

文章编号: 1000-8055(2002)03-0305-04

压气机叶片自动优化设计

周正贵

(南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 南京 210016)

摘要: 采用三次多项式和多圆弧方法生成叶型中弧线, 三次多项式分布叶型厚度, 对叶型进行参数化。用此参数化方法逼近一低速叶型和一跨音叶型, 逼近程度令人满意。采用N-S方程正问题数值计算结合单纯形法寻优, 构成叶轮机叶片自动优化设计方法。以消除叶片吸力面分离为目标, 采用上述方法得到了满意的结果。

关键词: 压气机; 叶片; 气动优化; 单纯形法

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Automatic Design Optimization of Compressor Blades

ZHOU Zheng-gui

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In automatic aerodynamic optimization of blade shapes, the construction of design parameters of blade profiles needs to achieve that the number of the parameters is fewer but the blade profiles possess larger variability. In this paper, blade profiles are formed using blade mean camber lines and distribution of blade thickness along the camber lines. For construction of blade mean camber lines, the combination of a third-order polynomial and a multi-arc curve are used. The blade thickness is distributed by another third-order polynomial. As examples, using above descriptive method, a low speed profile and a transonic blade profile can be satisfactorily reproduced. An automatic optimization algorithm is developed, in which the simplex method is adopted to search for optimal objective; the objective function value for aerodynamic optimization is calculated using the N-S equation method. As an example, setting elimination of separation in the blade suction surface as an objective, the automatic optimization algorithm can achieve the objective satisfactorily.

Key words: compressor; blade; aerodynamic optimization; simplex method

1 引言

叶型设计可采用正问题方法。采用此方法, 首先要进行流场计算; 然后要求设计人员对计算结果分析评估; 并根据经验修改设计参数。此过程不断重复, 直至得到满意叶型。在此, 设计修改方向把握主要凭设计人员的经验。

将数值优化技术与正问题流场计算方法相结

合, 由数学过程替代设计人员经验, 控制设计参数修改方向, 设计过程更加严密、精确。这样就构成了叶型自动优化设计。目前在叶型气动优化设计中, 发展较成熟并被广泛采用的是比较经典的基于梯度方法, 如文献[1, 2]等; 同时还有基于人工神经网络^[3]和遗传基因的方法等。

本文采用三次多项式与多圆弧组合构造叶型中弧线, 采用三次多项式确定叶型厚度分布, 对叶

收稿日期: 2001-06-25; 修订日期: 2001-12-01

作者简介: 周正贵(1962-), 男, 安徽人, 南京航空航天大学能源与动力工程学院副教授, 博士

型进行参数化;采用 N-S 方程进行正问题流场计算;采用单纯形法^[4]自动修改设计参数,以实现目标函数的最小化。

2 叶片通道内流场数值计算方法简介

计算采用任意曲线坐标系下的 N-S 方程;有限体积法空间离散;四步龙格——库塔法时间推进求定常解;为了加快迭代过程收敛速度,采用局部时间步长和残值光顺技术,计算网格为 H 型。详细介绍见文献^[5]。

3 叶型参数化

叶型参数化,即用若干个设计参数描述叶型。要求达到用较少的设计参数能确定出定性合理、可变性较大的叶型。设计参数越多,叶型可变性越大,但优化计算工作量也越大。叶型描述方法可归为 2 类:一类是直接分段多项式或样条曲线表示叶型压力面和吸力面型线,如文献^[1];另一类是将中弧线和叶片厚度分布分别用多项式或样条曲线表示,如文献^[2]。本文提出采用多圆弧加三次多项式生成中弧线;叶片厚度分布采用三次多项式。

3.1 中弧线生成

在此给定前后缘角 (θ, θ_0) ,最大挠度 $y_{\max}$ 及其弦向所在位置 x_s ;要求生成的叶型中弧线光滑且一致下凹。将中弧线从最大挠度点 x_s 分开成前后两段(如图1),2段曲线生成采用相同方法。下

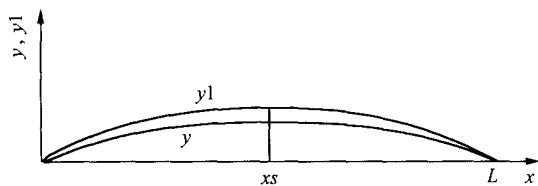


图1 中弧线生成示意图

面以前段($x = 0 \sim x_s$)为例。首先用多圆弧方法生成曲线 $y_1 = y_1(x)$ 。圆弧半径为:

$$R(x) = R_0/H(x) \quad (1)$$

其中: R_0 为起始圆弧半径,指定为设计参数。令:

$$H(x) = ax^2 + bx + c \quad (2)$$

为一二次函数。要求 $x = 0, H(x) = 1; x = x_s, H(x) = H_m$ 。由于 $H(x)$ 对系数 a 最敏感,因而将 a

作为设计参数; H_m 则由迭代计算求得,保证 $R(x)$ 分布恰好使得在 $x = x_s$ 时, $dy_1/dx = 0$ 。迭代过程实质是在 $H_m \sim |dy_1/dx|$ 数值关系中,求一 H_m 使得 $|dy_1/dx|$ 为最小,趋于0。因此是一求极小值问题。在此采用黄金分割法(0.618法)实现这一过程。此外还需再给定前缘角 θ ,并由曲线一阶导数连续可推得 $R(x)$ 的圆心坐标。如上即可生成光滑一致下凹、前缘角为 $\theta, x = x_s: dy_1/dx = 0$ 的曲线 $y_1 = y_1(x)$ 。但在 $x = x_s$ 处, $y_1 = y_{1\max}$;通常 $y_{1\max}$ 不可能恰好等于要求的最大挠度 $y_{\max}$ 。为此再采用下式对 $y_1 = y_1(x)$ 曲线进行修改:

$$y = y_1 + 6(y_{\max} - y_{1\max}) \cdot \frac{(1/2)x_s \cdot x - (1/3)x^3}{x_s^3} \quad (3)$$

由公式(3)得:

$$\frac{dy}{dx} = \frac{dy_1}{dx} + 6(y_{\max} - y_{1\max}) \frac{x_s \cdot x - x^2}{x_s^3} \quad (4)$$

根据公式(3),(4)式有:

$$\begin{aligned} x = 0: y = y_1, \quad \frac{dy}{dx} &= \frac{dy_1}{dx} \\ x = x_s: y = y_{\max}, \quad \frac{dy}{dx} &= \frac{dy_1}{dx} = 0 \end{aligned}$$

方程(3)构造思想是:通过(3)式转换,达到将 $x = x_s$ 处,最大挠度 $y_{1\max}$ 调整为 $y_{\max}$;而维持在 $x = 0$ 处曲线坐标和斜率不变,以及 $x = x_s: dy/dx = 0$ 。这样得到 $y = y(x)$ 即为所求前半段中弧线;后半段中弧线生成方法完全相同。

3.2 叶型厚度分布

叶型厚度(T)采用下列三次多项式确定:

$$T(x) = a_1x^3 + b_1x^2 + c_1x + d_1 \quad (5)$$

其中 a_1, b_1, c_1, d_1 为待定系数,由下述条件确定。 $x = 0$ (叶片前缘): $T(0) = T_0; x = l$ (叶片后缘): $T(l) = 0, x = l_1: T(l_1) = T_m, dT/dx = 0$ 即在 $x = l_1$ 处叶型厚度达最大为 T_m, l_1 和 T_m 为设计参数。

综上叶型设计参数有:叶型前后缘角 θ, θ_0 ;中弧线最大挠度及其位置 $y_{\max}, x_s$;前后2段中弧线起始圆弧半径 R_{01}, R_{02} ;前后2段中弧线在方程(2)中的系数 a_1, a_2 ;以及叶型最大厚度及其位置 T_m, l_1 。共10个设计参数。注意到以上设计参数中,大部份是叶型基本几何参数。采用叶型基本几何参数作为设计参数,便于在维持部份几何参数不变的情况下,对另一些几何参数进行优化选择。比如可以保持叶型前后缘角 θ, θ_0 不变,即近似维持叶栅通道内气流转角不变,进行叶型优化减小甚

至消除叶栅通道内分离。

4 单纯形法叶型自动优化

在由 N 个设计参数构成的向量空间内, 给出 $N + 1$ 个顶点形成 1 个 N 维单纯形。比较 $N + 1$ 个顶点目标函数值, 丢弃其中的最“坏”点, 代之以适当的新点, 形成新的单纯形。重复比较, 逐步逼近最优点。如果 $N = 2$ (两个设计参数), 单纯形为三角形; $N = 3$, 为四面体。

单纯形法数值优化无需求设计参数对目标函数导数(形状灵敏度), 并且每步设计参数修改量不受限制, 是比较经典、简单而又应用比较成功的方法之一。

为了检验本文叶型参数化方法的适用性, 给出 2 个已知叶型, 其一是 NACA 65-12-A₁₀-10, 为低速叶型, 其二是跨音叶型。考察采用本文叶型参数化方法对此 2 个叶型的逼近能力。

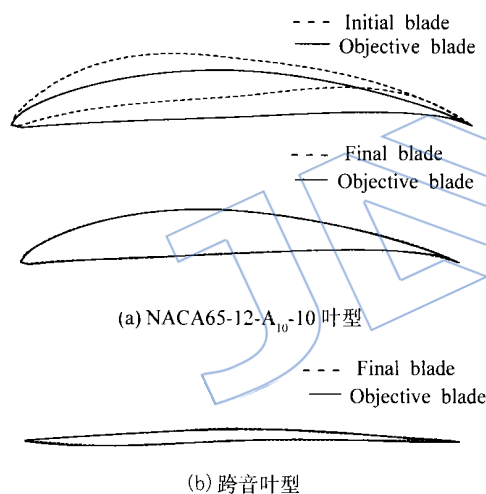


图2 初始叶型与目标叶型

在此将生成的叶型型面坐标与目标叶型的型面坐标差作为目标函数, 采用单纯形法寻找目标函数的最小值。程序流程概述: (1) 随意给定 10 个初始叶型参数及相应的参数变化量, 得到相应的初始叶型(如图 2(a)) 和 10 个修改叶型; (2) 计算出此 11 个叶型型面坐标与目标叶型的差别(即目标函数值); (3) 由此 11 个顶点起始, 单纯形法判断目标函数值下降最快方向, 并在此方向寻求新的目标函数值较小顶点, 取代上述 11 个顶点中目标函数值最大顶点, 此过程不断重复直至找到最小目标函数值所对应的叶型。由图 2(a), (b) 生成的叶型对目标叶型的逼近程度是令人满意的。由此也证明了单纯形法寻找目标函数极值点的可行性。

由 NACA 65-12-A₁₀-10 叶型构成的叶栅, 采用 N-S 方程方法进行数值模拟。当来流马赫数较高 ($Ma = 0.5$) 时, 在叶片吸力面靠近尾缘附近有一分离涡, 如图 6(a)。本文尝试采用单纯形法修改叶型, 消除此流动分离。

如图 3, 主流方向 θ (与 x 方向夹角) 定义为:

$$\theta = \arctan(\bar{v}_y/\bar{v}_x)$$

$\bar{v}_x, \bar{v}_y$ 为沿栅距方向速度分量 v_x, v_y 的质量平均值。 v_s 为流场中一点的速度在主流方向的速度分量。 $v_s < 0$, 即定义为反向流。这样可得任一 x 截面反向流流量与叶栅总流量之比 q 。对于 NACA 65-12-A₁₀-10 叶型构成的叶栅, 在 $Ma = 0.5$, 攻角为 0 时, q 沿弦向变化如图 4。图 4 中 x/B

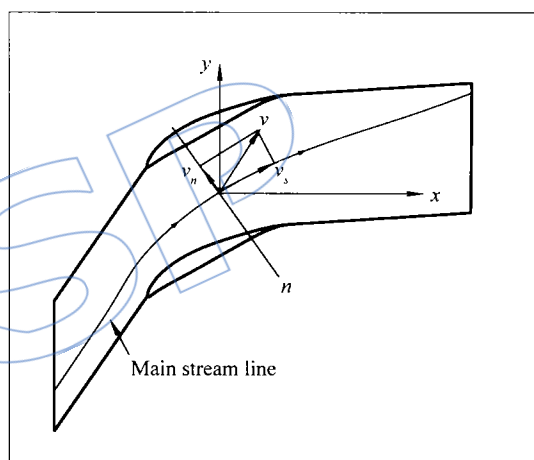


图3 主流及二次流流线定义

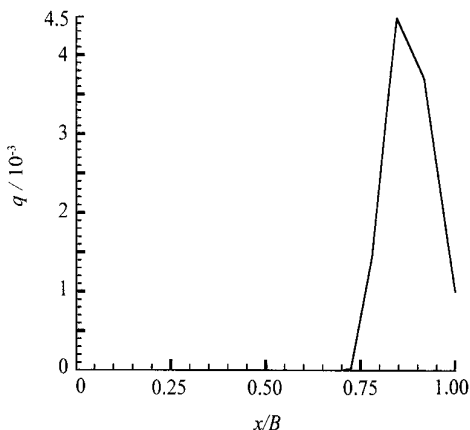


图4 反向流沿轴向分布

B 为叶片轴向弦长与距前缘点轴向位置比值。

在保持叶栅几何进出口角不变的前提下, 以流场中的最大反向流 $q_{\max}$ 作为目标函数, 采用单

纯形法自动修改叶型,使得 $q_{\max}$ 为0,消除分离涡。图5为以NACA 65-12-A₁₀₋₁₀叶型作为初始叶型,与通过优化方法得到的最终叶型比较。图6为2个叶型构成的叶栅通道内流线;图7为对应的压力分布。由图6修改叶型叶栅通道内已无明显流动分离;而在吸力面靠近尾缘附近压力相应提高(图7)。

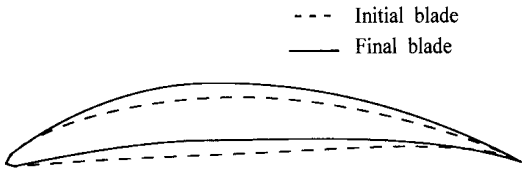


图5 初始叶型与修改后叶型

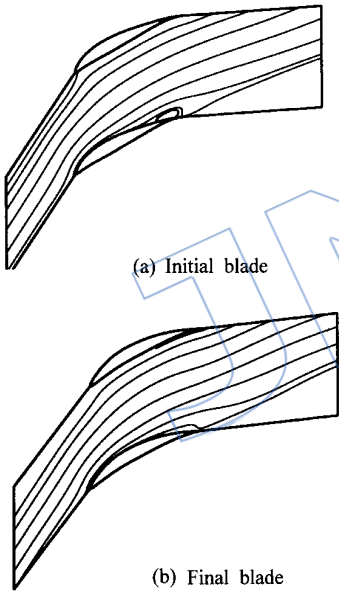


图6 叶栅通道内流线图

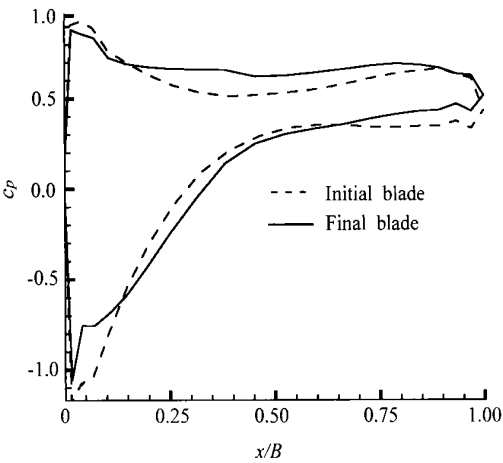


图7 叶片表面压力系数分布

5 结 论

采用三次多项式和多圆弧方法生成叶型中弧线,三次多项式分布叶型厚度构造叶型,叶型可变性较大。单纯形法数值优化方法,与N-S方程正问题数值计算以及本文叶型参数化方法相结合,可用于叶型优化设计。

参考文献

[1] Koller U If, Monog R. Development of A dvanced Compressor A irfoils for Heavy-Duty Gas Turbines-Part one: design and Optim ization [J]. Journal of Turbomachinery 1999, 122: 397 - 405

[2] Reuther J, Jameson A. Aerodynamic Shape Optim ization of Complex A ircraft Configurations via an A djoint Fomution [R]. A IAA Paper 96- 0094, 1996

[3] Pierret S. Turbomachinery Blade Design U sing a Navier-Stokes Solver and A rtificial Neural Network [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 326- 332

[4] 韦鹤平. 最优化技术应用[M]. 上海: 同济大学出版社, 1987.

[5] 周正贵. 压气机叶片端壁附面层区叶型优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000

(责任编辑 杨再荣)