

文章编号: 1000-8055(2004)04-0484-06

基于优化技术的叶型反方法改进设计

曹志鹏, 靳 军, 刘 波, 刘景新, 王掩刚
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 在势流函数反方法设计叶型的过程中, 通过分析叶片表面速度分布对叶型形状的影响规律, 发现采用局部区域速度分布调整, 可有效的克服以往反方法设计叶型中易出现的非物理解现象, 并针对叶型前缘和尾缘的几何封闭问题分别建立了优化目标函数, 借助流场求解中的优化迭代技术获得了具有良好气动性能并满足几何约束的叶型设计结果。对典型叶型的三个设计算例表明: 所研究的叶型反问题优化设计方法, 具有设计精度较高, 适用范围较宽, 工程应用性较好等优点。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶型; 反问题; 势流函数; 速度系数分布; 优化设计
中图分类号: V 231.3 **文献标识码:** A

Turbomachinery Profile Design by an Improved Inverse Method Based on Optimization Technique

CAO Zhipeng, JIN Jun, LIU Bo,
LIU Jing-xin, WANG Yan-gang

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,
Xi'an 710072, China)

Abstract: It is very important for gas turbine engineers to have better blade design method, especially for axial flow turbomachinery with high pressure ratio, and increased mass flow rate. The design method proposed in this paper is, in principle, based on the potential-stream function inverse method. By investigating the influence of prescribed velocity coefficient distribution on blade surface, it is found that the non-physical solution usually obtained by general inverse method could be effectively avoided by adjusting the local velocity coefficient distribution. The object functions were set up for leading edge closing and trailing edge closing problems respectively for numerical optimization. The optimized blade profiles with satisfactory performance and reasonable geometric shape can be obtained by this improved optimization method. Three examples of profile design give good results in terms of design precision and wider application areas in turbine and compressor blade profile designs, could be developed. That, in turn, strongly supports the proposed optimization design procedures to have potential application in engineering.

Key words: aerospace propulsion system; blade profile; inverse method;
potential-stream function; velocity coefficient distribution; optimization

收稿日期: 2003- 07- 24; 修订日期: 2003- 12- 06

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50176041)

作者简介: 曹志鹏(1977-), 男, 四川江油人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究

随着航空叶轮机械设计技术的不断进步,对叶片造型理论和设计方法提出了更高的要求,而叶片设计往往决定着效率、压比、重量等诸多性能参数。传统的叶型设计方法,是根据基元叶片进出口速度三角形用标准叶型来确定叶片几何形状,不适于低损失、高负荷的叶栅设计需求。就叶型设计反方法而言,复特征线法^[1],虚拟气体法^[2]、及势流函数法^[3]等均采用给定叶片表面的速度分布来设计叶型,可使叶型面与表面气流参数有机地结合。设计者可以在较宽广的范围内选择所需要的速度分布,减少设计的盲目性,可用来设计可控扩散叶型^[4,5]。其不足之处在于,给定理想的叶片表面压力分布或速度分布后,有时会得到一个非物理解,如:得出的初始叶型可能会出现前缘、尾缘不封闭的现象,使得几何约束无法满足。一定程度上影响了在工程设计中的推广应用。

针对一般反方法存在的不足,本文叶型设计时,以离散点的形式给出初始速度分布,应用样条函数进行拟合、光滑,通过研究速度分布优化时参数调整的准则,针对叶型前缘和尾缘的几何封闭问题分别建立了优化目标函数,采用最优化算法进行叶型前、后缘优化,直到满足目标函数,得到理想的叶型为止。在一定程度上提高了叶型设计的精度和效率,这对以后反方法叶型设计技术的发展也有一定的理论意义和工程实用价值,这一技术已应用于国家自然科学基金资助课题试验设备改造——小型压气机试验台架进口导叶设计中,效果良好。

1 求解方程

将连续方程 $(\rho u)_x + (\rho v)_y = 0$ 与类无旋方程 $(\rho u)_y - (\rho v)_x = 0$ 联立,完成从物理域 (x, y) 到势流函数计算域 (φ, ψ) 的变换。主方程及边界条件可以表达为二维拉普拉斯方程的第一边值问题^[6]:
(Q 为速度系数 λ 的函数,即:

$$\begin{aligned} Q &= \ln\{\lambda[1 - (k - 1)/(k + 1)\lambda^2]\}^{1/(k-1)} \\ \begin{cases} \frac{\partial Q}{\partial \psi} + \frac{\partial Q}{\partial \varphi} = 0 \\ (\psi \in (0, 1), \varphi \in (0, \varphi_{out})) \end{cases} & (1) \\ \begin{cases} Q|_{\varphi=0} = Q_1, \quad Q|_{\varphi=\varphi_{out}} = Q_2 \\ (\psi \in [0, 1]) \\ Q|_{\psi=0} = Q_s(\varphi), \quad Q|_{\psi=1} = Q_p(\varphi) \\ (\varphi \in [0, \varphi_{out}]) \end{cases} & (2) \end{aligned}$$

以上定解方程为非奇次的方程,用分离变量法对其进行求解时,应首先将它化为奇次的,然后再进行求解^[6]。在计算域上应用分离变量法得出的主方程的解析解如下:

$$Q(\varphi, \psi) = Q_1 + \frac{Q_2 - Q_1}{l} \varphi + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\operatorname{sh} \frac{n\pi}{l}} \cdot \left[k_n \operatorname{sh} \frac{n\pi\psi}{l} + h_n \operatorname{sh} \frac{n\pi(1-\psi)}{l} \right] \cdot \sin \frac{n\pi}{l} \varphi \quad (3)$$

式中

$$\begin{aligned} h_n &= \frac{2}{l} \int \left[Q_s(\varphi) - Q_1 - \frac{Q_2 - Q_1}{l} \varphi \right] \cdot \sin \frac{n\pi}{l} \varphi d\varphi \\ k_n &= \frac{2}{l} \int \left[Q_p(\varphi) - Q_1 - \frac{Q_2 - Q_1}{l} \varphi \right] \cdot \sin \frac{n\pi}{l} \varphi d\varphi \\ (l &= \varphi_{out}) \end{aligned} \quad (4)$$

Q_1 和 Q_2 由给定的进出口速度系数 λ_1 和 λ_2 来确定, Q_s 和 Q_p 由给定的上下边界速度系数分布来确定。得出速度场后,气流角 θ 以及叶栅通道和叶型的坐标 x, y 由下式求得:

$$\theta(\varphi) = \int_c \frac{\partial Q}{\partial \psi} d\varphi = \int_c - \frac{\partial Q}{\partial \varphi} d\psi \quad (5)$$

$$\begin{aligned} x &= \Delta\psi_1 \int_c \frac{\cos \theta}{Q} d\varphi = \\ &= \Delta\psi_1 \int_c \frac{\sin \theta}{Q} d\psi \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} y &= \Delta\psi_1 \int_c \frac{\sin \theta}{Q} d\varphi = \\ &= \Delta\psi_1 \int_c \frac{\cos \theta}{Q} d\psi \end{aligned} \quad (7)$$

2 叶型前、后缘闭合优化目标函数

2.1 叶型前缘闭合优化思路

由于在计算过程中,叶片前缘点为奇点,其速度值不能为零,故需要取一合理的小值。对于给定的前缘点速度初值,计算出的叶型在前缘点可能出现张口或交叉的情况。这是因为吸力面在近前缘处型线变化较为剧烈。本文将通过有效调控吸力面上近前缘处的速度大小,以相应的速度分布点作为控制变量,以前缘点吸压力面叶型线的坐标之差的绝对值为目标函数,来解决叶型前缘封闭性问题。

在本文中,采用势流函数反方法进行叶型设

计时,我们从给定离散的速度分布控制点开始,用三次样条函数拟合调整后的速度分布。主方程从物理域变换到计算域先计算流场参数,最终又反变换回物理域得到叶栅槽道坐标及叶型几何形状。在整个计算过程中,目标函数与变量之间的关系无法用解析关系式来表达,在优化程序中采变梯度算法^[7,8],寻优导数是以差分形式表示的关系式,即:

$$\text{目标函数 } \min |F(\lambda_i)| \quad (8)$$

函数 F 即为吸压力面前缘点处坐标的差值,当 F 趋进于零时,即达到了叶片前缘的封闭。

$$\begin{aligned} \text{控制变量 } \Delta\Gamma(\lambda_i) &= 0 \\ (i &= 1, \dots, n) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\lambda_i > 0 \quad (i = 1, \dots, n) \quad (10)$$

$\Delta\Gamma(\lambda_i)$ 为速度系数分布积分得到的绕叶型的环境量与进出口参数计算的环境量之差。 λ_i 为吸面的速度系数分布。

2.2 叶型尾缘闭合优化思路

叶型弯角的优化是其尾缘闭合的关键。在叶型尾缘处,由于速度的变化较为平缓,尤其是气流在叶型尾缘无分离时,气流的流线与叶型近尾缘处的型线是重合的。因此,只要叶型弯角达到设计要求,叶型的尾缘自然地就成封闭状。因为在叶栅进出口处,沿周向气流的分布是均匀的,在对叶型弯角优化时,可选叶栅槽道中间流线的弯角为计算目标,如果叶栅槽道的中流线弯角如果满足设计要求,则认为整个叶型弯角也满足设计要求。

$$\text{目标函数 } \min |G(\lambda_{p,i})|$$

函数 G 为叶片吸压力面在尾缘点坐标之差,当 G 趋进于零时,可以使叶片的尾缘封闭。

$$\begin{aligned} \text{控制变量 } \Delta\Gamma(\lambda_{p,i}) &= 0 \\ (i &= 1, \dots, n) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\Delta\theta(\lambda_{p,i}) = 0 \quad (i = 1, \dots, n)$$

$$\lambda_{p,i} > 0 \quad (i = 1, \dots, n) \quad (12)$$

在前缘优化后,此处 $\lambda_{p,i}$ 为常数,整个压力面的速度分布 $\lambda_{p,i}$ 作为设计变量。 $\Delta\theta(\lambda_{p,i})$ 为叶型弯角的计算值与设计时给定的弯角值之差。

在尾缘优化时,是以整个压力面的速度分布 $\lambda_{p,i}$ 作为设计变量,这是由吸压力面的分布特点所决定的,当然也可选择吸力面。

3 算例与分析

涡轮叶型设计算例 1:

设计参数如下: $\lambda_1 = 0.75$, $\lambda_2 = 1.3$, $\beta_1 = 27^\circ$, ($\beta_2 = 150.5^\circ$), $\Omega = 1.05$, $b/t = 1.3$

在吸力面的前缘点处,因为实际的叶片前驻点的速度为零,因此在设计计算时,须在叶型的前缘处加一‘尖鼻’,使在此处的速度值取一较小值。图 1 为设计某涡轮叶型时给定的速度系数分布初值,它满足设计的进出口速度系数的要求。

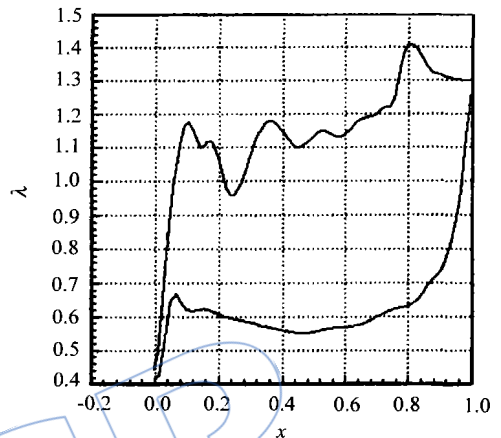


图 1 叶型表面给定初始设计速度系数分布

Fig. 1 Prescribed initial design velocity coefficient distribution on blade surface

3.1 叶型前缘的优化

图 2 为前缘优化过程中速度系数分布调整变化,初次设计后叶型及前缘优化对比如图 3 所示。

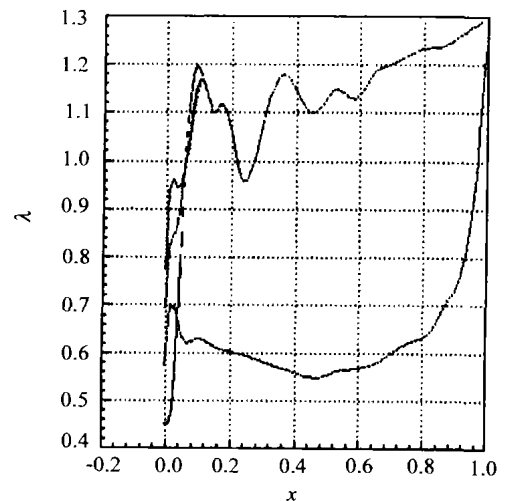


图 2 前缘优化时速度系数分布变化

Fig. 2 Velocity coefficient adjustment for leading edge optimization

可以看到,初次叶型形状很不规则,尤其在叶型的前缘点处流场出现了交叉叠加的情况,叶型的尾

缘也不封闭, 而且整个叶型的弯角也没有达到所要求的设计值。在前缘优化过程中, 我们保持了整个压力面的速度分布不变, 而且在吸力面上, 大部分区域的速度也保持不动, 而只对其近前缘处的局部区域进行调整, 即可达到叶型前缘得以优化而成封闭状的目的。通过前缘优化计算, 对吸力面近前缘点附近的速度分布进行逐步调节, 使叶型前缘由起始的交叉形状逐渐改善直至封闭。

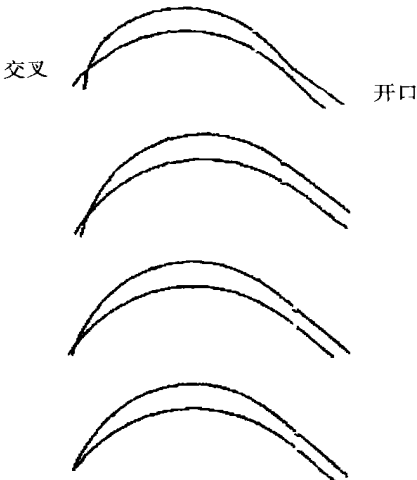


图 3 优化过程叶型前缘闭合图
Fig 3 Profile shape changes in leading edge optimization

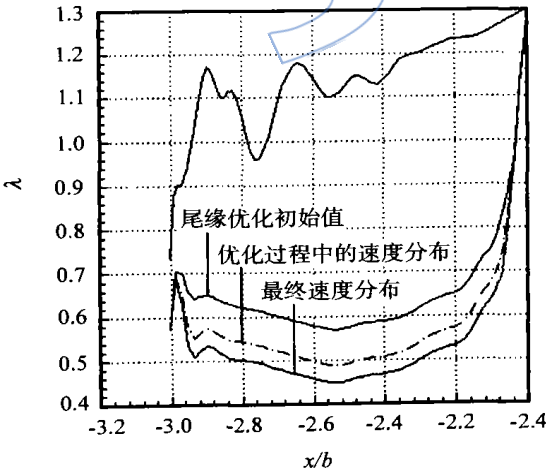


图 4 尾缘优化时速度系数分布变化
Fig 4 Velocity coefficient adjustment for trailing edge optimization

3.2 叶型尾缘及弯角的优化

虽然通过上一步优化使叶型前缘封闭了, 但整个叶型仍存在不合理的情况, 叶型弯角没有达

到要求, 而且在叶片尾缘处, 叶型张口较宽。这说明所给定的速度分布初值仍有不合理的地方, 故需对尾缘进行速度调整和优化。

此时保持调节过的吸力面速度不变, 而只对压力面速度分布进行调节。由图 4 可看出, 当优化程序在自动调节时, 首先, 压力面速度出现增加的情况, 相应地, 由于环量变化, 叶型弯角偏离给定的值也变大, 叶型尾缘张口也增大。程序通过自适应调节, 压力面速度马上又返回到递减状态, 速度值慢慢地减小, 此时的叶型弯角也逐步向着给定的值靠近, 叶型尾缘的张口也慢慢减少, 直到吸、压力面叶型线在尾缘处封闭成为完整的叶型 (见图 5)。

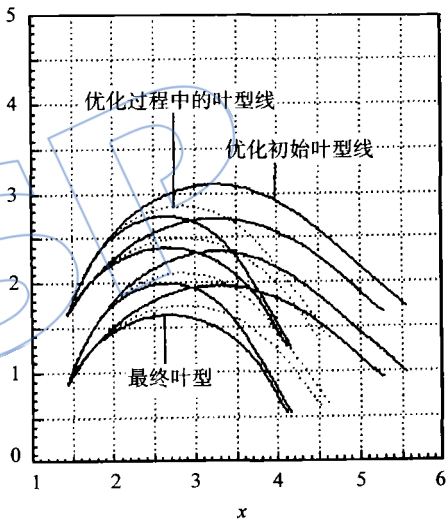


图 5 尾缘优化过程叶型变化图
Fig 5 Profile shape changes in trailing edge optimization

图 6 给出了叶型前后缘进行圆弧处理后最终得到的设计叶型示意图。

另外, 从优化程序迭代过程中计算的出气角误差 $\Delta\beta_2$ 变化来看 (如图 7 所示), 程序在计算过程中表现出了很好的收敛性。图 7 的横坐标表示程序在计算过程中的步数, 纵坐标表示为计算值与要求给定值的差值 $\Delta\beta_2$ 。

从图 7 中, 可以看出, 误差值 $\Delta\beta_2$ 的大小随着计算的进行逐渐地减小直到趋近于零, 对应地, 出气角 β_2 的计算值也就逐渐靠近所要求的给定值。在此图中收敛过程出现了跳跃点, 这是因为程序在第二步优化开始时, 压力面速度调节是朝着增大的方向变化, 使得出气角 β_2 的计算值与给定值之间的差值也随着增大; 此时, 优化程序自动反向

减小压力面速度分布,从而使计算朝着收敛的方向进行。这表明了优化程序具有一定的自适应

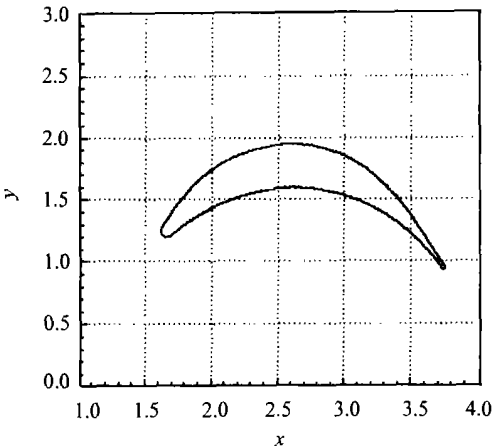


图 6 前后缘圆弧处理后最终得到的设计叶型 (算例 1)

Fig 6 Final designed profile for example one

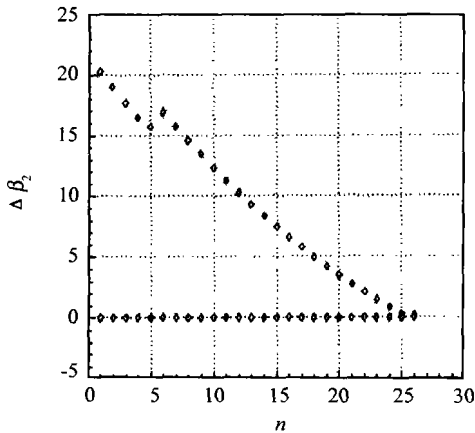


图 7 优化过程中误差值 $\Delta\beta_2$ 的变化

Fig 7 Exit angle convergence in optimization

性。从整个优化过程中我们发现,叶片前缘和尾缘的封闭性可通过局部流场调整来确定,前尾缘的优化彼此具有相对的独立性。也即在优化前缘时,只需要调节前缘处的速度大小;而在尾缘处,因为速度变化较为平缓,没有突然地增大或减小,因此,尾缘起始的不封闭性随着弯角的优化而自然地解决了。在优化弯角和尾缘时,因前缘附近的速度系数值基本保持不变,故调节整个压力面的速度分布时,使弯角和尾缘在优化的同时而不致使已经优化过的前缘再发生变化。

算例 2:

设计参数如下: $\lambda_1=0.205$, $\lambda_2=1.142$, β_1

$=89^\circ$, $\beta_2=161.7^\circ$, $\Omega=1.00$, $b/t=1.12$

其设计过程与涡轮算例 1 类似,设计出的最终叶型进行前后缘圆弧处理后如图 8 所示。

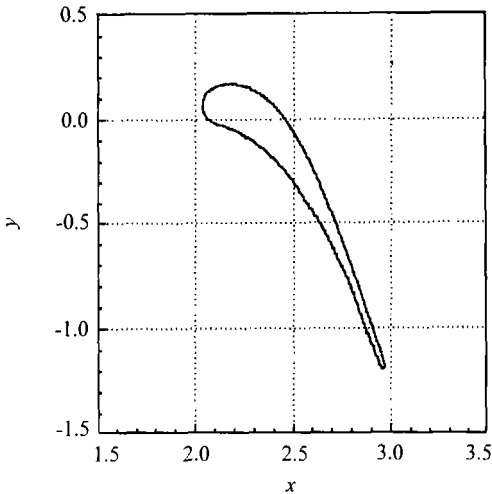


图 8 前后缘圆弧处理后的最终叶型 (算例 2)

Fig 8 Final turbine profile with leading and trailing edge treatment for example two

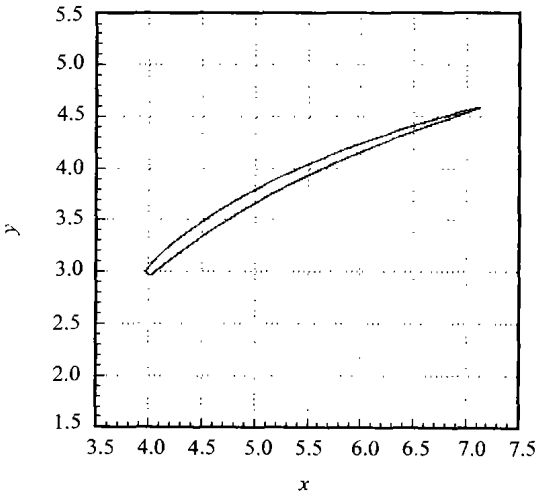


图 9 前后缘圆弧处理后的压气机静叶叶型 (算例 3)

Fig 9 compressor profile with leading and trailing edge treatment for example three

算例 3:

该算例给出了国家自然科学基金资助课题试验设备改造——小型压气机试验台架进口静叶最终设计结果,如图 9 所示,所得到的叶型设计结果是令人满意的。

4 结 论

本文通过对叶型设计反方法优化改进的研究, 得出如下几点结论:

(1) 初步确定了叶型型面与叶片表面气流参数的分布相互匹配的优化设计思路, 提出了分区域调整叶片表面速度分布的设想并加以实施。分别对叶片前尾缘的封闭性及叶型弯角进行了优化设计, 设计得出的叶型达到了较满意的结果。说明本文的势、流函数优化反方法对叶型优化设计具有较好的工程应用价值。

(2) 将势、流函数流场迭代求解转化为拉普拉斯方程解析求解, 求解形式简捷, 为优化迭代运算节省了计算时间。在整个优化过程中, 程序可按给定的参数条件自适应的去调节速度分布, 直到得出合理的叶栅及叶型形状, 一定程度上减少了人工调控因素。

参考文献

[1] Korn D. Numerical Design of Transonic Cascade[R]. ERDA Research and Development Report, Jan. 1975, Coo- 3077- 22

[2] Sobieczky Hetal New Method for Designing Shock Free

Transonic Configurations[J]. A IAA Journal, 1979, 17 (7): 722- 729

[3] Schmidt E. Computation of Supercritical Compressor and Turbine Cascade with a Design Method for Transonic Flow s [R]. ASME- 79- 30

[4] 钟兢军, 王会社, 王仲奇. 多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望, 第一部分: 可控扩散叶型的设计与发展[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 205- 211.

ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, WANG Zhong-qi Development and Prospect of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Part I: Design and Development of Controlled Diffusion Airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 205- 211.

[5] 王会社, 钟兢军, 王仲奇. 多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望, 第二部分: 可控扩散叶型的实验与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 16- 22

ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, WANG Zhong-qi Development and Prospect of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Part II: Test and Numerical Simulation of Controlled Diffusion Airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 16- 22

[6] 欧维义. 数学物理方程[M]. 长春: 吉林科学技术出版社, 1985

[7] 粟塔山, 彭维杰, 周作益, 等编著. 最优化计算原理与算法程序设计[M]. 北京: 国防科技大学出版社, 2001.

[8] Luenberger D G. 线性与非线性规划引论[M]. 北京: 北京科学出版社, 1982