

## 基于边界层分离控制的翼型优化设计方法

袁 丁 辛 喆

(中国科学院工程热物理所) (中国农业大学车辆工程学院)

**摘 要** 提出了不可压缩翼栅流动中最佳翼型的设计方法。将叶片间无黏流动和黏性流动的二维边界层设计统一到一般的最优化技术中,通过对翼型中线角度、厚度分布以及叶片安装角的控制来避免边界层的分离,而在大负荷时促进边界层分离点向翼型后缘推进。另外,在控制边界层分离点的同时,极小化边界层形式参数。以 NACA 65<sup>-</sup>(08)10 和 NACA 65<sup>-</sup>(12)10 翼型作为原始翼型对该方法进行了应用和讨论,得到了满意的结果。

**关键词** 翼型; 优化设计; 边界层分离控制

中图分类号 O 357.41

## Numerical Optimization of Blade Profile Design

Yuan Ding

Xin Zhe

(Institute of Engineering Thermophysics, CAS) (College of Vehicle Engineering, CAU)

**Abstract** A procedure for designing an optimal blade profile in incompressible cascade flow is developed (compressors, turbine, and fans). It integrates the blade to blade inviscid flow and the two dimensional boundary layer viscous flow within a general optimization technique. The objective is, through the control of profile meanline angle and thickness distribution, as well as the blade stagger angle, to avoid the boundary layer separation, or precisely, to move the separation point obviously forward to the trailing edge in large load cases. The boundary layer incompressible form factor is minimized at the same time and separation is controlled. Applications, by using NACA 65<sup>-</sup>(08)10 and NACA 65<sup>-</sup>(12)10 profiles as starting configuration, are shown and discussed. The procedure is practical and the results are satisfactory.

**Key words** blade profile; optimum design; boundary layer control

采用数值优化方法进行最佳翼型设计通常包括 2 方面的工作,即流动的分析计算和沿最优方向对几何形状(形状函数)的反复修正。

本文中目标函数的选择参考了文献[1]中推荐的方法,即进行无黏流动和边界层的计算,尽可能地将边界层分离点移至翼型后缘,同时极小化边界层形式参数  $H$ 。这样边界层的性质可以得到比较直接的反映,从而突出了对边界层分离和边界层性能的控制。

对于几何形状函数,考虑到工程设计的特点,选用 2 个简单的四次多项式来描述翼型中线

收稿日期: 2001-01-02

国家自然科学基金资助项目

袁 丁,北京中关村路乙 12 号 中国科学院工程热物理所,100080

辛 喆,北京清华东路 17 号 中国农业大学(东校区)148 信箱, 100083

角度, 选用与 NACA 65-010 翼型厚度成一定可变比例的厚度分布, 叶片安装角作为另一个独立设计变量。

## 1 最佳翼型设计的物理模型及数学求解方法

### 1.1 设计变量的选取

图 1 示出所定义的坐标系和翼型的几何形状。

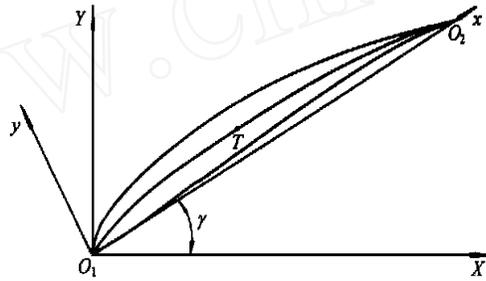


图 1 翼型术语

1) 翼型中线的确定。翼型中线斜率由 2 个简单四次多项式确定:

$$\text{前段 } d\bar{y}_1/d\bar{x} = a_0 + a_1(\bar{x} - \bar{x}_0) + a_2(\bar{x} - \bar{x}_0)^2 + a_3(\bar{x} - \bar{x}_0)^3 + a_4(\bar{x} - \bar{x}_0)^4 \quad (1)$$

$$\text{后段 } d\bar{y}_2/d\bar{x} = b_0 + b_1(\bar{x} - \bar{x}_0) + b_2(\bar{x} - \bar{x}_0)^2 + b_3(\bar{x} - \bar{x}_0)^3 + b_4(\bar{x} - \bar{x}_0)^4 \quad (2)$$

这里,  $a, b$  为翼型中线系数,  $\bar{x} = x/l, \bar{y} = y/l, l$  为翼型弦长;  $\bar{x}_0$  为常量, 取自原始翼型。

为了使翼型中线具有实际的物理意义, 须给方程 (1) 和 (2) 加上附加的约束条件: a 在翼型前缘, 翼型中线角度设定为与原始翼型相同。b 在方程 (1) 和 (2) 的交点  $T$ , 翼型中线及其一阶、二阶导数连续, 因此在方程的 10 个系数当中, 只有 6 个是独立的。如果允许  $T$  点变化, 那么还需要另外一个设计变量即  $x_T$ , 因此独立变量变为 7 个。c 方程 (1) 和 (2) 的 2 个积分常数由翼型前缘  $O_1$  和后缘  $O_2$  点在  $x-y$  坐标系中的初始位置确定。

本文中翼型中线的 7 个独立设计变量分别为  $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, b_4$  和  $\bar{x}_T$ 。

2) 翼型厚度的确定。假设一原始翼型的厚度分布函数为:  $d_0 = d_0(\bar{x})$ , 它的包络线确实存在; 假定新构造的翼型与原始翼型的最大厚度位置分别为  $\bar{x}_{\max}$  和  $\bar{x}_{0\max}$ , 则厚度分布函数定义如下:

当  $0 < \bar{x} < \bar{x}_{\max}$  时,  $d(\bar{x}) = \alpha d_0(\bar{x}/\alpha)$ ; 当  $\bar{x}_{\max} < \bar{x} < 1.0$  时,  $d(\bar{x}) = \alpha d_0 \{ 1 - [(1 - \bar{x}_{0\max}) / (1 - \alpha \bar{x}_{0\max} P)] (1 - \bar{x}) \}$ 。这里  $\alpha$  和  $\alpha P$  为设计变量。

3) 设计变量  $\bar{\gamma}$ 。  $\bar{\gamma} = \gamma/\gamma_0$ ,  $\gamma$  和  $\gamma_0$  分别为新构造叶片和原始叶片安装角。

现在共有了 10 个独立设计变量, 表示为:  $X = (x_1, x_2, \dots, x_{10})^T = (a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, b_4, \bar{x}_T, \bar{\gamma}, \alpha, \alpha P)^T$ 。

### 1.2 目标函数

目标函数构造为

$$F(X) = H_{\max} - \bar{x}_{\text{sep}}$$

式中:  $H_{\max}$  为沿吸力面边界层形式参数的最大值,  $\bar{x}_{\text{sep}}$  为边界层分离位置与翼弦线长的比值, 均由对无黏流动和黏性流动边界层的流动计算得出。

当  $0 < \bar{x}_{sep} < 1$ , 即边界层发生分离时,  $H_{max} = 2$ ; 当  $\bar{x}_{sep} = 1$ , 即边界层未发生分离时,  $H_{max} = \max H$ 。就是说如果边界层发生分离, 优化的目标为  $F(X) = 2 - \bar{x}_{sep}$  的极小化, 优化的过程就是将分离点尽可能地推向翼型后缘, 即  $\bar{x}_{sep} = 1$  处的过程; 进一步, 如果分离已被避免, 优化目标则变为  $F(X) = H_{max} - 1$  的极小化, 这时优化的过程就是改善边界层性能的过程。

很明显, 目标函数是设计变量的隐式方程且高度非线性, 因此在整个优化过程中, 无黏流动和黏性流动的分析计算起着重要作用, 它直接影响了目标函数的连续性和光滑性, 因而也就影响着总体优化的可行性、稳定性和可靠性。

### 1.3 数学优化方法

1) 递增的拉格朗日乘法。一种序列无约束问题的极小化方法, 将有约束问题转化为无约束问题。2) D-F-P 方法。用于求解无约束问题的可変矩阵。

## 2 气动分析过程

在优化过程中, 与设计变量相关的目标函数的梯度是确定最佳寻找方向的一个主要因素, 因此, 气动分析模型越可靠, 优化结果就越可信。

### 2.1 无黏流动分析

进行无黏流动分析时, 可将直翼栅中的无黏、不可压缩流动当作沿叶片回转表面流动这一特殊情况来处理, 这是把分析轴流式透平机  $S_1$  流面的模型应用于本文中优化程序的前提。

### 2.2 边界层流动分析

Thwaites 法用于计算层流边界层。可由动量方程(3)求解

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{v_e} (H + 2) \frac{dv_e}{dx} = \frac{c_f}{2} \quad (3)$$

式中:  $\theta$  为边界层动量厚度;  $v_e$  为边界层外的流速;  $c_f$  为边界层摩擦因数, 由 Ludwig 和 Tillman 方程计算得到,  $c_f = 0.246 \times 10^{-0.678H} Re\theta^{0.268}$ , 这里雷诺数  $Re\theta = v_e\theta/\nu$ ,  $\nu$  为动力黏度。

Head 方法用于计算紊流边界层。动量方程(3)和输运速度方程(4), 可用 Runge-Kutta 法求解。输运速度方程

$$d(v_e \theta H_1)/dx = v_e F \quad (4)$$

式中:  $H_1$  是边界层形式参数  $H$  的函数,  $H_1 = G(H)$ ; 函数  $F$  和  $G$  由经验公式(5)和(6)确定:

$$F = 0.0306(H_1 - 3.0)^{-0.6169} \quad (5)$$

$$G = \begin{cases} 0.8234(H - 1.1000)^{-1.287} + 3.3 & H < 1.6 \\ 1.5501(H - 0.6778)^{-3.064} + 3.3 & H > 1.6 \end{cases} \quad (6)$$

层流边界层与紊流边界层转换点的位置受压力梯度、雷诺数、来流紊流度和叶片表面粗糙度等因素的影响。层流向紊流边界层的转换可由 Michel 的一个简单的经验关系预测:

$$Re\theta_{trans} = 1.174R_{ei}^{0.4} \quad (7)$$

式中:  $Re_{ei} = v_{ei}/\nu$  式(7)忽略过渡点(过渡点之后, 紊流度急剧增大)与转换点间的距离, 如果压力梯度方向与流体流动方向相反, 则这 2 个点相当接近。转换点的边界层形式参数可由 Coles 的关系式(7)获得:

$$H_{trans} = 0.9698 + 1.4754/\lg Re\theta_{trans} \quad (8)$$

对于紧挨着转换点下游处紊流边界层的计算点, 原始参数的计算起用了转换点的动量厚

度和边界层形式参数。

### 3 应用实例

将本文中方法应用于对 NACA 65<sup>-</sup>(08)10 和 NACA 65<sup>-</sup>(12)10 (下简称(08)和(12)) 2 个翼型的优化。

原始翼型中线取自  $a = 1$  时的 NACA 65 系列; 参考厚度取自 NACA 65<sup>-</sup>010<sup>[2,3]</sup>, 这 2 例的参数见表 1。 $\sigma$  为无黏流动模型中的强度极限;  $\beta_{10}$  和  $\beta_{20}$  分别为入口气流角和出口气流角;  $S_0$  为原始翼型载荷系数。约束条件如下: 1) 几何约束。翼型中线保持下凹状态;  $0.15 \leq \bar{x}_T \leq 0.9$ ;  $0.5 \leq \alpha_1 \leq 1.7, 0.7 \leq \alpha_2 \leq 1.3; 0.8 \leq \gamma/\gamma_0 \leq 1.2$ 。2) 气动约束。优化后的入口气流角和出口气流角分别为  $\beta_1$  和  $\beta_2, \beta_1 = \beta_{10}, \beta_2 = \beta_{20}; -4\% \leq (S - S_0)/S_0 \leq 4\%, S = \int_0^1 (c_{p_p} - c_{p_s}) d\bar{x}, c_p$  为压力系数, 下标  $p, s$  分别表示压力表面和负压表面。

表 1 原始翼栅的工作参数

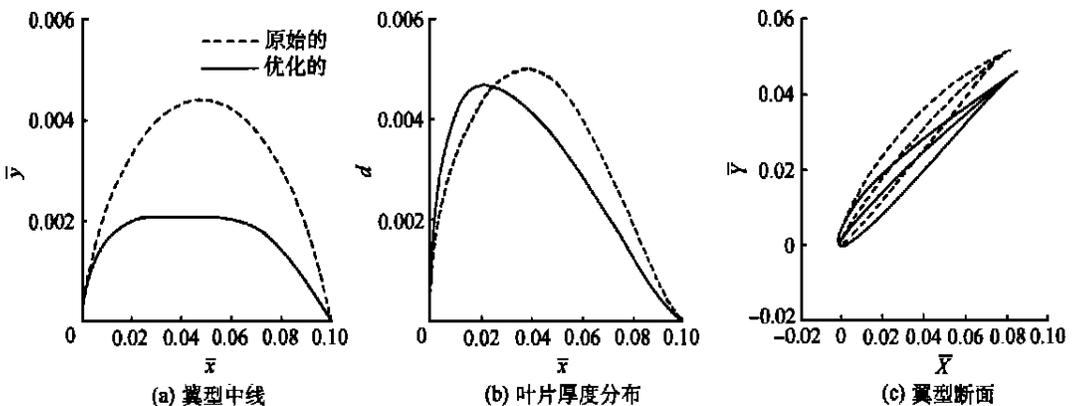
翼 型	$\sigma$	$\beta_{10}/(^{\circ})$	$\beta_{20}/(^{\circ})$	$\gamma_0/(^{\circ})$	$S_0$
NACA 65 <sup>-</sup> (08)10	1.0	45.0	27.0	31.3	39.7
NACA 65 <sup>-</sup> (12)10	1.0	45.0	25.4	32.9	46.8

图 2 示出(08)的原始翼型参数与优化结果。(12)的优化结果与(08)相近, 故图从略。图 2(e) 示出边界层形式参数的分布状况, 如果以  $H = 2.0$  作为边界层分离点的判据, 那么原始翼型的流动分离点位于翼弦线长 88% 的位置, 而优化翼型不发生分离; 对于(12), 原始翼型的流动分离点位于翼弦线长 83% 的位置, 优化后分离点移至 93% 处, 在载荷较大的情况下, 分离不可避免。图 2(f) 示出摩擦因数的分布状况, 优化后摩擦因数减小了, 即翼型损失降低了。

优化后翼型的共同特点:

- 1) 翼型中线曲率的最大值显著减小, 翼型中线的中间部分稳定平坦;
- 2) 最大厚度位置向翼型前缘移动;
- 3) 总体上翼型厚度减小。

这些特点使分离点移向翼型后缘, 同时, 使负荷向翼型前缘集中, 这点可由图 2(d) 看出。



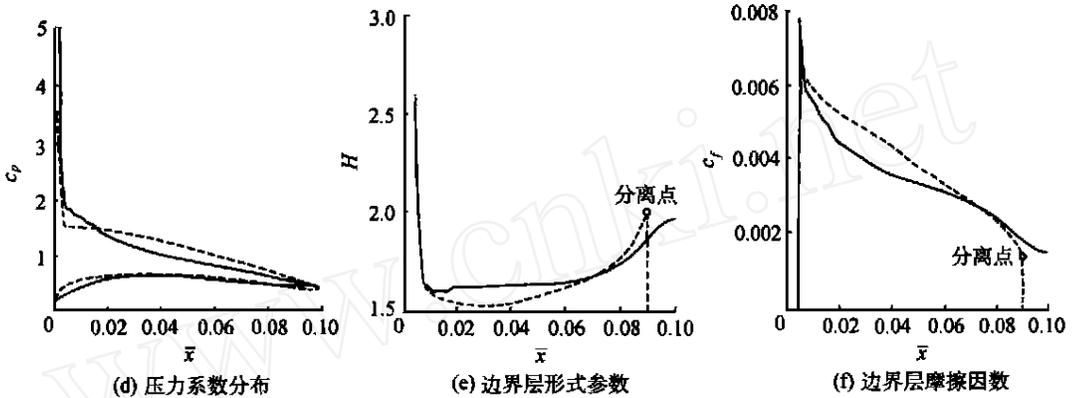


图2 NACA 65-(08)10翼型的原始参数和优化结果

#### 4 结束语

本文中提出了一种适用于二维翼栅不可压缩流动的优化翼栅翼型的设计方法,边界层的性质,特别是分离点的位置在这里被当作了控制的目标。由优化结果可以看出,翼型表面边界层的性质得到了改善,边界层的分离得到了控制。本例虽为不可压缩翼栅翼型的设计,但若对无黏程序和黏性边界层程序做适当的调整,还可应用于其他情况下的优化翼栅设计,比如可压缩流动、旋转的环形叶片翼栅等等。

#### 参 考 文 献

- 1 Sanger N L. The use of optimization techniques to design-controlled diffusion compressor blading. Trans of the ASME, 1983, 105(Apr): 256~ 264
- 2 Abbott IH, von Doenhoff A E. Theory of Wing Sections-Including a Summary of Airfoil Data. NY: Inc, 1959
- 3 Herrig L J, Emmerly J C, Erwin J R. Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds. TN:NACA, 1957. 3916
- 4 Stock H W, Haase W. Determination of length scales in algebraic turbulence models for Navier-Stokes methods. AIAA J, 1989, 27(1): 5~ 14
- 5 Kus U, Chauvin J. A Rapid method for predicting global and local performance of cascades with special emphasis on the calculation of the transition region. ASME, 1994, 94-GT-256