

文章编号: 1000-8055(2009)05-1108-06

透平级通流部分全设计变量多目标优化设计

陈志鹏, 袁 新

(清华大学 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084)

摘 要: 采用优化设计方法优化某轴流透平级通流部分造型, 利用基于非均匀有理 B 样条 (NURBS) 曲线技术的参数化造型方法提取包括叶片和端壁造型的全设计变量, 选取级效率最大化和动叶根部最高温度最小化进行多目标优化设计. 引入基于并行子空间的组合优化策略, 缩短了优化设计周期. 优化设计后的透平级效率提高了 0.664%, 动叶根部最高温度下降达透平级内温度变化范围的 1.5%. 该工作表明该优化设计方法在透平级设计上具有重大应用价值.

关 键 词: 透平级; 参数化建模; 多目标优化; 设计子空间; 组合优化策略

中图分类号: TK124

文献标识码: A

Multi-objective optimization design of turbine stage with consideration of variables

CHEN Zhi-peng, YUAN Xin

(Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Education, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Optimization design method was used to optimize the flow-path modeling of one turbine stage. The parametric modeling method based on non-uniform rational B-spline (NURBS) technology was used for turbine stage flow-path parametric modeling. The maximum isentropic efficiency and minimum temperature at rotor hub of the leading edge were selected for multi-objective optimization design. Combinatorial optimization strategy based on parallel sub space was introduced for the large-scale and multi-objective optimization so as to improve the efficiency of the optimization and shorten the design cycle optimization. Optimal design of the turbine-efficiency was improved by 0.664%, the maximum temperature at rotor hub of the leading edge dropped within the range of 1.5%. This work shows that this design method of turbine design is of great value.

Key words: turbine stage; parametric modeling; multi-objective optimization; sub space; combinatorial optimization strategy

燃气透平作为现代发动机的核心部件, 在设计上对其性能的要求越来越高. 为了在降低设计花费减少设计周期的同时设计出满足更高性能要求的燃气透平, 设计人员不仅在设计方法上进行了长期的大量的工作, 对其通流部分的造型设计也在不断深入. 在设计方法上, 随着对叶轮机械流

动机理研究的深入, 发展了一维设计、二维设计、准三维和全三维设计方法. 在通流部分的造型上也发展了很多新技术, 例如后加载叶型、弯扭叶片^[1]和非轴对称端壁^[2]等等, 许多技术已经在实验甚至实际工程应用中得到证实. 随着 CFD 技术的迅速发展, 出现了利用参数化造型方法以及现

收稿日期: 2008-05-19; 修订日期: 2008-08-07

基金项目: 国家自然科学基金(50676043); 国家重点基础研究发展计划(2007CB210108)

作者简介: 陈志鹏(1980-), 男, 福建厦门人, 博士生, 主要从事叶轮机械优化的研究.

代优化算法结合三维粘性流场求解的优化设计方法,图 1 为这种优化设计方法的普遍流程示意.

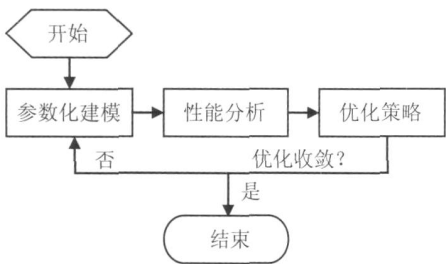


图 1 透平优化设计流程

Fig. 1 Turbine optimization design process

这种设计方法可以全面的考虑粘性、全三维效应对透平性能的影响,参数化造型方法使得各种新造型技术很方便的在设计中应用,同时有效的现代优化算法弥补了传统经验设计方法的不足,减少了设计过程中的人工干预,有利于自动优化设计的实现.近年来,国内外许多研究小组在透平的优化设计方法上都进行了卓有成效的研究^[3-9].

本文利用基于 (Non-uniform rational B-spline, NURBS) 曲线/ 曲面技术的参数化造型方法,采用适当的优化流程和优化策略对某透平级通流部分进行了优化设计,以期提高透平级的性能.

1 透平级通流部分参数化建模

参数化造型建模是优化设计的基础,作用是对设计对象进行建模,并且提供设计变量.图 2 为本文研究的轴流透平级流通部分示意.透平通流部分包括了动静叶片和流道的上下端壁.

随着计算机图形学的发展,具有强大的造型

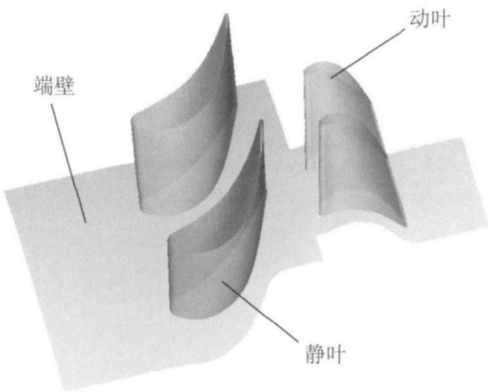
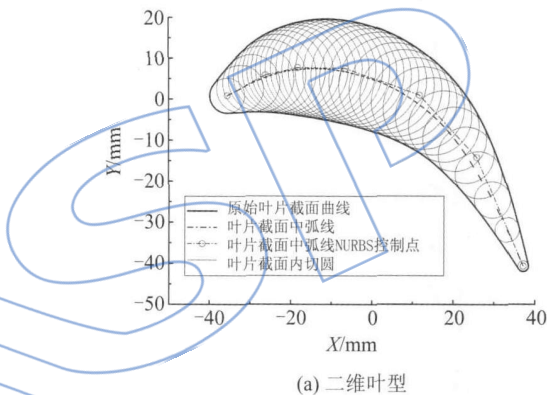


图 2 透平级通流部分示意

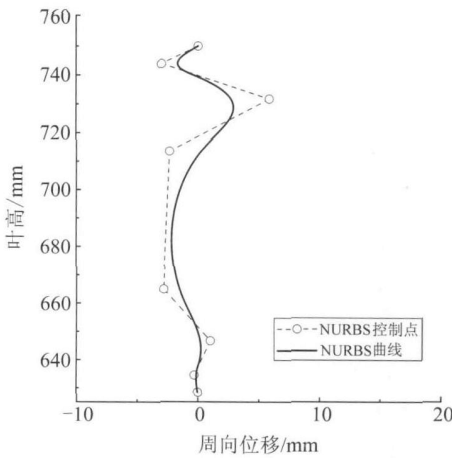
Fig. 2 Sketch of the axial-flow turbine stage

功能 NURBS 已经开始在叶轮机械造型上被广泛运用.在本文中,我们就是利用基于 NURBS 曲线/ 曲面技术的参数化造型方法参数化建模了轴流透平级的动静叶叶片、静叶流道上下端壁及动叶流道的下端壁,为透平级优化设计提供了所需的全设计变量.

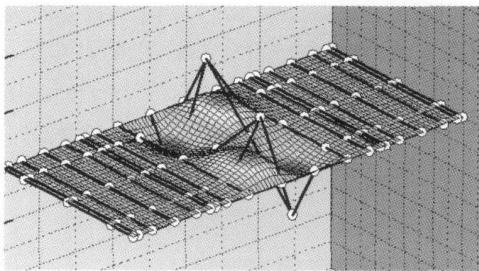
如图 3 所示,透平级通流部分三维造型包括了叶片二维型面造型、二维型面沿叶高方向积叠的积叠线造型和端壁造型.对于叶片二维型面我们采用 2 条 7 个控制点的三阶 NURBS 曲线分别参数化表达二维型面的中弧线和沿弦长方向的叶厚分布,经过 NURBS 蒙皮后得到三维直叶片造型;选择 7 个控制点的四阶 NURBS 曲线控制叶



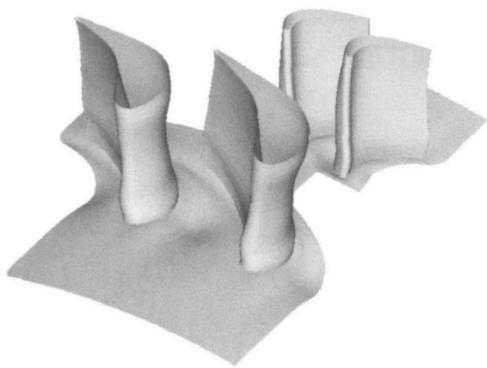
(a) 二维叶型



(b) 积叠线造型



(c) 非轴对称端壁造型



(d) 透平级通流部分三维造型

图3 透平级通流部分参数化建模

Fig. 3 Flow-through parts parametric modeling using NURBS

片积叠线弯扭变化,得到三维弯扭联合造型的叶片;采用 NURBS 曲面在轴对称端壁的基础上产生变换曲面,两者结合得到非轴对称端壁。

2 透平级气动性能分析

选择 NUMECA 流体分析软件作为透平级的流场分析工具,由于 NUMECA 网格生成以及流场评估支持批处理命令运行,因此可以很容易的通过调用脚本文件实现自动运行并集成到优化系统当中,优化系统的搭建是基于商业软件 iSIGHT^[8]。

流场评价使用 B-L 湍流模型,进口边界条件给定总温总压和气流方向,出口边界条件给定出口截面某半径位置上的静压,满足径向平衡方程。相应的计算网格为 H-O-H-O-H 结构的分块网格,节点总数约为 350 000。为了加速分析过程,我们采用多重网格和分区并行计算方法,大大提高了计算速度,每一次气动性能分析时间为 0.5 h。

图 4 为流场分析给定的进口总温分布,从图上可以发现在透平级进口 20%~30% 叶高处存在一个 20 K 的高总温阶越,给定这样的进口总温分布是为了模拟燃烧室出口温度分布的不均匀。这样的进口总温分布导致了热斑在流动通道内的传播,由于流道下端壁二次流的作用,流经静叶通道后的高温流体在动叶前缘根部滞止,形成了动叶表面最高温度区域(如图 5 所示)。

在透平中,动叶端部的冷却难度大大高于动叶叶片中部,因此图 5 所示的动叶温度分布将增

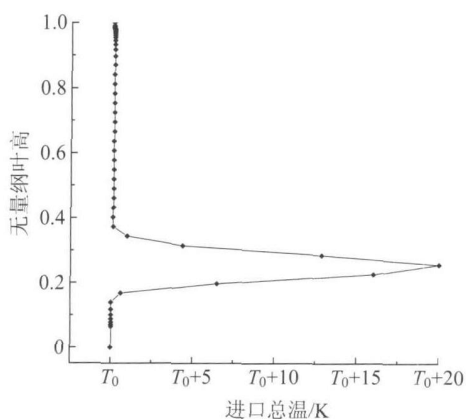


图4 进口总温分布

Fig. 4 Inlet total temperature

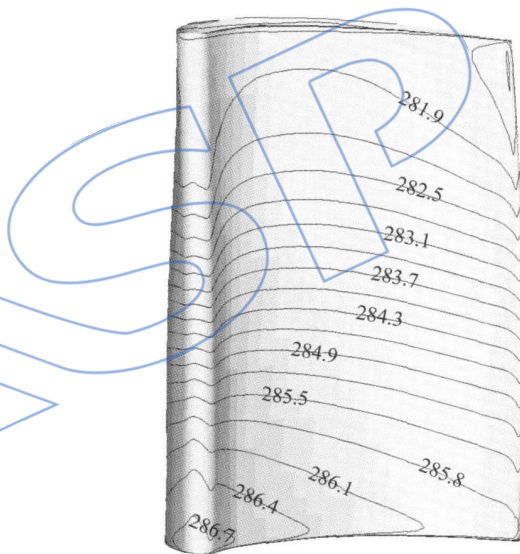


图5 动叶表面温度分布(单位:K)

Fig. 5 Temperature distribution on rotor surface (Unit:K)

大该叶片的冷却难度,另外,动叶根部的温度同流道中下端壁的二次流强度是相关的,当二次流强度减弱时,该区域温度也将随之降低^[10]。出于对透平级气动性能、动叶冷却问题和减弱端壁二次流强度的考虑,在该透平级的优化设计过程中,我们选取了透平级气动性能分析得到的级效率和动叶前缘根部最高温度作为优化设计的目标函数。优化设计的目的是在最大可能提升透平级效率的情况下降低动叶前缘根部的最高温度。

3 优化设计实验及结果

优化设计实验的设计变量通过上文介绍的参数化建模方法得到,基于对动叶强度的考虑,动叶

二维叶型的弦长和厚度在设计过程中保持不变, 积叠线弯曲和扭转的变化范围也仅取做静叶相应设计变量变化范围的一半. 基于上述优化设计设置, 进行了考虑 152 个设计变量, 以最大化级效率、最小化动叶前缘根部的最高温度为目标的多目标全设计变量优化设计. 构造的数学优化模型为

目标函数 $\min : f(X) = \omega \eta + \omega T$

其中 X 表示透平级通流部分设计变量; η 为透平级效率; T 为动叶前缘根部的最高温度; ω, ω 为子目标权重, 这里采用加权方式处理多目标问题.

不等式约束 $|\phi(X) - \phi_0| \leq 0.01$

其中 ϕ 为折合流量因子, 不等式约束表示优化过程中流量变化范围在 $\pm 1\%$ 之间.

3.1 优化流程与策略

根据本文采用的透平级通流部分造型参数化建模方法, 优化设计的变量一共有 152 个. 要在这么大的设计空间里寻找目标函数的变化规律并最终找到最优设计点, 优化设计的耗时将是很可观的, 一方面需要进行多次的优化计算迭代, 另一方面每次优化计算都要对气动性能进行分析. 以遗传算法 (GA) 为例, 152 个设计变量规模的单目标优化问题, 需要几千次的优化迭代, 优化设计周期将达到 4 个月以上. 因此寻找合适的优化流程并采用有效的优化策略对于这种大规模优化问题是很有必要的. 在本文中, 我们根据叶轮机械工程设计的特点, 将优化设计问题分解为静叶流道和动叶流道两个子空间优化设计, 每个子空间根据端壁造型、积叠线造型和二维造型的流程优化, 减少优化迭代步数, 同时子空间优化可以同时并行进行, 大大缩短了整个优化设计的周期.

现代优化理论将优化算法分为两类^[11]: 一类是数值式算法, 如: Hook-Jeeves 模式搜索法、序列二次规划算法 (Sequential quadratic programming, 简称 SQP) 等, 本质上是一种局部优化技术; 另一类是探索式算法, 如多岛遗传算法 (Multi-island genetic algorithm, 简称 MIGA), 自适应模拟退火算法 (Adaptive simulated annealing, 简称 ASA) 等, 通过评估整个设计空间的设计点来寻找全局最优. 局部搜索的数值式算法利用了设计空间的梯度信息, 效率较高, 但容易陷入局部极值点, 而全局探索式算法对设计空间没有

特殊要求, 但效率较低, 要对大量的设计点进行评价.

针对叶轮机械三维粘性气动优化设计问题变量多、设计空间高度非线性、多极值的特点, 在不同的阶段使用不同的优化算法, 可以兼具不同优化算法的优点^[7]. 因此在优化策略上, 我们引入全局搜索和局部搜索算法相结合的组合式优化策略.

图 6 为本文采用的基于并行子空间的组合优化策略. 如图所示, 在子空间优化的第一个阶段采用多岛遗传算法 (MIGA), 多岛遗传算法作为传统遗传算法的一种改进算法, 对优化初值不敏感, 且具有对大规模设计空间全局搜索的能力, 适合运用于优化的初始阶段; 子空间交换信息后的第二阶段优化采用自适应模拟退火算法 (ASA), 同遗传算法相比, 模拟退火算法兼具全局搜索和局部搜索能力, 有利于优化的快速收敛; 子空间信息交换整合后得到第三阶段的优化初值, 采用局部搜索算法 Hook-Jeeves 算法对整个设计空间高效寻优.

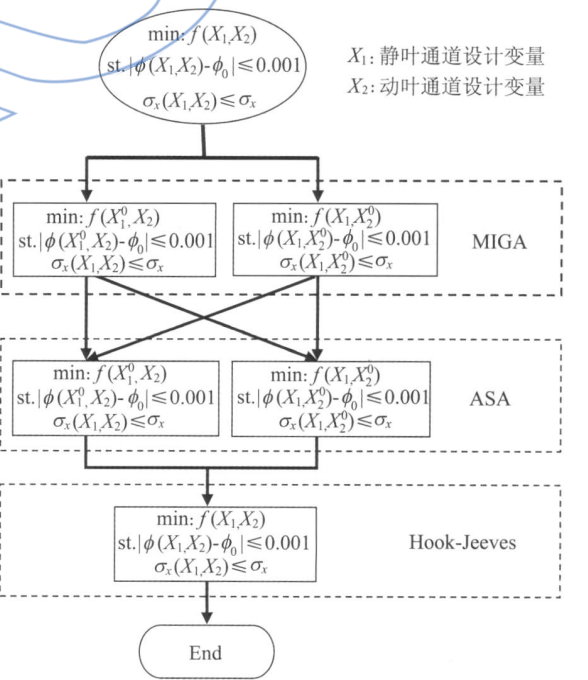


图 6 基于并行子空间的组合优化策略

Fig. 6 Combined optimization strategy based on parallel sub space method

3.2 优化设计结果

优化设计运行的硬件平台为曙光天潮 TC4000L 系统节点 (ARIMA) 节点, 处理器为双 CPU 的

AMD Opteron 246,内存为 2 G 的 DDR400. 整个优化设计须耗费约 2 个月的 CPU 时间,优化算法迭代步数达 3 000 次以上,由于采用并行子空间的方法,可以同时有并行机 6 个节点参与计算,整个优化周期减少到 1 个月. 最终优化设计方案中各子目标函数及约束的变化如表 1 所示.

表 1 优化设计后各子目标及约束变化
Table 1 Objective Function and Constrains

流量变化率/ %	级效率变化率/ %	输出功率变化率/ %	动叶前缘根部最高温度变化率/ %
0. 44	0. 664	1. 06	- 1. 5

由表 1 可以看出,最终的优化设计方案下,透平级流量增加了 0. 44 %,满足流量约束条件,透平的级效率提高了 0. 664 %,输出功率提高约 1. 06 %,同时动叶前缘根部的最高温度下降达透平级内温度变化范围的 1. 5 %.

为了全面考察透平级的性能变化,我们对原始设计和优化设计进行了非设计工况下的性能考察,图 7 为设计转速下优化前后透平级的多个工况点性能比较. 从优化前后透平级的变工况性能比较图上可以看出,优化前后透平级的正常工作范围都很广,在很大流量范围内保持着较高的级效率,设计流量工况下(流量因子 = 0. 457)基本是级效率的最高点. 优化后的透平级在全工况范围内级效率都有所提高,在设计工况点附近级效率的提高尤为明显.

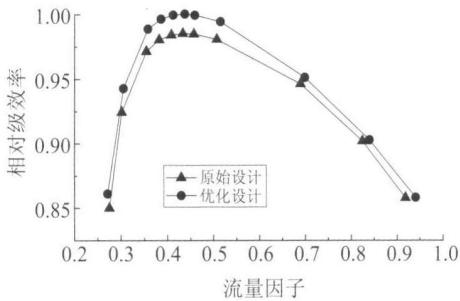


图 7 透平级变工况性能比较

Fig. 7 Comparison of turbine stage all performance

图 8 为优化前后透平级通流部分三维造型比较. 从图上可以看出优化后的静叶和动叶根部端壁造型在到达吸力面的中部前下凹,而静叶顶部端壁造型刚好相反,叶根与叶顶端壁的共同作用

使得靠近吸力面区域通流面积上升;优化后的静叶压力面一侧呈现近乎直叶片的特征,而吸力面则呈现正弯叶片的特征,这是因为叶根和叶顶关键型面的厚度在优化后放大了,同时积叠线的弯曲使得两端的型面向沿周向向着吸力面一侧移动,即端部型面厚度缩放和积叠线正弯的共同作用,而动叶叶片弯曲程度明显小于静叶,这是因为动叶的叶厚和弦长在优化设计过程中是保持不变的,而且动叶允许的最大弯扭程度也小于静叶. 从损失减少的角度来说,优化后的透平级通流造型改变了流动的径向压力分布,抑制径向二次流,从而有效的提高了级效率.

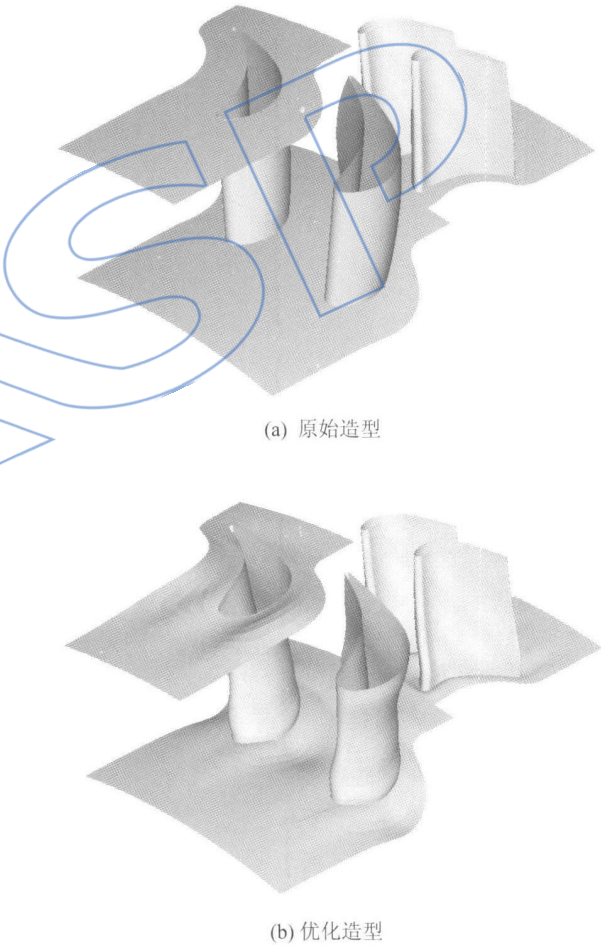
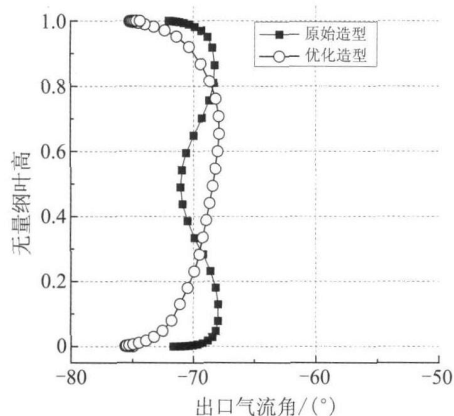


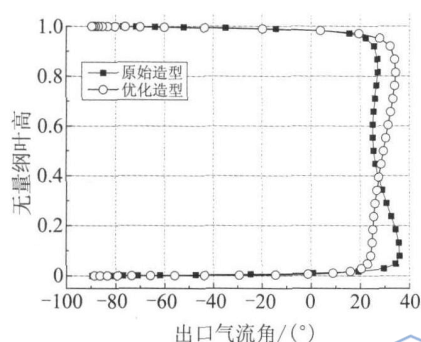
图 8 优化前后透平级通流部分造型比较

Fig. 8 Comparison of 3-D turbine stage modelling

图 9 为优化前后静叶和动叶出口气流角沿叶高分布比较. 从图上可以看出,优化后的气流角分布更加均匀,这也是优化后透平级性能提高的一个原因.



(a) 静叶出口



(b) 动叶出口

图9 优化前后出口气流角分布

Fig.9 Outlet swirl angle

4 结论

本文采用轴流透平优化设计方法优化某轴流透平级通流部分造型,利用基于 NURBS 技术的参数化造型方法建模透平级通流部分造型,提取包括叶片和端壁造型的全设计变量,选取级效率最大化和动叶前缘根部最高温度最小化进行多目标优化设计,结果表明这种多目标大规模设计变量的优化设计方法在能有效提高透平级性能。

对于该大规模多目标优化问题引入了基于并行子空间的组合优化策略,提高了优化效率,大大缩短了优化设计周期。

参考文献:

- [1] 王仲奇. 叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势[J]. 中国工程科学, 2000, 2(6): 40-48.

WANG Zhongqi. Research status and development of the bowed-twisted blade for turbomachines[J]. Engineering Science, 2000, 2(6): 40-48. (in Chinese)

- [2] Rose M G, Harvey N W, et al. Improving the efficiency of the trent 500 HP turbine using non-axisymmetric end-walls: Part 2 - Experimental validation[R]. ASME, 2001-GT-0505, 2001.
- [3] Sanger N L. The use of optimization techniques to design controlled diffusion compressor blading [R]. Journal of ASME, 1983, 105(2): 256-265.
- [4] 童彤, 丰镇平, 李军. 遗传算法在透平叶栅多目标优化设计中的应用[J]. 中国电机工程学报, 1999, 19(6): 85-88. TONG Tong, FENG Zhenping, LI Jun. Application of genetic algorithm to multiobjective optimization design for turbine cascades. [J]. Proceedings of the CSEE, 1999, 19(6): 85-88. (in Chinese)
- [5] Pierret S, Van den Braembussche R A. Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 326-332.
- [6] Ashihara K, Goto A. Turbomachinery blade design using 3D inverse design method, CFD and optimization algorithm[C]// Proceeding of ASME Turbo Expo. New Orleans, USA: ASME, 2001.
- [7] 赖宇阳, 袁新. 基于遗传算法和逐次序列二次规划的叶栅基迭优化[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(1): 52-54. LAI Yuyang, YUAN Xin. Blade stacking optimization based on GA and SQP method [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(1): 52-54. (in Chinese)
- [8] 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, 2003, 33(1): 8-13. (in Chinese)
- [9] CHEN Bo, YUAN Xin. Turbomachinery blade three-dimensional aerodynamic optimization design[R]. The 18th ISABE Conference 2007, 2007-1345.
- [10] Ong J, Miller R J, Uchida S. The effect of coolant injection on the endwall flow of a high pressure turbine[R]. Barcelona, Spain: ASME Turbo Exposition, May 2006.
- [11] 刑文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005. XING Wenxun, XIE Jinxing. Modern optimization methods [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005. (in Chinese)