

基于参数化造型的气膜冷却优化方法

徐 虎,王佳宾,董 平

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:为了探究气膜冷却的优化设计方法,研究并搭建了气膜冷却优化设计平台。利用该优化设计平台能够实现气膜冷却结构的参数化设计、网格自动生成、自动 CFD 计算及后处理和自动优化寻优过程。同时在该优化平台下,利用试验设计(DOE)方法挑选出了对目标函数影响最大的几个变量。最后利用该优化平台,实现了对某型高压涡轮第一级导叶前缘气膜孔的单目标优化,优化后叶片综合平均冷却效率提高了 18.8%,叶片前缘的平均温度降低了 40 K。

关 键 词:气膜冷却;参数化建模;优化平台;单目标优化

中图分类号:V231.1 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.009

[引用本文格式]徐 虎,王佳宾,董 平. 基于参数化造型的气膜冷却优化方法[J]. 热能动力工程,2021,36(10):63-69. XU Hu, WANG Jia-bin, DONG Ping. Optimization method for air film cooling based on parametric modeling[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 63-69.

Optimization Method for Air Film Cooling based on Parametric Modeling

XU Hu, WANG Jia-bin, DONG Ping

(School of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code:150001)

Abstract: In order to explore the optimal design method of air film cooling, an optimal design platform of air film cooling is studied and built. The platform can realize the parametric design, automatic grid generation, automatic CFD calculation, post-processing and automatic optimization process of film cooling structure. At the same time, the design of experiment (DOE) method on the optimization platform is used to select the variables that have the greatest influence on the objective function. The optimization platform is used to realize the single objective optimization for the leading edge film hole of the first stage guide blade of a certain high-pressure turbine. After the optimization, the integrated average cooling efficiency of the blade is increased by 18.8%, and the average temperature of the leading edge of the blade is reduced by 40 K.

Key words: film cooling, parametric modeling, optimization platform, single objective optimization

引 言

为了降低涡轮前高温燃气对涡轮叶片造成的热冲击,必须采用相应的冷却结构对涡轮叶片进行冷却,气膜冷却是目前常用的一种冷却结构。为降低

冷却所需的冷气量、提高燃机的整体效率,则必须对原有的冷却结构进行优化设计。

Lee 等人^[1]采用多目标优化策略,对气膜孔形状进行了优化。Mousavi 等人^[2]采用源项法对 C3X 叶片气膜孔进行了二维模拟,同时基于伴随法在考虑流固耦合的情况下对气膜孔进行了优化。Viana

收稿日期:2021-04-19; 修订日期:2021-05-17

基金项目:国家自然科学基金(52071107)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(52071107)

作者简介:徐 虎(1996-),湖北宜昌人,哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者:董 平(1974-),黑龙江哈尔滨人,哈尔滨工程大学讲师。

等人^[3]采用展开基函数方法拟合优化变量及目标函数,并以孔径、孔间距及孔布置方式为优化变量,以叶片表面温度为目标函数,对气膜孔进行了优化。Schreibvogel 等人^[4]以凹槽孔宽度、深度及形状为目标函数,采用试验设计和响应面分析相结合的方法,对孔结构进行了优化。Ayoubi 等人^[5]以温比和压比为优化变量,在同时考虑气动效率及冷却效率的情况下,采用神经网络法对前缘气膜孔进行了多目标优化。卢少鹏等人^[6-7]对有气膜冷却的涡轮静叶进行了多目标优化,同时还搭建了一个气冷涡轮叶片的全三维多学科优化平台。尹钊等人^[8]采用源项法对 E3 高压静叶的气膜孔的射流方向和射流位置进行了优化研究。徐希亮^[9]对 C3X 叶片表面气膜孔进行了优化,采用从前到后,优势互补的思路对叶片表面进行了全气膜孔优化设计。

本文研究并搭建了一个气膜冷却优化设计平台。该平台能够实现全自动化优化设计处理,包括了冷却结构模型参数化造型、网格自动生成、CFD 计算及后处理、优化策略下的自动寻优过程。最后利用该平台对某型高压涡轮导叶前缘气膜孔结构进行了优化设计。

1 优化平台搭建

图 1 为优化设计平台框架图。平台具备了冷却结构的参数化建模设计、模型网格的自动划分、CFD 计算及后处理和相应优化策略的自动寻优的功能。

优化设计平台采用 ISIGHT 将各个模块进行集成。ISIGHT 集成模型如图 2 所示。

1.1 气膜孔结构参数化设计

运用建模软件 UG NX(Unigraphics NX)提供的二次开发功能实现涡轮叶片冷却结构的参数化建模。其具体设计流程为:

气膜冷却在涡轮叶片宏观坐标系下空间关系的参数化设计,首先通过前缘点与尾缘点在叶片表面建立局部坐标系(m, r),以叶根处前缘点为起始点(0,0),其余重要的坐标点如图 3 中所示,压力面的

横坐标 m 为正,而吸力面的横坐标 m 为负,叶片表面任一气膜孔的中心点 f 均可由该局部坐标系表示为(m_f, r_f)。

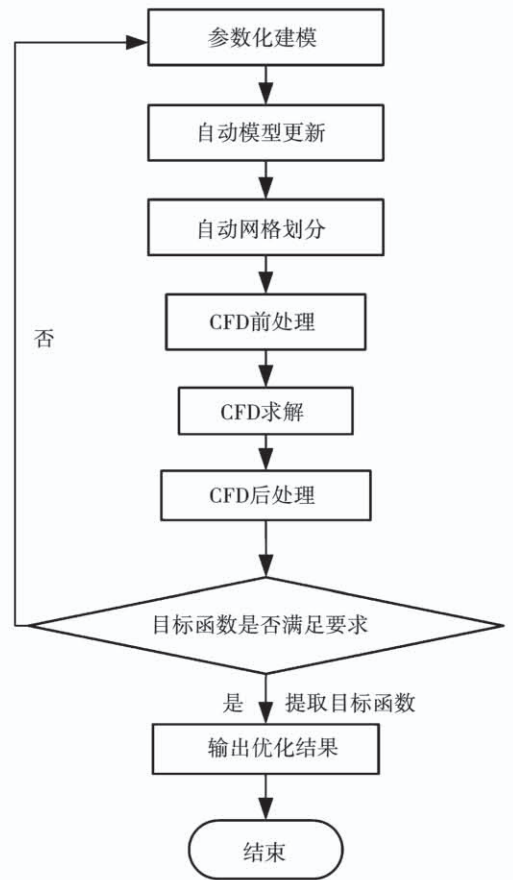


图 1 优化平台框架图

Fig. 1 Optimization platform frame diagram



图 2 ISIGHT 优化流程

Fig. 2 ISIGHT optimization process

气膜冷却结构在涡轮叶片表面局部坐标系下空间关系的参数化设计,如图 4 所示。约定气膜孔射流方向,其中 x 为法向, z 为展向, y 为叶片表面任一点处切向方向,气膜孔入射角为 θ 、复合角为 α 。气膜孔的几何参数可以表达为 $y = (m, r, \theta, \alpha)$,约束条件为叶片外表面和内腔外表面。

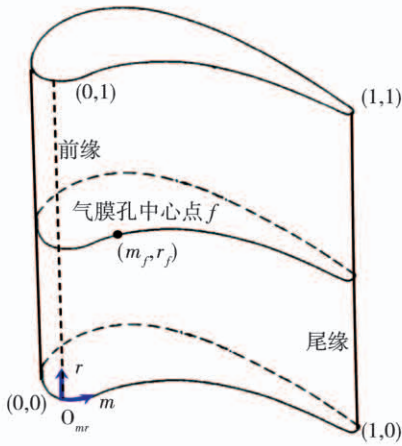


图 3 气膜孔位置定位

Fig. 3 Film hole location

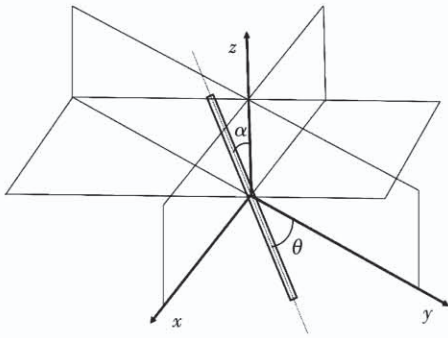


图 4 气膜孔角度定位

Fig. 4 Film hole angle positioning

图 5 为某型高压涡轮导叶气膜孔分布模型,该叶片共有 7 排气膜孔,其中前缘采用 3 排相互平行的气膜孔排 1,2,3,由于加工需求,在靠近叶顶位置采用直孔设计。在前缘气膜孔下游设计有鳃孔排 4,5,在压力面及吸力面设计有孔排 6,7。

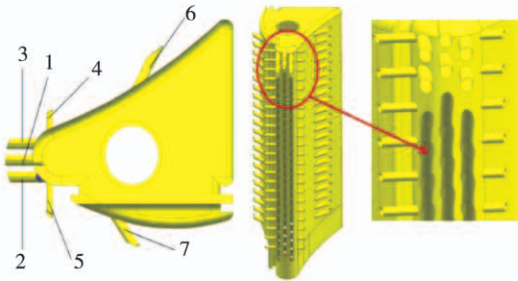


图 5 某型涡轮叶片气膜孔分布

Fig. 5 Distribution of film holes in a certain turbine blade

图 6 展示对气膜孔结构进行参数化造型设计所采用的建模流程。

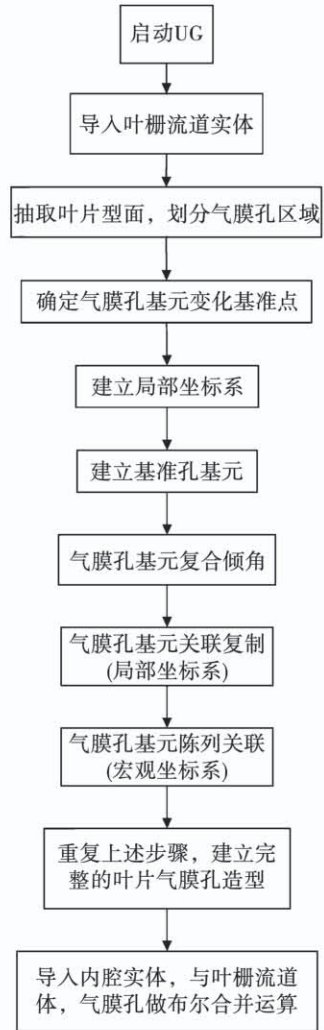


图 6 气膜孔参数化造型流程

Fig. 6 Parametric modeling strategy of air film hole

1.2 边界条件及模型处理

计算边界条件:给定燃气进口总温及进口总压,轴向进气,出口给定出口静压;冷气给定进口总压及总温。选取 SST 湍流模型,采用二阶迎风格式,收敛残差为 1×10^{-6} ,在 CFX 中求解计算。

在对气膜孔的优化过程中,遵循“从前到后,优势互补,绝热设计,耦合验证”的原则。即先对前缘气膜孔进行优化,再对鳃孔进行优化,最后对压力面及吸力面孔进行优化。

图 7 为计算域网格划分示意图。由于气膜孔结构复杂,故计算域均采用非结构化网格划分。其中在前缘气膜孔区域做一个小块,当气膜孔的参数发

生变化时,通过自编程序,控制该区域结构的参数变化实现该区域的结构改变。

通过相应的程序调用 ICEM 实现对气膜孔区域的自动网格划分。在叶栅主流道近壁面位置划分 30 层边界层,保证 y^+ 小于 1。

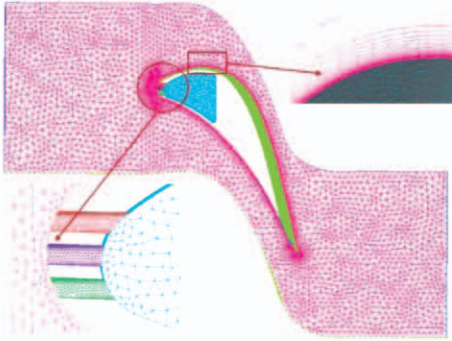


图 7 计算域网格划分

Fig. 7 Grid distribution in computational domain

1.3 目标函数及优化策略

气膜冷却一般采用绝热冷却效率来表征冷气射流的冷却效果。

$$\eta_0 = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \quad (1)$$

式中: η_0 —绝热冷却效率; T_∞ —主流燃气温度,K; T_{aw} —绝热壁面温度,K; T_c —冷气温度,K。

为了更好地表征前缘气膜孔对叶片的冷却效果,参考文献[9]中对于前缘气膜冷却的目标函数定义采用了叶片综合冷却效率公式。用不同叶片位置的冷却效率加权平均的方式来构造目标函数。前缘面冷却效率加权为 60%,压力面和吸力面各加权 20%。其定义为:

$$\eta = 0.6\eta_1 + 0.2\eta_2 + 0.2\eta_3 \quad (2)$$

式中: η —叶片表面的综合平均冷却效率; η_1 —叶片前缘的面平均冷却效率; η_2 —叶片压力面的面平均冷却效率; η_3 —叶片吸力面的面平均冷却效率。图 8 为叶片前缘、压力面及吸力面位置示意。

由于设计变量较多,为减少优化所用时间,采用最优拉丁立方设计(OPT-LHD)对气膜孔参数进行试验设计,选取对目标函数影响最大的变量作为优化变量。同时,选用多岛遗传算法(MIGA)作为优化算法。

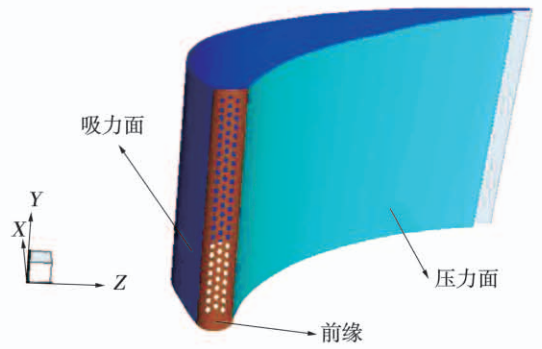


图 8 叶片区域划分示意

Fig. 8 Schematic diagram of blade area division

2 算例分析

2.1 DOE 试验分析

在气膜孔参数化设计过程中,控制气膜孔基元的参数主要是气膜孔基准点位置 m ,气膜孔入射角 θ ,复合角 α ,气膜孔距离叶根的距离 L 。由于前缘三排气膜孔为相互平行结构,在优化过程中尽量不改变原模型相对结构, θ 角度保持不变,优化设计变量选取 3 排气膜孔的基准位置 m_1, m_2, m_3 ,复合角 $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$,气膜孔基元距离叶根距离 L_1, L_2, L_3 ,共计 9 个设计变量。表 1 给出了前缘 3 排气膜孔的结构参数。其中 D 为孔径, N 为每排的孔数。

表 1 前缘气膜孔参数

Tab. 1 Parameters of leading edge film hole

孔编号	$\theta/(^\circ)$	$\alpha/(^\circ)$	D/mm	L/mm	N
1	90	45	1	6.6	24
2	115	45	1	5.4	24
3	115	45	1	5.4	24

针对前缘气膜孔,基于 9 个设计变量进行 DOE 试验设计,通过生成的 90 个试验点对参数变量进行敏感性分析。图 9 为参与试验的 9 个变量对目标函数影响的百分比,其中蓝色的变量为正相关变量,红色为负相关变量。从图中可以看出,各排孔的复合角及孔的基准点位置对于目标函数影响最大。通过敏感性分析,最终确定的优化变量为 $\alpha_1, \alpha_2, m_1, m_2, m_3$ 。表 2 为优化设计变量的数值范围。由于工程实际需求,复合角度均取整数。

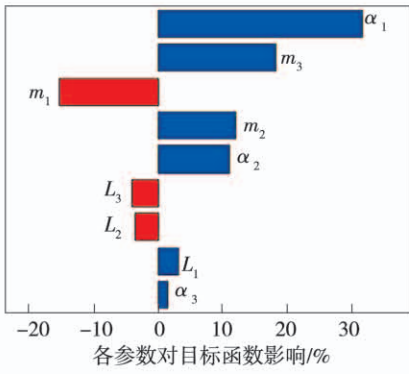


图 9 敏感性分析

Fig. 9 Sensitivity analysis

表 2 优化变量取值范围

Tab. 2 Optimization for the range of variables

设计变量	最小值	最大值	初始值
$\alpha_1 / (^\circ)$	40	50	45
$\alpha_2 / (^\circ)$	40	50	45
m_1	53	54	53.85
m_2	36	37	36.55
m_3	70	72	70.9

2.2 优化结果分析

为减少设计空间及提高优化效率,优化变量的取值范围变化不大。采用多岛遗传算法,子群规模为 5,岛数为 5,一共进化 6 代,交叉率 0.9,变异率 0.01,每代精英数为 1,共计 150 个方案。

图 10 为优化的历程图,可以发现,经过大约 56 个个体以后,优化的结果逐渐稳定波动。

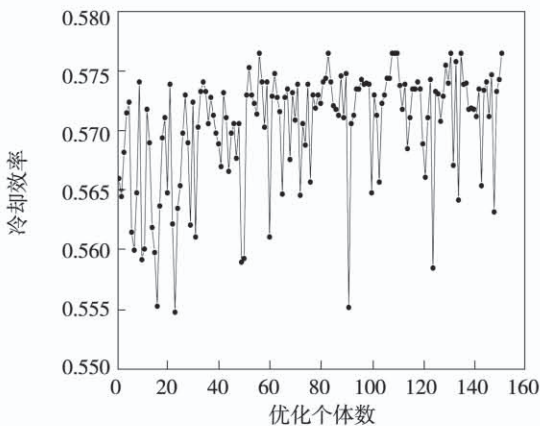


图 10 优化历程图

Fig. 10 Optimization process diagram

表 3 给出了设计原型和优化后的模型在优化前后叶片表面的综合冷却效率及前缘、压力面和吸力面的冷却效率变化,从表 3 中可以看出,优化后的叶片表面平均冷却效率提高了 18.8% 左右。

表 3 优化前后参数变化

Tab. 3 Parameter variation before and after optimization

优化设计量	设计原型	优化模型
$\alpha_1 / (^\circ)$	45	46
$\alpha_2 / (^\circ)$	45	46
m_1	53.85	52.079
m_2	36.55	36.498
m_3	70.9	71.242
η	0.485	0.576 4
η_1	0.580	0.728
η_2	0.284	0.286 6
η_3	0.401	0.412

从表 3 可以看出,优化后孔排 1,2 的复合角均增大,但变化不大。同时孔排 1 的相对位置较原结构更靠近于前缘几何滞止点,孔排 2 的位置向前缘滞止位置靠近,孔排 3 的位置更靠近于吸力面方向。

图 11 为 50% 叶高截面的前缘流线分布,其中标号数字代表孔排标号,黄色圆圈代表流动滞止点, T/T_0 为叶片表面温度与进口燃气温度比值,用以表征叶片表面的无量纲温度分布。

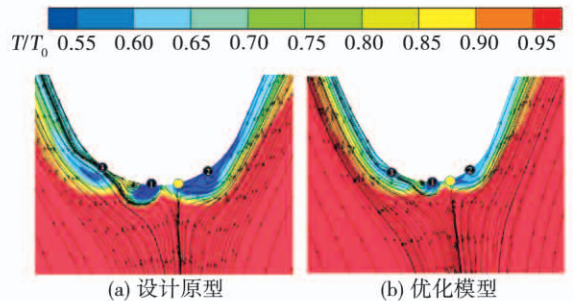


图 11 50% 叶高处前缘流线分布

Fig. 11 Streamline distribution at the leading edge of 50% blade height

从图 11 可以看出,流动滞止点相对于几何滞止

点更靠近于压力面位置,优化后的气膜孔位置中,孔排 1 和孔排 2 的位置均更靠近流动滞止点位置,这样更有利于阻隔来流燃气对前缘壁面的冲击。同时,原模型中,孔排 1,3 气流均流向吸力面,而孔排 2 流向压力面,优化后流向与原型一样,但由于孔排 1,2 位置更靠近流动滞止点,使得前缘叶片的温度分布更加均匀且能适当降低前缘叶温。

结合图 12 前缘叶片的无量纲温度分布可以看出,相较于原模型,优化后的模型前缘温度分布更加均匀,优化后的前缘叶片平均温度下降了 40 K。由于孔排 1,2 更加靠近流动滞止点,使得孔排 1,2 之间的区域温度下降明显。但由于 3 个孔排的第一个孔距离叶根仍有一定距离,且复合角均为正复合角,同时在叶顶区域布置的是直孔,故优化并未降低叶顶及叶根的高温区。

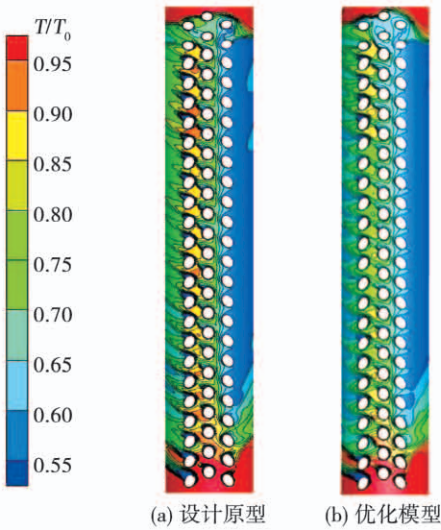


图 12 前缘叶片温度分布

Fig. 12 Temperature distribution of leading blade

取孔排 2 和孔排 3 下游两倍孔径位置沿叶高方向的冷却效率,如图 13 所示。由图 13(a)可知,优化后在孔排 2 下游,即压力面位置处,在 30% ~ 90% 叶高范围内,优化后的绝热冷却效率均高于原模型。在图 13(b)中,从 20% ~ 90% 范围内,优化后的绝热冷却效率较原模型有大幅度提高,这是由于对于前缘 3 排孔中,有两排均流向了吸力面方向,在优化后,其冷却效果更优。

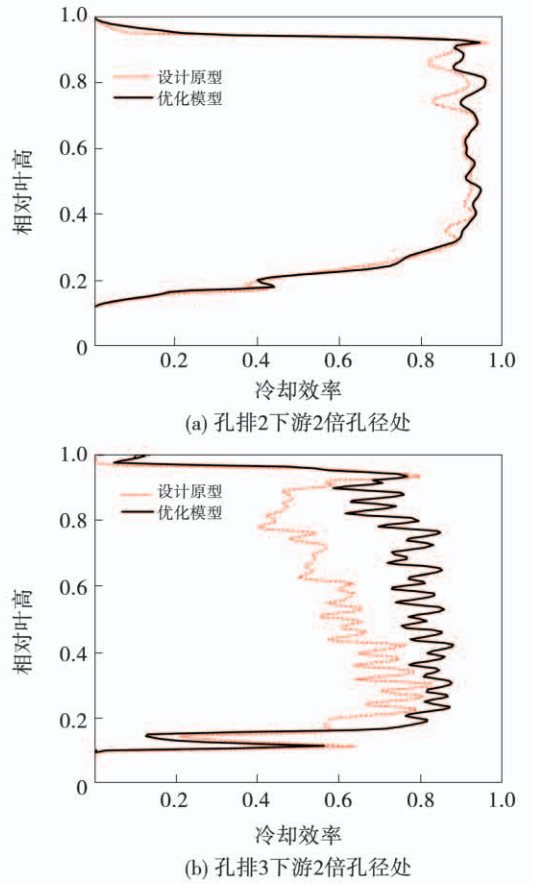


图 13 不同位置冷却效率沿叶高分布

Fig. 13 Cooling efficiency distribution at different locations along blade height

3 结 论

探究了典型气膜孔冷却结构的参数化设计方法,并利用该方法实现了某型高压涡轮导叶前缘气膜孔的参数化设计。设计搭建了气膜冷却优化设计平台,通过该平台可以实现对气膜冷却结构的参数化设计、自动网格划分、CFD 计算及后处理以及一定优化策略下的自动寻优过程。通过该优化设计平台实现了对某型高压涡轮导叶前缘气膜孔的优化过程,优化后叶片表面的综合冷却效率提升了 18.8%,同时前缘叶片平均温度下降了 40 K。

参考文献:

[1] LEE K D, KIM S M, KIM K Y. Multi-objective optimization of film-cooling holes considering heat transfer and aerodynamic loss[R]. ASME Paper GT-2011-45402.

- [2] MOUSAVI A, NADARAJAH S K. Adjoint-based multidisciplinary design optimization of cooled gas turbine blades [R]. AIAA Paper 2011-1131.
- [3] FAC VIANA, J MADELONE, N PAI, et al. Temperature-based optimization of film cooling in gas turbine hot gas path components [J]. ASME Paper GT2013-94293, 2013.
- [4] SCHREIVOGEL P, KRÖSS B, PFITZNER M. Study of an optimized trench film cooling configuration using scale adaptive simulation and infrared thermography [J]. ASME Paper GT2014-25144, 2014.
- [5] AYOUBI C E, HASSAN O, GHALY W, et al. Aero-thermal optimization and experimental verification for the discrete film cooling of a turbine airfoil [J]. ASME Paper GT2013-95325, 2013.
- [6] 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 Shao-peng, CHI Zhong-ran, WEN Feng-bo, et al. Multi-objective optimization of turbine stator blade considering film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(6): 1036-1041.
- [7] 卢少鹏, 迟重然, 王龙飞, 等. 涡轮静叶型与气膜孔优化对气动与冷却性能影响 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1301-1311.
LU Shao-peng, CHI Zhong-ran, WANG Long-fei, et al. The influence of turbine stator profile and film hole optimization on aerodynamic and cooling performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1301-1311.
- [8] 尹 钊, 方祥军. 基于源项法的气膜冷却涡轮叶片多目标优化 [J]. 推进技术, 2013(10): 1339-1344.
YIN Zhao, FANG Xiang-jun. Multi-objective optimization of film cooling turbine blade based on source term method [J]. Propulsion Technology, 2013(10): 1339-1344.
- [9] 徐希亮. 冷却涡轮优化设计技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2016.
XU Xi-liang. Research on optimization design technology of cooling turbine [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2016.

(姜雪梅 编辑)

(上接第 62 页)

- [12] 丁水汀, 秦 岭, 邓宏武, 等. 交叉肋通道换热和流阻特性的研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 205-209.
DING Shui-ting, QIN Ling, DENG Hong-wu, et al. Study on the heat exchange and flow resistance characteristics of cross-rib channels [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 205-209.
- [13] 周 云. 涡轮动叶内部交叉肋结构的流动换热特性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019.
ZHOU Yun. Flow and heat transfer characteristics research on internal matrix structure for turbine rotor blades [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019.
- [14] 杨世铭, 陶文铨. 传热学. 第四版 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
YANG Shi-ming, TAO Wen-quan. Heat Transfer. The Fourth Edition [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006.
- [15] 薛兴旭. 某型重型燃气轮机第二级动叶冷却结构改进及数值模拟研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
XUE Xing-xu. Cooling system improve and numerical simulation for the 2nd stage rotor of heavy-duty gas turbine [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012.
- [16] 刘 钊, 贾 哲, 张志欣, 等. 透平动叶前缘冲击-气膜复合冷却与旋流-气膜复合冷却的热流耦合对比研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 116-125.
LIU Zhao, JIA Zhe, ZHANG Zhi-xin, et al. A comparative study on conjugate heat transfer of impingement-film composite cooling and swirl-film composite cooling on leading edge of a turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 116-125.
- [17] 何泉璋, 李东明, 张立超. 某型燃气轮机高压涡轮动叶冷却结构设计研究 [J]. 热能动力工程, 2020, 35(7): 28-34.
HE Quan-zhang, LI Dong-ming, ZHANG Li-chao. Research on cooling structure design of high pressure turbine blade for inter-cooled gas turbine [J]. Journal of engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35(7): 28-34.

(王治红 编辑)