

文章编号: 100028055(2009)072162206

一种平面叶栅反设计方法的改进与验证

张 培, 楚武利, 吴艳辉, 张浩光, 卢家玲
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 介绍了一种平面叶栅反设计方法, 假设因压力作用有一流体微元沿槽道中心流线运动, 设计参数包括: 叶栅进/出口气流角、截面半径、叶型载荷分布和厚度分布等. 为完善原设计方法, 提出了新的理论, 用于获得必要的密度分布曲线; 改进了前、后倒圆造型算法, 提升了叶栅气动性能; 为验证改进后的设计方法, 重新设计了德国 Aachen 涡轮静叶叶栅.

关 键 词: 平面叶栅; 反设计; 密度分布; 前、后倒圆

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Improvement and validation of a planar cascade inverse design method

ZHANG Pei, CHU Wu2li, WU Yan2hui, ZHANG Hao2guang, LU Jia2ling

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: With the hypothesis that one fluid element moves along a curved average streamline in cascade passage due to the pressure force acting on the element, a feasible planar cascade inverse design method was introduced; the design parameters for yielding desired cascade geometry mainly include: inlet/outlet flow angles, section radius, prescribed profile loading and thickness distribution along axial chord. To supplement and improve original design method, a new theory was put forward, in which the density distribution along axial chord could be calculated, and the algorithm with leading/trailing circles was modified with obvious improvement of cascade aerodynamic performance. To validate the improved cascade design method, the Aachen turbine cascade from Germany was redesigned in this paper.

Key words: planar cascade; inverse design; density distribution; leading/trailing circles

当前, 叶片设计仍采用平面叶栅沿叶展方向积叠的方法, 所以平面叶栅气动性能, 直接影响着环形叶栅的总体性能. 传统叶型设计方法^[1], 只需给定中弧线以及原始叶型厚度分布; 20 世纪 90 年代, T. Korakianitis 等提出了预置曲率分布的设计方法^[2], 认为曲率光滑连续的叶栅型线, 是表面气动参数光滑连续的必要条件. 然而上述方法, 都未能获得对叶栅表面气动参数分布的直接控制. 鉴于此, 国外相继提出了黏性反设计方法^[3,4], 实现了气动参数分布的直接控制, 往往却牺牲了

叶栅厚度; 2005 年, Bent Phillipsen 提出了一种亚声速平面叶栅反设计方法^[5], 以叶型载荷分布和厚度分布为设计参数, 工程实用性强. 然而上述方法仍存在不足, 针对这些, 本文开展了算法改进和验证研究, 首先提出了用于计算密度分布的理论, 补充了原设计方法; 其次采用 NURBS 曲线插值算法^[6]改进了前、后倒圆造型方法, 提升了叶栅气动性能; 最终以现有使用叶型))) 德国亚琛工业大学著名的 Aachen 涡轮叶栅为例, 验证了改进后的设计方法.

收稿日期: 20080626; 修订日期: 200812209

基金项目: 西北工业大学研究生创业种子基金(200825)

作者简介: 张培(1983-), 男, 河南商丘人, 硕士生, 主要从事轴流式叶轮机械设计. E2mail: zpm2dh@yahoo. com. cn

1 原设计方法简述

根据文献[5], 假设平面叶栅通道内, 由于压力作用, 有一流体微元(图1中方块)沿中心流线(图1通道内虚线)运动, 根据牛顿第二定理

$$(Q dx dy dz) \frac{dV_y}{dt} = p dx dz - (p + dp) dx dz \quad (1)$$

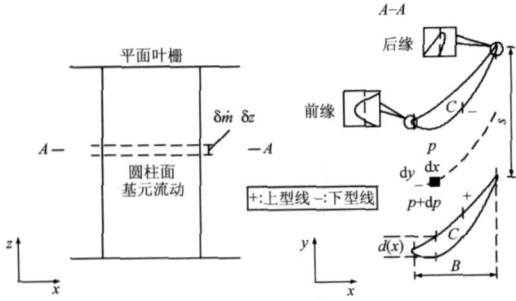


图1 平面叶栅反设计理论模型

Fig.1 Theory model for planar cascade inverse design

将 $dt = dx/V_x$ 代入(1)式, 整理得

$$dV_y = - \frac{dp}{Q_k dy} dx \quad (2)$$

为方便起见, 上型线用 $+0$ 标注, 下型线用 -0 标注(见图1). 令 $\$p = p_+ - p_-$ 代表两型线之间的周向(y 方向, 下同)压力差, $\$y = y_+ - y_-$ 代表周向距离, 故有 $-dp/dy = \$p/\$y$, 对(2)式两端积分得

$$V_y(x) = \int_0^x \frac{\$p}{\$y Q_k} dx + V_{y1} \quad (3)$$

将(3)式代入流线定义式 $dy = V_y/V_x dx$, 两端积分得中心流线表达式

$$y(x) = \int_0^x \left[\int_0^x \frac{\$p}{\$y Q_k} dx + V_{y1} \right] \frac{1}{V_x} dx \quad (4)$$

关于 $\$p$ 项, 给出如下关系式

$$\$p(x) = \frac{L(x)}{\frac{1}{B} Q_0 L(x) dx} \$p_m \quad (5)$$

需要指出, 本文中的轴向(图1中 x 方向)弦长 B 不包含前、后倒圆, $\$p_m$ 为叶型平均载荷, $L(x)$ 为叶型载荷分布.

引入标准化载荷分布 $L(x)$

$$L(x) = \frac{L(x)}{\frac{1}{B} Q_0 L(x) dx} \quad (6)$$

最终(4)式整理如下:

$$y(x) = \int_0^x A(xc) Q(xc) D(xc) dx \quad (7)$$

其中

$$A(xc) = \left\{ \left[\left(\frac{\tan B}{BQ} - \frac{\tan B}{BQ} \right) Q_0^x \tilde{L}(x) dx \right] + \frac{\tan B}{Q} \right\} \quad (8)$$

$$D(xc) = 1 - \frac{N_B d(xc)}{2Pr} \quad (9)$$

$$x \in [0, xc], xc \in [0, x], x \in [0, B]$$

根据一维流动理论, 有如下关系式:

$$Q = \frac{p_{t1}}{RT_{t1}} \left[1 - \frac{(J-1)V_1^2}{2JR T_{t1}} \right]^{\frac{1}{J-1}} \quad (10)$$

$$Q = \frac{p_{t1}}{RT_{t1}} \left[1 - \frac{(J-1)V_2^2}{2JR T_{t1}} \right]^{\frac{1}{J-1}} \quad (11)$$

将周向厚度分布 $d(x)$ (见图1), 对称加载到中心流线 $y(x)$ 上, 得到叶型上、下型线

$$\begin{cases} y_+(x) = y(x) + \frac{d(x)}{2} \\ y_-(x) = y(x) - \frac{d(x)}{2}, \quad x \in [0, B] \end{cases} \quad (12)$$

纵观(7)至(12)式, 想要设计出叶型的上、下型线 $y_+(x)$ 和 $y_-(x)$, 需提供叶栅进口总温 T_{t1} , 进口总压 p_{t1} , 进口速度 V_1 , 出口速度 V_2 , 进口气流角 B_1 (以 x 轴为基准, 下同), 出口气流角 B_2 , 平面叶栅在环形叶栅中所处径向截面半径 r , 环形叶栅叶片数 N_B , 沿轴向弦长的标准化载荷分布 $L(x)$, 厚度分布 $d(x)$, 以及密度分布 $Q(x)$.

作者研究发现, 文献[5]未提供计算密度分布 $Q(x)$ 的理论; 同时, 生成前、后倒圆的算法亦存在缺陷. 针对上述两点, 本文提出了相关算法, 改进了上述设计方法, 使之能够推广应用.

2 设计方法完善

2.1 提出密度理论

作者认为在密度分布 $Q(x)$ 未知的前提下, 生成叶栅上下型线的过程应该是反复迭代的过程. 首次型线迭代时, 令初始速度曲线 $V^0(x)$ 呈线性分布, 位于 V_1 和 V_2 之间(图2中虚线), 由一维流动理论, 可以得到初始密度分布 $Q^0(x)$ (图3中虚线), 以此为初值, 根据(7)至(12)式, 得到初始型线. 在随后的迭代过程中, 采用如下算法确定(7)式中密度分布 $Q^{k+1}(x)$.

由(3)式整理得到周向速度分布

$$V_y^{k+1} = \left[\frac{Q V_1 \cos B \tan B}{Q} - V_1 \sin B \right] \frac{1}{B} Q_0^x \tilde{L}(x) dx + V_1 \sin B, \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (13)$$

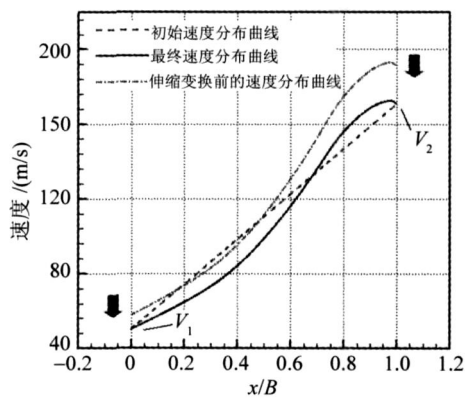


图 2 初始和最终速度分布曲线比较
Fig. 2 Comparison between initial and final velocity curves

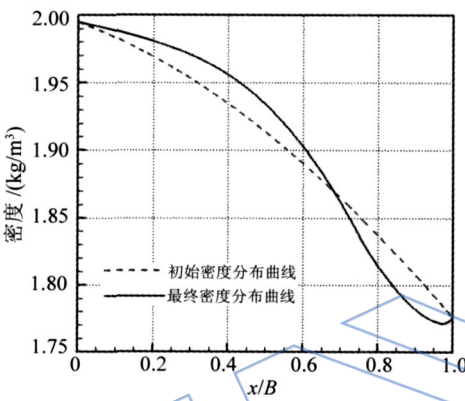


图 3 初始和最终密度分布曲线比较
Fig. 3 Comparison between initial and final density curves

根据流量方程, 轴向速度分布

$$V_x^{k+1} = \frac{\dot{m}}{Q(x) S_{yh}} \tag{14}$$

最终整理得

$$V_x^{k+1} = \frac{Q V_1 \cos B}{Q(x) D(x)} \tag{15}$$

于是, 得到中心流线上的速度分布

$$V^{k+1} = \sqrt{(V_y^{k+1})^2 + (V_x^{k+1})^2} \tag{16}$$

由于叶栅通道内的流动做了简化处理, 故而每次迭代获得的速度分布 V^{k+1} (图 2 中点划线), 其端点值 $V^{k+1}(0)$ 和 $V^{k+1}(B)$ 不一定等于之前给定的进、出口速度 V_1 和 V_2 . 为确保 $V^{k+1}(0) = V_1$ 和 $V^{k+1}(B) = V_2$, 需对速度分布 $V^{k+1}(x)$ 进行相应的平移和伸缩处理, 最终得到速度分布 $V^{k+1}(x)$ (图 2 中实线). 于是, 密度分布如下:

$$Q^{k+1} = \frac{p_{t1}}{RT_{t1}} \left[1 - \frac{J-1}{J+1} (K^{k+1})^2 \right]^{\frac{1}{J-1}} \tag{17}$$

其中

$$K^{k+1} = \frac{V^{k+1}}{\sqrt{\frac{2J}{J+1} RT_{t1}}}$$

采用上述理论多次迭代, 直至相邻两次的叶型几何满足误差要求. 图 2 和图 3 中的实线, 即为最终速度分布 $V(x)$ 和密度分布 $Q(x)$, 显然, 初始曲线(虚线) 与最终曲线(实线) 之间有着较大差别, 表明了迭代的必要性. 至此, 提出了密度理论, 填补了原设计方法的空白.

2.2 改进前、后倒圆算法

研究发现, 原设计方法中生成前、后倒圆的算法有一定缺陷. 根据原设计方法, 以图 4(a) 后倒圆造型为例, 出口气流角 B , 后缘半径 r_2 , 以及后倒圆周向厚度 d_2 之间有着如下关系

$$d_2 = \left| \frac{2r_2}{\cos B} \right| \tag{18}$$

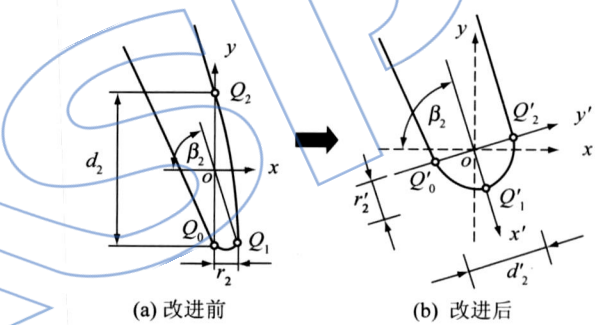


图 4 后倒圆造型算法
Fig. 4 Illustration of trailing edge geometry algorithm

后倒圆曲线由 3 个被插值点 Q_0 , Q_1 和 Q_2 确定, 当气流角 B 较大时, 顶点 Q_1 远离 Q_2 靠近 Q_0 , 经曲线插值产生突然的流道扩张段. CFD 验算发现, 这将导致后缘附近的低速阻塞区, 势必影响叶栅性能, 见图 6 改进前圆圈区域.

针对上述问题, 本文提出如下改进方法: 在图 4(b) 中, 以圆点 o 为中心, 将原坐标系 xoy 顺时针旋转 B 度, 得到新坐标系 $x'o'y'$, 以 y' 轴为基准, 延伸上型线, 修剪下型线, 得到新的被插值点 Q'_0 , Q'_1 和 Q'_2 (见图 4(b)), 后倒圆半径 $r'_2 = d'_2/2 = Q'_0Q'_2/2$; 采用/ 给定被插值点一阶导数向量的 3 次 NURBS 曲线插值^[6], 进行后倒圆造型. 如图 5 所示, 已知 3 个被插值点 Q_k , $k = 0, 1, 2$ 的坐标, 为确保光滑, 后倒圆曲线必须与上、下型线在点 Q_2 , Q'_0 处一阶导数连续 (见图 5 中切向量 D_2 , D_0), 同时要求前缘点 Q'_1 处的切向量 D_1 与气流角 B 的方向垂直. 图 4(b) 表明, 算法改进后生成的后倒圆曲线远好于原算法中的. 同时, CFD 计算

验证了算法改进有效消除后缘附近的低能阻塞区,见图 6/改进后0.

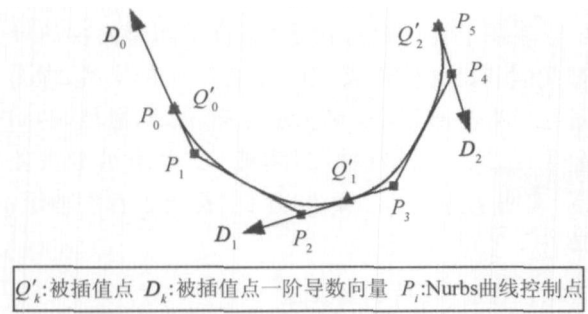


图 5 NURBS 曲线插值算法示意图
Fig. 5 Illustration of NURBS interpolation algorithm

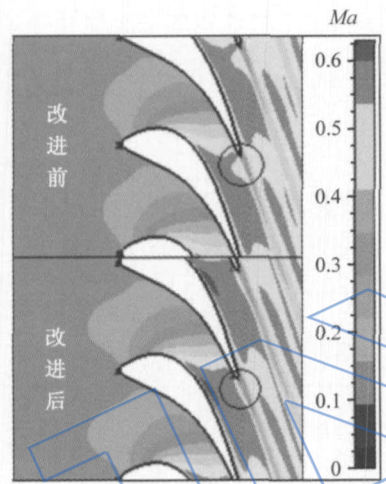


图 6 后缘几何气动性能改进前后比较
Fig. 6 Comparison between aerodynamic performance for original and improved trailing-edge geometry

3 设计方法验证

为验证改进后的设计方法,作者以德国亚琛工业大学著名的 Aachen 涡轮叶栅为例,该涡轮为轴流亚声速涡轮、11 5 级,由两排相同的静叶和一排动叶组成.国内外诸多研究人员^[29],都曾以它为对象开展过研究工作.现本文选取静叶某径向截面上的叶栅,对其重新设计,其基本参数见表 1.

为方便起见,将 Aachen 叶栅称为原始叶栅,而采用上述反设计方法得到的叶栅称为反设计叶栅.本文利用 NUMECA 软件,结合 SA 湍流模型,得到了原始叶栅的标准化载荷分布,见图 7 中方块点.反设计叶栅,采用 2 次 NURBS 曲线插值逼近上述载荷分布,将其用于反设计方法,见图 7 中实线.

相比载荷分布 $L(x)$,根据文献[5],周向厚度分布 $d(x)$ 采用 3 次多项式曲线,确定未知数的条

表 1 平面叶栅设计参数
Table 1 Design parameters for planar cascade

参数	数值
进口几何角 $B_1/(b)$	0
出口几何角 $B_2/(b)$	70
栅距 t/m	40
叶片数 N_B	36
轴向弦长 B/mm	40.75
前缘厚度 d_1/mm	5.136
后缘厚度 d_2/mm	4.632
最大厚度 d_{max}/mm	16.05
最大厚度轴向位置 $x(d_{max})/min$	20.17
进口气流速度 $V_1/(m/s)$	501.2
出口气流速度 $V_2/(m/s)$	170.7
进口总温 $/K$	293
进口总压 $/kPa$	169.6
背压 $/kPa$	140.0

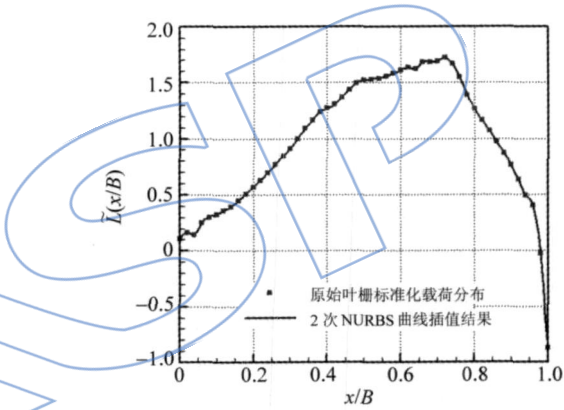


图 7 标准化载荷分布曲线
Fig. 7 Comparison between normalized loading curves for original cascade and inverse design cascade

件分别为前缘厚度 $d(0) = d_1$,后缘厚度 $d(B) = d_2$,以及最大厚度位置 $d(x_{max}) = d_{max}$,详细数据见表 1.图 8 给出了原始叶栅厚度分布(方块点)和反设计叶栅厚度分布(实线),除圆圈区域内,总体而言,3 次多项式曲线较好地逼近了原始叶型的厚度变化.

图 9 系反设计叶栅几何(实线)和原始叶栅几何(方块点)比较结果:总体而言,反设计叶栅还原了原始叶栅几何,取得了较为理想的逼近效果;但是,由于 3 次多项式曲线在靠近前缘处不能很好地逼近原始叶栅厚度,以及前、后倒圆造型算法的改进,圆圈标定区域内两者几何存在一定偏差.

为验证气动性能,利用 NUMECA 软件,使用相同的参数设置(见表 1),得到了图 10 中原始叶栅(虚线)和反设计叶栅(实线)的表面静压分布曲线.不难发现,由于反设计叶栅采用了原始叶栅的标准化载荷分布和厚度分布等设计参数,使得

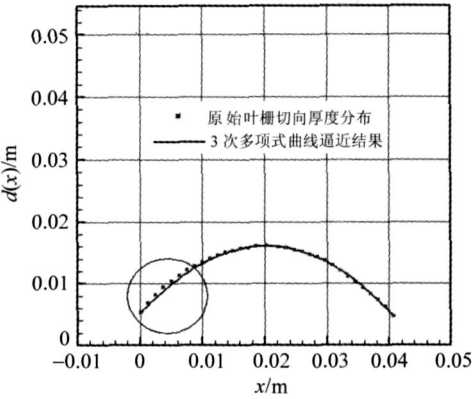


图 8 周向厚度分布曲线

Fig. 8 Comparison between tangential-thickness curves for original cascade and inverse-design cascade

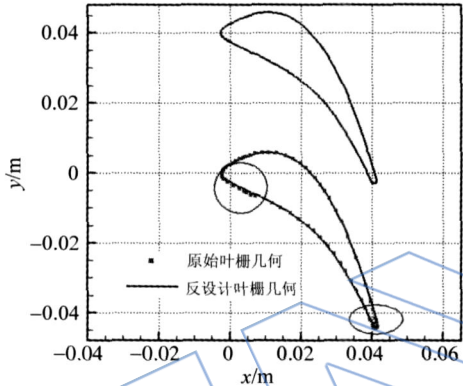


图 9 原始叶栅与反设计叶栅几何比较

Fig. 9 Comparison between geometry for original cascade and inverse-design cascade

两者的压力曲线有着相似的发展趋势, 吸力面静压波谷出现在 x 方向同一位置上; 令人可喜的是, 相比原始叶栅, 反设计叶栅吸力面静压变化要更加光滑, 根据 T. Korakianitis 的预置曲率分布思想^[2], 这与反设计叶栅吸力面曲率光滑连续有着

必然联系(见图 11). 此外, 图 12(a) 和 (b) 分别给出了原始叶栅和反设计叶栅的马赫数云图, 两图中的马赫数发展趋势和云图结构大体相同. 至此, 以上两点可以说明, 在相同边界条件下, 两者有着相似的气动性能, 最终验证了改进后的设计方法, 该方法具有设计亚声速涡轮平面叶栅的能力.

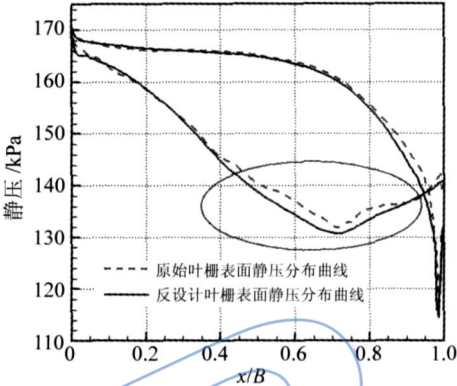


图 10 叶型表面静压曲线比较

Fig. 10 Comparison between solid boundary static pressure curves along axial chord

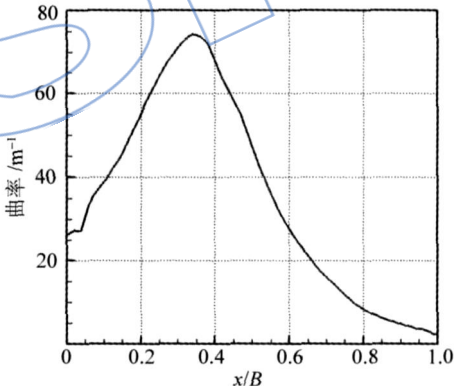
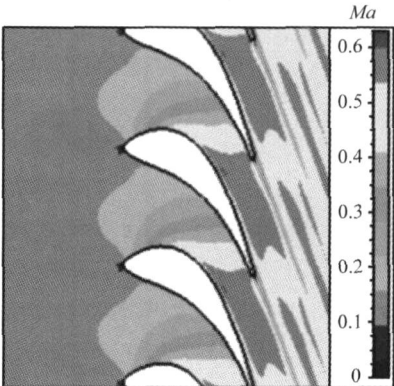
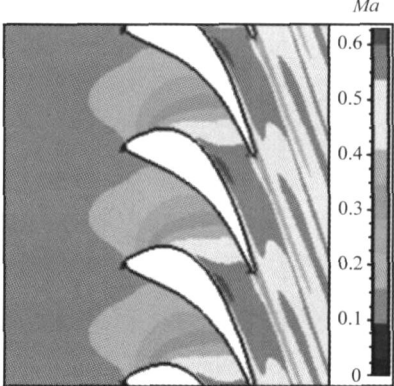


图 11 反设计叶栅吸力面曲率变化

Fig. 11 Curvature of inverse-designed cascade's suction surface



(a) 原始叶栅



(b) 反设计叶栅

图 12 原始叶栅和反设计叶栅马赫数云图比较

Fig. 12 Comparison between Mach number contours for original cascade and invers2design cascade

4 结 论

- 1) 相比原平面叶栅反设计方法, 本文引入迭代思想, 提出了计算密度分布的理论, 补充和完善了上述方法.
- 2) 改进了前、后倒圆造型方法, 使用了 / 给定被插值点一阶导数的NURBS曲线插值0算法, 获得令人满意的后倒圆几何, 消除了尾缘附近的低能阻塞区.
- 3) 为验证改进后的设计方法, 重新设计了德国 Aachen 涡轮的静叶叶栅, 得到了和原始叶栅十分逼近的几何与气动性能.

参考文献:

[1] Lichtfuss J. A short history of blade design [R]. ASME Paper GT200453742, 2004

[2] Korakianitis T. Prescribed curvature distribution air foils for the preliminary geometric design of axial turbomachinery cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115 (4): 322333

[3] Meauze G. An inverse time marching method for the definition of cascade geometry[R]. ASME Paper GT2812

167, 19811

[4] Drela M, Youngren H. Viscous/inviscid method for preliminary design of transonic cascades[R]. AIAA Paper 922364, 19911

[5] Phillipsen B. A simple inverse cascade design method [R]. ASME Paper GT2200268575, 20051

[6] Piegl L, Tiller W. The NURBS book[M]. 2nd ed. Berlin: Springer2Verlag, 1997

[7] Yao J. Unsteady flow in vestigation s in an axial turbine using the massively parallel flow solver TFLO[R]. AIAA Paper 20020529, 20011

[8] 季路成, 闫朝, 陈江. 将缘线匹配应用于最大化三维时序效益[J]. 航空动力学报, 2003, 21(3): 46724721
JI Lucheng, YAN Zhao, CHEN Jiang. Maximizing three dimensional clocking benefit by applying edge2matching [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 21(3): 4672 4721 (in Chinese)

[9] 祁明旭, 丰镇平. 透平动叶顶部间隙流的端壁二次流结构研究[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(5): 44524491
QI Mingxu, FENG Zhenping. Study on tip clearance flow of turbine blade2endwall secondary flow structure[J]. Journal of Xipan Jiaotong University, 2005, 39(5): 4452 4491 (in Chinese)