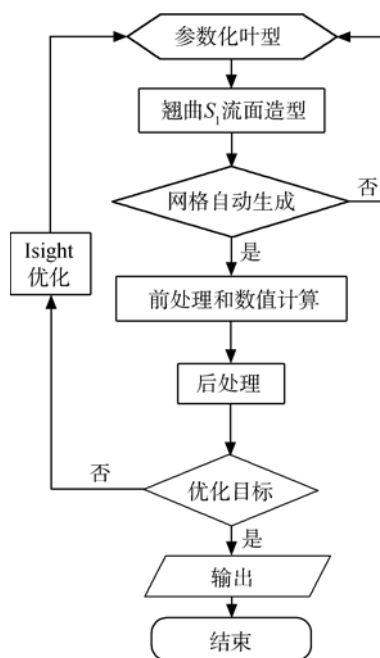


图1 优化设计流程图

Fig. 1 Flowchart of optimization design

1.1 翘曲 S_1 流面造型

采用十一参数法进行参数化叶型设计^[13],截取近似流线方向的 S_1 流面,其厚度随流动方向变化,如图2所示.

十一参数法造型参数组由以下变量构成:叶片数 N 、叶型截面半径 R 、前缘小圆直径 D_1 、尾缘小圆直径 D_2 、弦长 L 、安装角 γ 、前楔角 W_1 、尾楔角 W_2 、后弯角 δ 、进口几何角 β_1 、出口几何角 β_2 ,叶型曲线采用 Bezier 曲线构成,如图3所示. 叶片造型时,选择根、顶两个叶型截面或者根、中、顶3个叶型截面沿已有积叠线在空间积叠,形成三维叶片. 文中高压涡轮的第1级导叶(stator 1)和第

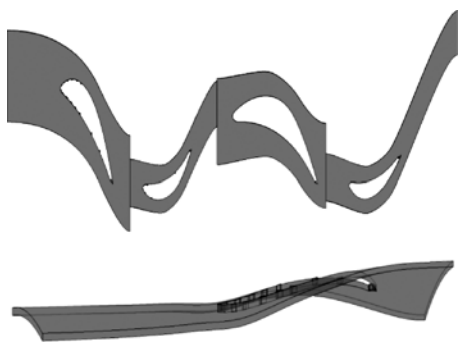
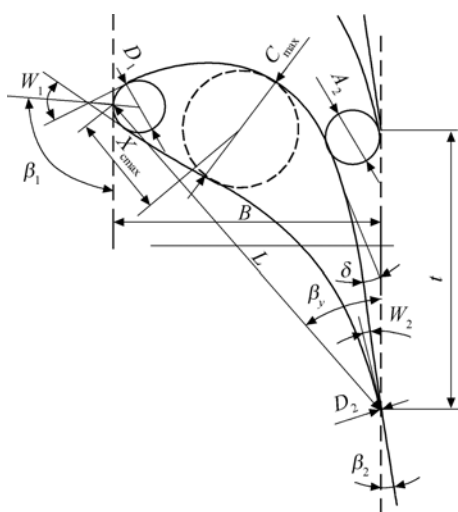
图2 翘曲 S_1 流面Fig.2 Twisted S_1 stream surface

图3 叶型参数化方法

Fig.3 Parametric method of blade profile

1级动叶(rotor 1)均为根、中、顶三截面造型,第2级导叶(stator 2)和第2级动叶(rotor 2)均为根、顶两截面造型。

并行优化设计时,理论上 S_1 流面层数越多越有利于涡轮整体性能的提升。涡轮叶根、顶的端区二次流动较强,流场结构复杂,中部则是主流流动占主要地位,因此有必要对叶根、中、顶处的 S_1 流面进行优化。本文中高压涡轮第1级导叶和第1级动叶的叶型文件中包含根、中、顶3个不同高度的叶型参数,第2级导叶和第2级动叶的叶型文件中只有根、顶两个截面的叶型参数,因此取4列叶栅的10%叶高和90%叶高处的 S_1 流面进行多级优化,同时取第1级导叶和动叶的50%叶高处的 S_1 流面进行多级优化。

1.2 数值计算

选择CFX求解计算 S_1 流面和全三维的定常流动。在CFX中对多个工况下 E^3 高压涡轮进行了数值模拟,发现带转捩的切应力输运(SST)湍

流模型的计算结果与实验吻合较好^[19-20],因此本文选择带 $\gamma-Re_\theta$ 转捩的 SST $k-\epsilon$ 湍流模型。 S_1 流面的计算边界均为原型三维计算结果中相同位置处的参数,主流进口给定总温、总压和气流角,出口给定静压,冷气进口边界给定冷气流量、总温和喷射方向。计算域的上端壁、下端壁为自由滑移壁面,同一叶列的叶片之间为周期性边界,叶片表面为绝热壁面。工质采用多组分的方式,其中主流为变物性的燃气,冷气为理想气体。计算域为流体域,划分用结构化网格,第1层网格厚度为0.001 mm,保证 $y^+ < 1$,以满足湍流模型的使用要求。

第1级导叶和动叶中变厚度 S_1 流面的冷气位置如图4所示,包括叶身气膜冷气和尾缘冷气;第2级导叶和动叶只有尾缘冷气。

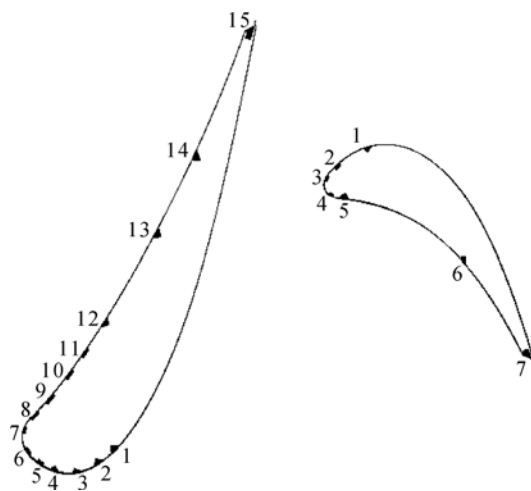


图4 第1级导叶和动叶的冷气位置

Fig.4 Location of cooling air in stage 1 and rotor 1

在高压涡轮的三维计算中,冷气流量取其占核心机进口流量的百分比,第1级导叶前的上端壁、下端壁的冷气流量分别为0.4%和0.4%,第1级导叶后的上端壁、下端壁的冷气流量分别为0.4%和1.03%,第1级导叶的叶身气膜冷气流量为8.56%;第1级叶前的上端壁冷气流量为1.27%,第1级动叶的叶身气膜冷气流量为5.01%;第2级导叶前的上端壁、下端壁的冷气流量分别为0.1%和0.38%,第2级导叶后的上端壁、下端壁的冷气流量分别为0.38%和0.4%,第2级导叶的尾缘冷气流量为2.0%;第2级动叶的尾缘冷气流量为2.32%。

文中高压涡轮叶片径高比较大, S_1 流面的起始厚度1 mm。为了控制优化设计周期,在保证计算精度的前提下,每个叶高 S_1 流面的4列叶栅网

格数约为16万,单层 S_1 流面的单个算例耗时约8 min.

1.3 优化变量和目标函数

S_1 流面的优化设计是针对已有叶型的进一步改进,并不是颠覆性的设计,因此在保证涡轮整体性能和参数分布基本不变的情况下,需要选择合适的优化变量和优化范围,对原有的叶型进行微调,以达到较好的优化效果.在十一参数法中,出口几何角是决定喉部面积的唯一变量,因此不作为优化变量.选择安装角和后弯角作为优化变量,10%叶高处和90%叶高处 S_1 流面的优化变量均为8个,如式(1)、式(3)所示;50%叶高处 S_1 流面的优化变量为4个,如式(2)所示.

$$X_1 = (\gamma_{11}, \delta_{11}, \gamma_{12}, \delta_{12}, \gamma_{13}, \delta_{13}, \gamma_{14}, \delta_{14}) \quad (1)$$

$$X_2 = (\gamma_{21}, \delta_{21}, \gamma_{22}, \delta_{22}) \quad (2)$$

$$X_3 = (\gamma_{31}, \delta_{31}, \gamma_{32}, \delta_{32}, \gamma_{33}, \delta_{33}, \gamma_{34}, \delta_{34}) \quad (3)$$

其中优化变量下标中第1个数字表示某一叶高处 S_1 流面;1,2,3分别表示10%叶高、50%叶高、90%叶高;第2个数字表示叶列,如 δ_{34} 为第4列叶栅90%叶高处 S_1 流面的后弯角.

优化变量变化范围如表1所示.

表1 优化变量取值范围

Table 1 Range of optimization variables

叶列	叶高/%	安装角 $\gamma/(^\circ)$	后弯角 $\delta/(^\circ)$
第1级 导叶	10	28.0~32.0	9.5~15.5
	50	26.5~30.5	11.0~17.0
	90	26.0~30.0	10.0~15.0
第1级 动叶	10	58.0~62.0	14.0~19.0
	50	48.0~52.0	14.0~20.0
	90	40.0~44.0	13.0~17.0
第2级 导叶	10	52.2~57.0	13.0~18.0
	90	46.0~50.0	12.0~18.0
第2级 动叶	10	66.0~70.0	14.0~18.5
	90	46.0~50.0	13.0~18.0

以气动效率作为高压涡轮的气动性能衡量参数,选择考虑冷气损失的41截面气动效率为目标函数,41截面取第1级导叶的出口截面,如图5所示,该效率将多级涡轮简化为单级涡轮进行计算,公式如下:

$$\eta = \frac{P}{mc_p T_1^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (4)$$

其中 P 为总功率, m 为第1级导叶出口流量, c_p 为第1级导叶出口处的比定压热容, T_1^* 为第1级导叶出口的总温, p_0^* 为涡轮进口处总压, p_2^* 为涡轮出口处绝对总压, κ 为第1级导叶出口处等熵指数.

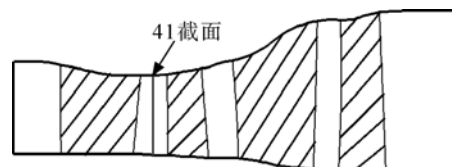


图5 41截面示意图

Fig. 5 Schematic of 41 cross-section

1.4 优化方法

针对文中高压涡轮,选择多岛屿遗传算法^[21]进行优化,该算法具有全局寻优能力,可以在不增加计算量的前提下增加物种多样性,提高了多峰值搜索能力.每个高度的 S_1 流面的样本数为600个,优化总时间约80 h,满足工程使用要求.

2 优化设计结果分析

优化结束后,10%叶高、50%叶高和90%叶高处 S_1 流面考虑冷气的气动效率分别提高了0.569%,0.490%和0.405%;采用式(4),第1级和第2级考虑冷气的气动效率分别提高了0.18%和0.05%;高压涡轮整体考虑冷气的气动效率提高了0.15%.由效率提升幅值可知该高压涡轮第1级的导叶和动叶的根部叶型改进较多,第2级的导叶和静叶的原始设计较为合理.

2.1 叶型对比

优化前后叶型参数的数值如表2所示.由表2可知,第1级的导叶参数变化较大,3个截面的安装角均升高,动叶的安装角和后弯角降低,其中根、中部安装角和中部、顶部后弯角变化明显;第2级导叶和动叶变化很小,其中导叶的顶部安装角变化相对较大,而动叶根、顶的后弯角变化较大.

对优化前后3种叶高处(10%叶高、50%叶高,90%叶高)的叶片型线几何进行对比.图6为第1级导叶的型线示意图,其中黑线为原始叶型型线,红线为最优方案叶型型线,以下叶型示意图中表示方法相同.在最优方案中,3个叶高的叶型变化趋势相同.相比于原始叶型,叶型整体明显变厚,前缘小圆前凸,叶片尾部型线基本没有影响.

表2 优化前后变量取值

Table 2 Variable values before and after optimization

叶列	叶高/ %	安装角/(°)		后弯角/(°)	
		原始 叶型	最优 叶型	原始 叶型	最优 叶型
第1级 导叶	10	30.00	31.31	12.50	12.22
	50	28.50	30.49	15.08	16.74
	90	28.00	29.99	13.00	13.70
第1级 动叶	10	60.00	58.07	17.00	16.82
	50	50.00	48.04	18.00	14.19
	90	42.00	40.83	15.90	13.40
第2级 导叶	10	54.25	54.85	16.00	14.72
	90	48.00	46.14	15.00	15.41
第2级 动叶	10	68.00	66.88	16.88	18.20
	90	48.00	47.67	16.00	17.92

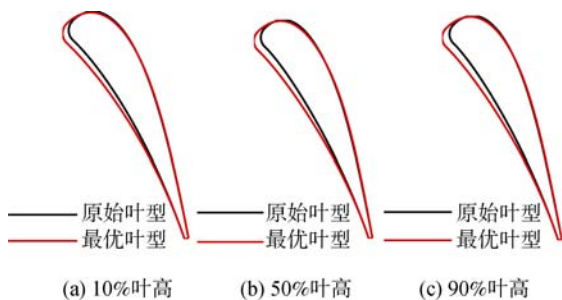


图6 第1级导叶的型线

Fig. 6 Profile line of stator 1

图7给出了第1级动叶的型线对比图,最优方案的叶型变化趋势相同,最大厚度略微降低,前缘小圆后移。

第2级导叶的型线对比如图8所示,优化对90%叶高处的叶型影响相对较大,对10%叶高处的叶型基本没有影响。在90%叶高处最优方案叶型的前缘位置后移,叶型中前部厚度降低。

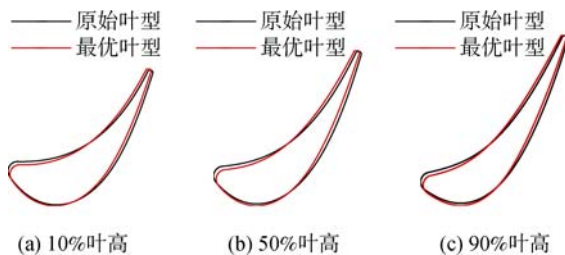


图7 第1级动叶的型线

Fig. 7 Profile line of rotor 1

在图9中,第2级动叶的最优方案与原始方案的叶型差别很小,叶型中前部厚度略微降低。

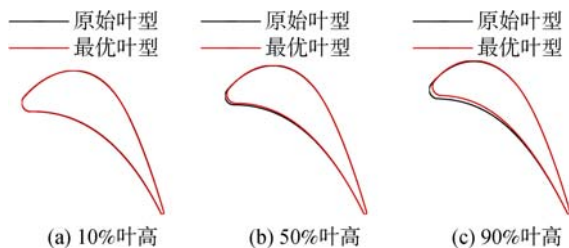


图8 第2级导叶的型线

Fig. 8 Profile line of stator 2

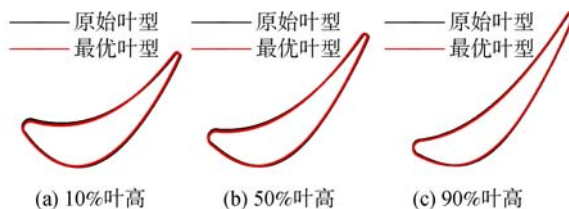


图9 第2级动叶的型线

Fig. 9 Profile line of rotor 2

由原始方案和最优方案的叶片型线对比可知,优化对第1级导叶和动叶的作用明显,而对第2级导叶和动叶几乎没有影响,说明该高压涡轮第1级导叶和动叶的改进空间较大,第2级导叶和动叶的原始设计较为合理。

2.2 S_1 流面分析

单列叶栅的气动效率用叶栅出口气体动能与叶栅进口气体可用能的比值表示^[13],如式(5),其中叶栅进口气体可用能为主流和冷气的可用能之和。 G_T 为叶栅进口处燃气流量, $G_b = \sum G_{bi}$ 叶栅所有冷气流量, v 叶栅出口平均速度, H_T 叶栅进口燃气可用能, H_{bi} 冷气可用能,定义式分别为式(6)、式(7), p_2 为叶栅出口平均静压,燃气和冷气的其余参数分别取在燃气进口处和冷气进口处。

$$\eta = \frac{(G_T + G_b)0.5v^2}{G_T H_T + \sum_i G_{bi} H_{bi}} \quad (5)$$

$$H_T = C_{pT} T_{T0}^* [1 - (p_2 / p_{T0}^*)^{(\kappa_T - 1) / \kappa_T}] \quad (6)$$

$$H_{bi} = C_{pb} T_{b0}^* [1 - (p_2 / p_{b0}^*)^{(\kappa_b - 1) / \kappa_b}] \quad (7)$$

单列叶栅的能量损失则为

$$\xi_2 = 1 - \eta \quad (8)$$

单列叶栅不同叶高处的单个 S_1 流面的能量损失如表3所示,数值大小以百分数表示。由于高压涡轮的冷气量较大, S_1 流面中能量损计算不准

确,因此该表大致确定优化前后叶型能量损失的变化方向.能量损失对于3个叶高处的 S_1 流面,优化后第1级导叶的能量损失明显降低,第1级动叶的能量损失有一定升高,第2级导叶和动叶的能量损失均略微降低,进一步说明第1级的导叶和动叶是优化设计的重要部分.

表3 单个 S_1 流面的能量损失

Table 3 Energy loss of a single S_1 stream surface

叶列	$\zeta_2/\%$					
	10%叶高		50%叶高		90%叶高	
	原始叶型	最优叶型	原始叶型	最优叶型	原始叶型	最优叶型
第1级导叶	3.448	3.330	3.461	3.218	3.336	3.184
第1级动叶	5.121	5.305	3.914	4.153	3.006	3.198
第2级导叶	3.050	3.089	3.254	3.245	3.385	3.331
第2级动叶	4.061	3.956	2.904	2.894	1.928	1.947

图10~图17给出原始叶型方案和最优叶型方案的 S_1 流面的型面压力分布和马赫数(Ma)云图分布.下文给出3种叶高(10%叶高、50%叶高、90%叶高)的型面压力分布以详细研究通道二次流动,同时4列叶片不同叶高处的马赫数云图分布趋势一致,选取50%叶高的 S_1 流面进行研究.

最优方案是对原始方案的细微改动,并未改变叶型的关键参数,因此优化前后叶片型面压力分布和马赫数的分布趋势相同.进口几何角和出口几何角不作为优化变量,优化前后叶列之间的匹配基本相同,同时4列叶片优化前后的叶片前缘最

大型面压力值相同,马赫数云图中攻角损失均很小,进一步表明多级优化没有改变原型设计中较好的叶列匹配.

第1级导叶各叶高 S_1 流面的型面压力分布如图10所示, z 轴向相对弦长, p 为相对压力,以下表示方法相同.在优化方案中,各截面的型线变化较大,载荷后移,横向压差的减小有效降低通道中横向二次流动;最低压力略有降低,可能导致的流动分离促使逆压梯度强度增加,但最低压力点的后移缩短了逆压梯度的发展长度.因此通道整体的二次流动损失降低.

当马赫数较大时($Ma>0.4$),雷诺数也比较大($Re>5\times 10^5$),影响叶栅中能量损失最大的是马赫数.在最优方案中,第1级导叶 S_1 流面上吸力侧型面压力的降低使得喉部马赫数升高,高马赫数区域增大,如图11所示.但第1级导叶中的流动为亚声速流动,不存在激波损失,因此马赫数的适当增加对损失影响不大.

图12为第1级动叶3个叶高的 S_1 流面的型面压力分布,优化前后分布趋势一致.最优方案的型线变化显著,载荷和最低压力点前移,通道中二次流动增强,同时增加逆压梯度长度;最低压力略微升高,在一定程度上缓解了流动分离.但整体通道的二次流损失提高,在50%叶高和90%叶高处更为明显.

第1级动叶50%叶高处马赫数云图分布如图13所示.优化后,叶栅最低压力的升高使得喉部最大马赫数明显降低,出口和喉部的高马赫数区域变小,与图12中吸力面压力的显著减小相对应,有效降低激波损失.

在3个叶高的 S_1 流面中,优化后第1级导叶的平均马赫数略微升高,第1级动叶的平均马赫数降低,推断全三维计算中第1级导叶负荷升高

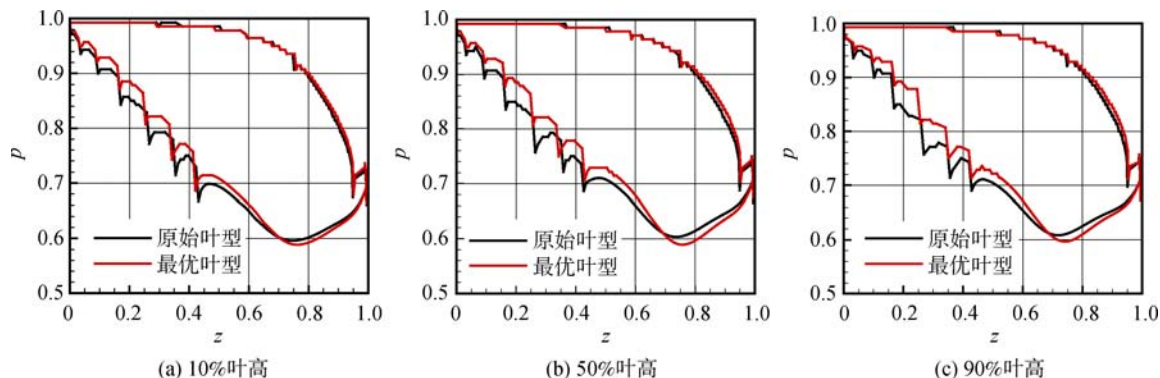


图10 第1级导叶的型面压力分布

Fig. 10 Pressure distribution of stator 1

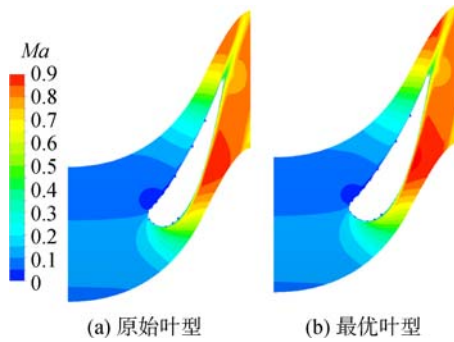


图11 第1级导叶50%叶高处马赫数云图

Fig. 11 Mach number contour of stator 1 50% spanwise

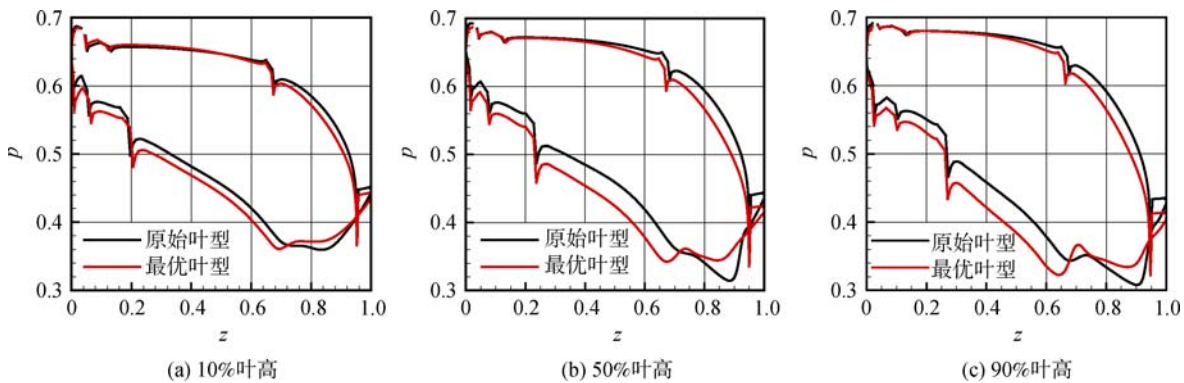


图12 第1级动叶的型面压力分布

Fig. 12 Pressure distribution of rotor 1

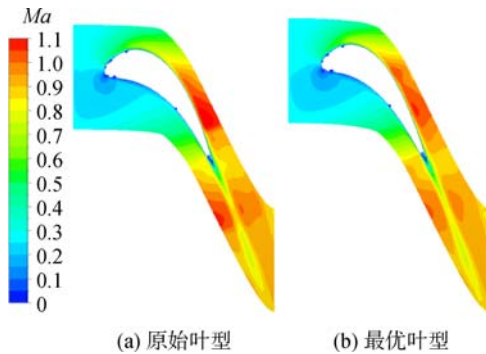


图13 第1级动叶50%叶高处马赫数云图

Fig. 13 Mach number contour of rotor 1 50% spanwise

在原始方案和最优方案中,由图15可知第2级导叶50%叶高处马赫数云图差别很小,与型面压力分布基本相同的结论一致,激波损失几乎不变。

图16为第2级动叶3个叶高的 S_1 流面的型面压力分布,在原始方案和最优方案中的分布有一定差异。由于优化后叶型中前部厚度略微降低,最优叶型方案中载荷略有后移,同时最低压力有一定的升高,减弱了通道横向二次流强度。

图17给出第2级动叶50%叶高的 S_1 流面

而第1级动叶负荷降低,有助于降低第1级动叶顶部的泄漏损失。

图14给出了第2级导叶3个叶高的 S_1 流面的型面压力分布。优化前后型线变化很小,原始方案和最优方案的型面压力基本相同,第2级导叶 S_1 流面的通道二次流损失不变。

的马赫数云图分布。最优叶型方案中,最低压力的降低和位置的后移使得最大马赫数有所下降,高马赫数区域后移,减小激波损失和缩短逆压梯度长度。

2.3 三维核算与分析

对比原始叶型和最优叶型的全三维的性能参数。图18给出了优化前后各级反动度(Ω)沿叶高(h)分布。由上文知,优化后第1级导叶平均马赫数升高而第1级动叶平均马赫数降低,最优方案的第1级反动度较原始方案略微降低,能够减小第1级动叶顶部间隙的泄漏损失;第2级反动度基本没有变化,进一步表明该优化对能量损失较大的第1级作用明显。

第1级导叶和第1级动叶的冷气流量较大,通道上端壁、下端壁存在冷气喷射,难以准确给出单列叶栅的能量损失沿叶高分布。文中给出级和整体涡轮的能量损失沿叶高分布,如图19、图20所示,以确定优化对叶型气动性能改善的大体程度和粗略位置。能量损失的定义如式(9)。

$$\xi_1 = 1 - \eta_1 \quad (9)$$

图19为优化前后高压涡轮第1级、第2级的能量损失沿叶高分布。相比于原始方案,最优方案中高压涡轮第1级在0%叶高~40%叶高的能量损失均有所降低,尤其是根部降低明显,40%叶高~70%叶高处的能量损失基本不变,70%叶

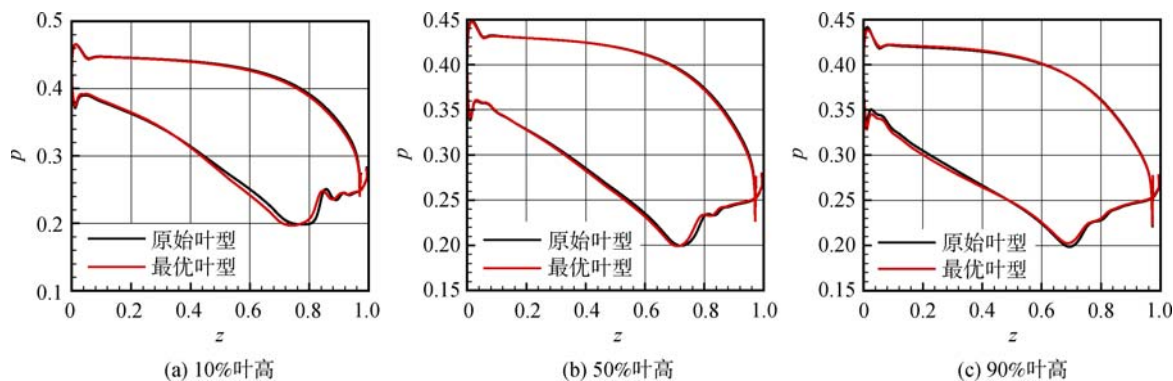


图14 第2级导叶的型面压力分布

Fig. 14 Pressure distribution of stator 2

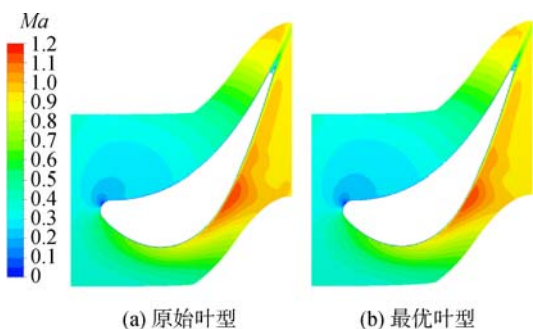


图15 第2级导叶50%叶高处马赫数云图

Fig. 15 Mach number contour of stator 2 50% spanwise

高~85%叶高处的能量损失略微升高,85%叶高~100%叶高处的能量损失略微降低,使得高压涡轮第1级的整体能量损失降低;优化后高压涡轮第1级的气动效率提高0.18%,由表3知优化后第1级导叶的能量损失降低而动叶的能量损失升高,说明优化对第1级导叶气动性能的改善是高压涡轮整体效率提高的主要原因.第2级中,优化前后能量损失沿叶高方向交替升降,整体能量损失略微降低.

图20给出高压涡轮的能量损失(ζ_1)沿叶高

分布.最优方案的能量损失沿叶高大小较原始方案均略微降低,分布趋势与高压涡轮第1级的能量损失沿叶高分布相同.这说明高压涡轮第1级的能量损失是整体涡轮能量损失的主要部分,该优化能够有针对性的改善气动性能较差的地方.

由上文知优化对高压涡轮第1级的气动性能改善较大,对高压涡轮第2级的影响很小.为了分析单列叶栅中能量损失的分布趋势,图21、图22分别给出第1级导叶和第1级动叶的叶片吸力面马赫数云图分布.与图11的结论相同,最优方案中第1级导叶吸力面的高马赫数区域增大,同时主要集中在叶片根部.优化后,沿叶高方向马赫数的降低削弱了第1级导叶通道中的径向流动,有利于未考虑径向流动的 S_1 流面的优化设计;第1级导叶根部马赫数的显著降低使得10%叶高处 S_1 流面的气动效率提升明显.

图22为优化前后第1级动叶吸力面马赫数对比图,最优方案中叶片顶部的高马赫数区域较原始方案明显变小,降低叶顶间隙的泄漏损失,证实了前文的推断和结论.

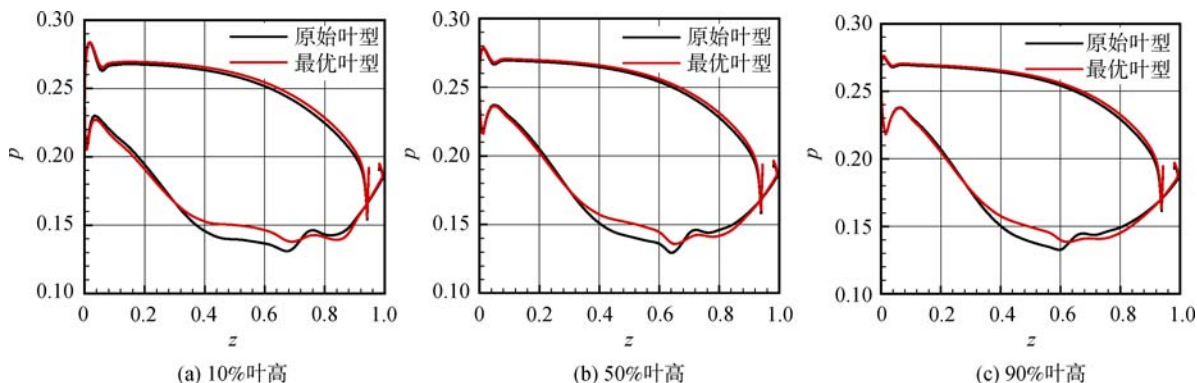


图16 第2级动叶的型面压力分布

Fig. 16 Pressure distribution of rotor 2

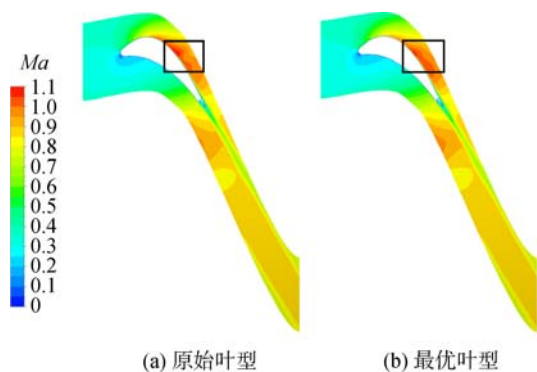
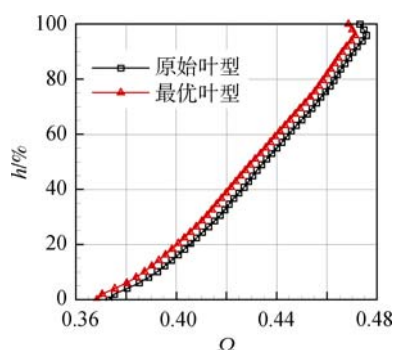
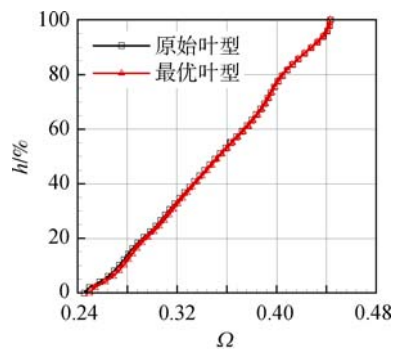


图 17 第 2 级动叶 50% 叶高处马赫数云图

Fig. 17 Mach number contour of rotor 2 50% spanwise



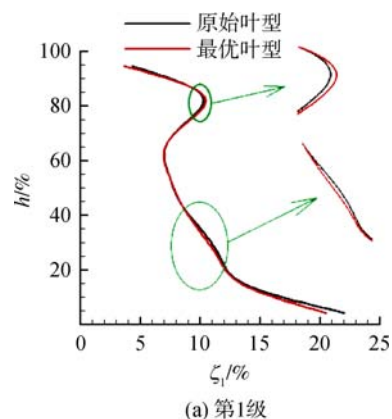
(a) 第1级动叶



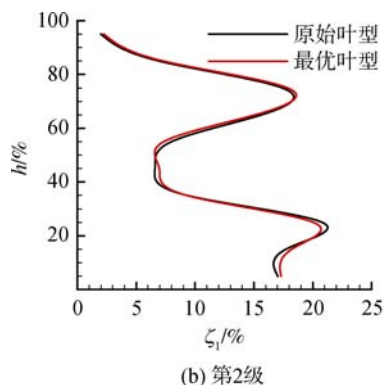
(b) 第2级动叶

图 18 反动度沿叶高分布

Fig. 18 Reaction degree distribution of spanwise



(a) 第1级



(b) 第2级

图 19 高压涡轮级的能量损失沿叶高分布

Fig. 19 High pressure turbine stage energy loss distribution of spanwise

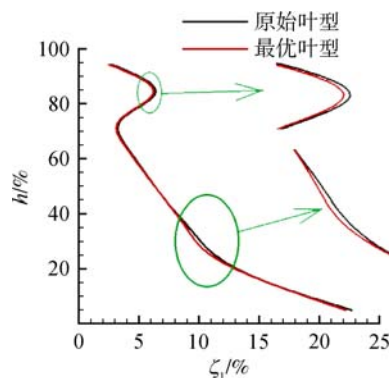
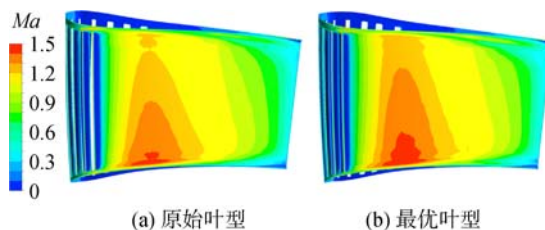


图 20 高压涡轮能量损失沿叶高分布

Fig. 20 High pressure turbine energy loss distribution of spanwise

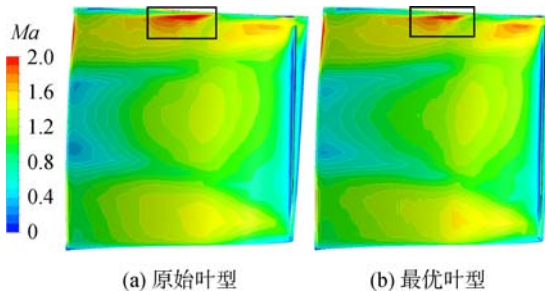


(a) 原始叶型

(b) 最优叶型

图 21 第 1 级导叶吸力面马赫数云图

Fig. 21 Mach number contour of stator 1 suction side



(a) 原始叶型

(b) 最优叶型

图 22 第 1 级动叶吸力面马赫数云图

Fig. 22 Mach number contour of rotor 1 suction side

2.4 S_1 流面优化有效性分析

在针对叶型优化的 S_1 流面计算中,由于 S_1 流面优化的特点而不能考虑通道端壁冷气喷射的影响,同时由于三维流场径向流动的复杂性忽略了通道径向二次流动的影响,使得优化后 10% 叶高、50% 叶高和 90% 叶高处 S_1 流面的气动效率提高幅值与整体涡轮效率提高幅值的差别较大,前者约是后者的 3 倍. 对比最优叶型的 S_1 流面和三维结果中 S_1 流面的流场特性,分析端壁冷气和径向二次流对两者效率差异的影响. 下文中三维 S_1 流面表示三维结果中的相应 S_1 流面的计算结果.

涡轮通道中,压力沿叶高方向逐渐升高,使得压力梯度和端壁冷气喷射作用结果下的径向二次流沿叶高的分布强度不同. 表 4 给出了最优叶型的 3 种叶高的 S_1 流面和高压涡轮的气动效率. 10% 叶高处,压力梯度和下端壁冷气喷射同时促进径向流动, S_1 流面和高压涡轮的效率误差较大; 50% 叶高处,上下压差是径向二次流形成的主要因素,端壁冷气喷射的影响很小, S_1 流面和高压涡轮的效率差别较小; 90% 叶高处,压力梯度和上端壁冷气喷射对主流的作用相反,削弱径向二次流的发展, S_1 流面和高压涡轮的效率差别很小.

主流流量是影响气动效率的重要因素,表 5 为最优叶型在一个计算域周期的 S_1 和三维 S_1 的主流进口,壁流动边界层的发展增大了近壁处 S_1

表 4 S_1 流面和高压涡轮的效率

Table 4 Efficiency of S_1 and high pressure turbine

叶高/%	S_1 流面 效率/%	高压涡轮 效率/%	效率 误差/%
10	90.46		-2.51
50	92.15	92.79	-0.69
90	92.95		0.18

表 5 S_1 流面和三维 S_1 流面的主流进口流量

Table 5 Main stream inlet mass of S_1 and 3-D S_1

叶高/ %	S_1 流面主流 进口流量/ (g/s)	三维 S_1 流面主流 进口流量/ (g/s)	主流进口 流量误 差/%
10	10.33	9.9	4.32
50	10.76	10.8	0.37
90	11.50	11.4	0.88

流面和三维结果中的相应 S_1 流面主流进口流量误差,在压力梯度、端壁冷气喷射和流动边界层的共同作用下,10% 叶高处主流进口流量差别最大,与该处效率误差最大一致; 90% 叶高处的流量差别较小,而流动充分发展的 50% 叶高处的主流进口流量误差很小.

高压涡轮第 2 级的导叶和动叶的冷气量很小,只有尾缘劈缝冷却, S_1 流面和三维的冷气流量误差分别为 0.80% 和 1.66%,重点分析冷气流量很大的第 1 级导叶和动叶的冷气流量误差. 由表 6 可知,90% 叶高的 S_1 流面和三维 S_1 流面的冷气流量误差最大,其中第 1 级导叶 90% 叶高处的冷气流量误差最为明显. 与主流进口流量误差分布趋势一致,50% 叶高处的冷气流量误差最小.

表 6 S_1 流面和三维 S_1 流面的冷气流量

Table 6 Cooling mass of S_1 and 3-D S_1

叶高/ %	参数	第 1 级 导叶	第 1 级 动叶	合计
10	S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.30	0.40	2.17
	三维 S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.28	0.35	2.09
	冷气流量误差/%	1.41	15.64	3.59
50	S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.35	0.41	2.23
	三维 S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.32	0.40	2.18
	冷气流量误差/%	2.12	3.31	2.11
90	S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.13	0.40	2.01
	三维 S_1 流面 冷气流量/(g/s)	1.39	0.39	2.25
	冷气流量误差/%	-18.53	2.66	-10.80

在 3 种叶高情况下,10% 叶高处的主流进口流量误差最大,但冷气流量误差较小,对应的气动效率误差最大; 90% 叶高处的冷气流量误差最大,主流流量误差很小,对应的气动效率误差最小,表明相比于冷气流量误差,主流进口流量误差是影响气动效率误差的主要因素. 下端壁冷气喷射是影响 S_1 流面中主流流量的重要因素,因此下端壁冷气喷射和喷射冷气流量是影响 S_1 流面优化有效性的重要因素. 50% 叶高处的主流进口流量误差和冷气流量误差最小,气动效率误差较小,表明

叶身喷射冷气对效率误差有一定的影响。

3 结 论

本文搭建了考虑冷气的 S_1 流面的多层并行优化设计平台,并对某高压涡轮进行优化设计,取得了较好的效果。分析优化后气动性能改善的原因,得出以下结论:

1) S_1 流面气动优化设计平台能够在较短的时间内实现考虑冷气的多级涡轮 S_1 流面的并行优化设计,并保证了原型设计中叶列之间较好的匹配。优化后高压涡轮整体效率提高 0.15%,表明该平台具有一定的实用价值。

2) 优化后高压涡轮的第 1 级效率提升 0.18%,第 2 级效率提升 0.05%。第 1 级导叶中通道二次流损失减小和第 1 级动叶的激波损失降低是整体涡轮气动效率提高的主要原因,第 2 级的动叶和导叶的原型设计较为合理。

3) 通道端壁和叶身喷射冷气增强径向二次流动,改变主流流量沿叶高的分布趋势,降低了 S_1 流面优化的有效性。通道下端壁喷射冷气对该平台的有效性影响较大,叶身喷射冷气对 50%叶高处 S_1 优化的有效性的影响相对较小。

4) 由于 S_1 流面的计算没有完全考虑三维流场中的径向流动,冷气的掺混使得径向流动更为严重,导致优化后三维流场的气动效率提高幅值小于 S_1 流面气动效率的提高幅值。

参考文献:

- [1] 冯国泰,顾中华,王松涛.具有弯扭掠叶片流场结构分析能力的燃气涡轮三维设计体系:弯扭掠叶片设计体系与设计思想研究之一[J].航空发动机,2002,28(3):4-8.
FENG Guotai, GU Zhonghua, WANG Songtao. A gas turbine 3D design system capable of analyzing flow field structure in bowed-twist-sweep blade cascade[J]. Aero-engine, 2002, 28(3): 4-8. (in Chinese)
- [2] 温风波.轴流涡轮分层气动优化设计体系研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
WEN Fengbo. Research on multilevel aerodynamic optimization design system of axial turbine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [3] Manna M, Tuccillo R. Optimum aero-thermal design of turbomachinery blading systems accounting for variable operating conditions[R]. ASME Paper GT2003-38629, 2003.
- [4] Talya S S, Chattopadhyay A, Rajadas J N. Multidisciplinary analysis and design optimization procedure for cooled gas turbine blades[R]. AIAA-2000-4877, 2000.
- [5] 冯国泰,顾中华,温风波,等.燃气涡轮机冷气涡轮气动设计体系设计思想及其应用[J].工程热物理学报,2009,30(11):1841-1848.
FENG Guotai, GU Zhonghua, WEN Fengbo, et al. Aerodynamic design system and ideology of air-cooled turbine and its application to gas turbines[J]. Journal of Engineering Thermo physics, 2009, 30(11): 1841-1848. (in Chinese)
- [6] Krämerer S, Mayer J F, Paffrath M, et al. Three-dimensional optimization of turbomachinery bladings using sensitivity analysis[R]. ASME Paper GT2003-38037, 2003.
- [7] Shahrokh S. A comparative study of optimization methods for aerodynamic design of turbomachinery blades[R]. ASME Paper, GT2000-523, 2000.
- [8] Mengistu T, Ghaly W, Mansour T. Aerodynamic shape optimization of turbine blades using a design-parameter-based shape representation[R]. ASME Paper GT2007-28041, 2007.
- [9] 袁新,林智荣,赖宇阳,等.透平叶片的气动优化设计系统[J].热力透平,2004,33(1):8-13.
YUAN Xin, LIN Zhirong, LAI Yuyang, et al. Aerodynamic optimization system for turbine blade design[J]. Thermal Turbine, 2004, 33(1): 8-13. (in Chinese)
- [10] 赵洪雷,王松涛,韩万金,等.多级涡轮多工况气动优化设计研究[J].航空动力学报,2008,23(1):106-112.
ZHAO Honglei, WANG Songtao, HAN Wanjin, et al. Study on aerodynamic optimization design of multistage axial turbine under multiple working conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 106-112. (in Chinese)
- [11] 潘尚能,罗建桥.涡轮多学科优化中的气动设计技术探讨[J].航空动力学报,2012,27(3):635-643.
PAN Shangneng, LUO Jianqiao. Aerodynamic design technology in multidisciplinary optimization for turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 635-643. (in Chinese)
- [12] 舒彪,韩前鹏,邓家祺.基于多学科涡轮叶片气动设计优化[J].南京航空航天大学学报,2005,37(6):714-719.
SHU Biao, HAN Qianpeng, DENG Jiati. Aerodynamic design optimization of turbine blade based on multidiscipline[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 714-719. (in Chinese)
- [13] 卢少鹏,迟重然,温风波,等.考虑气膜冷却的涡轮静叶多目标优化[J].工程热物理学报,2013,34(6):1036-1041.
LU Shaopeng, CHI Zhongran, WEN Fengbo, et al. Multi-objective optimization of turbine blades considering film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(6): 1036-1041. (in Chinese)
- [14] 卢少鹏,迟重然,王松涛,等.考虑气膜冷却的涡轮静叶三维优化[J].推进技术,2013,34(5):614-619.
LU Shaopeng, CHI Zhongran, WANG Songtao, et al. Three-dimensional optimization of turbine blades considering film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 614-619. (in Chinese)
- [15] WU Chunghua. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial, radial

- and mixed-flow types[R]. ASME Paper 50-A-79, 1979.
- [16] WU Chunghua. Three-dimensional turbo machine flow equations expressed with respect to non-orthogonal curvilinear coordinates and methods of solution[C]//Proceedings of the 3rd International Symposium on Air-Breathing Engines. [S. l.]: ISABE, 1976: 233-252.
- [17] 乔渭阳, 曾军, 曾文演, 等. 气膜孔喷气对涡轮气动性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 14-19.
QIAO Weiyang, ZENG Jun, ZENG Wenyuan, et al. Experimental studies for the aerodynamic loss in gas turbine with film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 14-19. (in Chinese)
- [18] 迟重然. 气冷涡轮叶片的传热设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
CHI Zhongran. Heat transferring design for air-cooled turbine blades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [19] Murari S, Sathish S, Shraman G, et al. CFD aerodynamic performance validation of a two-stage high pressure turbine[R]. ASME Paper GT2011-45569, 2011.
- [20] 曾军, 王丽, 王彬. GE 公司 E³ 涡轮部件全三维流场计算与分析[C]//ANSYS 2011 中国用户大会优秀论文集. 三亚海南: [s. n.], 2011: 1-12.
- [21] Hong B, Soh T Y, Pey L P. Development of a helicopter blade FE model using MIGA optimization[J]. AIAA Journal, 2004, 42(6): 4256-4263.

(编辑: 叶 青)