

# 跨音速翼型气动优化设计方法

Zubair Islam 朱一锟 朱自强 薛晓春  
(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

AERODYNAMIC OPTIMIZATION DESIGN METHOD OF TRANSONIC AIRFOIL

Zubair Islam, Zhu Yikun, Zhu Ziqiang, Xue Xiaochun

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

**摘 要** 提出了一种有效的跨音速翼型气动优化设计方法。翼型的流场解由欧拉方程的数值解提供。带约束条件的优化计算分别采用了直接法和间接法两种优化算法。算例结果表明, 本方法提供了一种跨音速翼型改型设计及新翼型设计的有效工具。

**关键词** 气动优化设计 跨音速翼型 欧拉方程

**中图分类号** V211.3, V244

**Abstract** An effective aerodynamic optimization design method of transonic airfoil is given. The numerical solution of Euler equations is provided as flowsolver. Both direct and indirect optimization methods are used for the optimization with constraints. Numerical results show that the method provides an effective tool for refining and designing a transonic airfoil.

**Key words** aerodynamic optimization design, transonic airfoil, Euler equation

跨音速翼型气动优化设计方法的核心是解翼型跨音速流场方法的精度和效率以及数值优化算法的鲁棒性和有效性。在本文介绍的气动优化设计方法中, 采用了欧拉方程的数值解法<sup>[1]</sup>提供翼型的流场解, 与传统上采用的全速势方程的数值解法相比, 它能较好地模拟流场中的激波以及相关的流动特点, 从而可提高流场解的精度。对于带约束优化中的直接法, 本文采用的是 Rosenbrock-Powell 方法<sup>[2]</sup>; 而间接法采用的罚函数法<sup>[3,4]</sup>。分别把上述数值优化算法与翼型的流场解法耦合则构成气动优化设计方法与计算程序。

## 1 翼型气动优化设计步骤

假设翼型气动优化设计的目标函数是  $f(Z)$ , 其中  $Z = [z_1 \ z_2 \ \dots \ z_n]^T$  是独立的设计变量,  $n$  是设计变量的个数。  $Z \in R^n$ ,  $R^n$  表示  $n$  维实欧氏空间。设计约束条件为  $g_i(Z) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m$ 。  $m$  表示约束条件的个数。翼型气动优化设计问题, 数学上可表达如下

$$\text{满足条件: } \left. \begin{array}{l} \min f(Z) \\ g_i(Z) \leq 0 \end{array} \right\} \begin{array}{l} Z \in D \subset R^n \\ i = 1, 2, \dots, m \end{array} \quad (1)$$

其中:  $D$  表示由  $m$  个约束条件所规定的可行域。

由于采用的流场解是欧拉方程的数值解, 未计及粘性效应, 翼型气动优化设计的目标函数选择了翼型的激波阻力系数  $C_{D_w}$  或  $C_{D_w}$  与升力系数  $C_L$  之比。

在来流马赫数  $Ma$  和翼型迎角  $A$  保持一定的情况下, 凡能影响翼型的  $C_{D_w}$  或  $C_{D_w}/C_L$  大小的参数都可被选为优化设计中的设计变量  $Z$ 。本文取描述翼型外形的翼面坐标作为优化设计中的设计变量。改变翼面坐标有多种方法, 如可采用解析形状函数法<sup>[5,6]</sup>和多项式拟合

函数法<sup>[7]</sup>。

优化设计开始时翼型的翼面坐标如用  $\bar{y}_b(\bar{x})$  表示,  $\bar{x}$  表示弦向的相对坐标,  $\bar{x} = x/c$ ,  $\bar{y}$  表示翼面到弦线的垂直距离(相对值),  $\bar{y} = y/c$ 。在解析形状函数法中, 为了改变翼型的外形, 在选择好的  $\bar{x}$  处分别叠加上一组光滑的解析形状函数  $F_i(\bar{x})$ , 即

$$\bar{y} = \bar{y}_b(\bar{x}) + \sum_{i=1}^n a_i F_i(\bar{x}) \quad (2)$$

图 1 给出了  $F_i(\bar{x})$  的图形,  $a_i$  表示待定的系数, 即设计变量。

在多项式拟合函数法中翼型的翼面坐标可用一个多项式函数来表示, 如

$$\pm \bar{y} = a_1 \bar{x} + a_2 \bar{x}^2 + a_3 \bar{x}^3 + a_4 \bar{x}^4 + a_5 \bar{x}^5 \quad (3)$$

式中:  $a_1 \sim a_5$  为 5 个待定的系数, 其中任意 4 个可被选为设计变量, 另 1 个系数由满足式(3)来确定, 以保证后缘封闭。

优化过程中需要某些约束条件, 以保证优化计算结果具有实用价值。如从减小激波阻力系数  $C_{D_w}$  来看, 翼型相对厚度  $\bar{t}$  应越小越好, 翼型升力系数  $C_L$  应越大越好, 显然这样的优化结果没有实用意义。所以, 附加一些几何约束条件和气动性能约束条件是完全必要的。

2 数值优化设计算例与讨论

算例 1 要求在  $Ma = 0.72$ ,  $A = 2.44$  时优化原始翼型 NACA0012。选择目标函数为  $f = C_{D_w}$ , 取设计变量数  $n = 10$ , 采用解析形状函数法, 允许上、下翼面均变化。优化算法采用间接法, 约束条件为  $C_L \geq 0.45$ ,  $A \geq A_0$ ,  $\$C_p \geq 0$ 。其中:  $A$  代表翼型的横截面积;  $A_0$  代表原始翼型的  $A$ ;  $\$C_p = C_{p_l} - C_{p_u}$  代表沿弦向各点处上、下翼面压力系数的增量。计算结果表明, 优化过程中要求  $\$C_p \geq 0$  将保证沿翼面的  $C_p$  分布光滑, 乃至翼面光滑。计算结果见表 1。

由表 1 可见, 优化解与原始翼型在几乎相同的  $C_L$  下,  $C_{D_w}$  下降 59%, 升阻比  $C_L/C_{D_w}$  上升 143%, 达到 104.756, 效果是相当明显的。图 2 给出了翼型外形的比较, 图 3 给出了相应的表面压强分布的比较, 图 4 给出了 NACA0012 翼型和优化解翼型的  $C_{D_w} \sim Ma$  (包括非设计点下的数据) 的变化曲线。优化解获得的增益都是由上翼面局部激波的减弱带来的效果<sup>[8]</sup>。

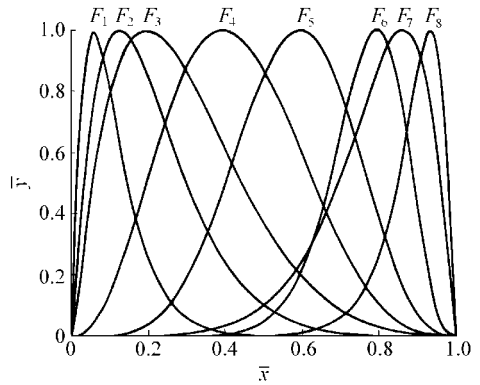


图 1 解析形状函数

表 1 算例 1 计算结果(Ma = 0.72, A = 2.44)

参 数	优化前	优化解	相对变化量/%
$C_{D_w}$	0.01055	0.00432	- 59.05
$C_L$	0.45357	0.45255	- 0.22
$C_L/C_{D_w}$	42.992	104.756	143.66
A	0.08172	0.08353	2.21

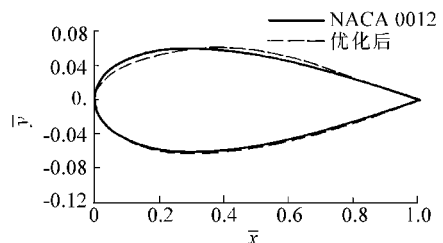


图 2 翼型外形的比较(Ma = 0.72, A = 2.44)

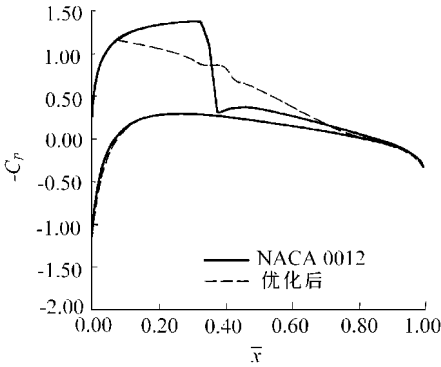


图 3 翼面压强系数  $C_p$  分布的比较

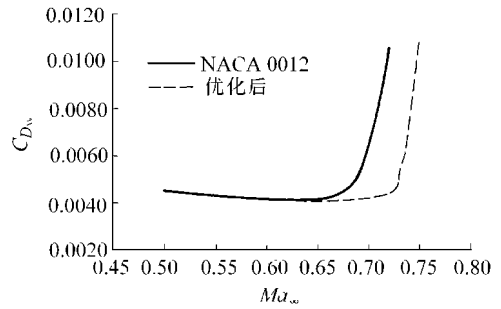


图 4  $C_{D_w}$ -Ma 变化的比较

算例 2 要求在  $Ma = 0.75$ ,  $A = 2.57$  时优化原始翼型 NACA0012。选择目标函数为  $f_1 = 1/C_L$ ,  $f_2 = C_{D_w}/C_L$ , 设计变量数  $n = 5$ 。采用解析形状函数法, 允许改变翼型的弯度分布, 但要求厚度分布不变。优化算法采用直接法, 约束条件为  $C_L \geq 0.8$ ,  $A = A_0$ ,  $C_p \geq 0$ 。计算结果见表 2。计算中先选择  $f_1 = 1/C_L$  作为目标函数, 用改变弯度增加  $C_L$  至满足约束条件, 再以  $f_2 = C_{D_w}/C_L$  为目标函数继续优化。表 2 所列为两步优化的最终结果。

表 2 算例 2 计算结果( $Ma = 0.75$ ,  $A = 2.57$ )

参 数	优化前	优化解	相对变化量/ %
$C_L$	0.5212	0.8009	53.66
$C_{D_w}$	0.0234	0.0210	- 10.25
$C_L/C_{D_w}$	22.273	38.138	71.23

算例结果表明, 可通过优化设计改变低速对称翼型 NACA0012 的弯度分布使之成为跨音速高升力翼型。在  $C_L > 0.8$  的情况下,  $C_L/C_{D_w}$  可达 38.138, 相对于原始翼型增大了 71%。

算例 3 要求在  $Ma = 0.8$ ,  $A = 0$  时优化 NACA0012, 选择目标函数为  $f = C_{D_w}$ , 设计变量数  $n = 4$ 。采用多项式拟合函数法, 允许上、下翼面都变化, 但始终保持上下对称, 即只改变厚度分布。优化算法采用直接法, 约束条件为翼型最大相对厚度  $\bar{t} \leq 0.12$ 。计算结果见表 3。

表 3 算例 3 计算结果( $Ma = 0.8$ ,  $A = 0.0$ )

参 数	优化前	优化解	相对变化量/ %
$C_{D_w}$	0.01114	0.002473	- 77.80

可见,  $C_{D_w}$  下降了约 78%, 效果显著。

直接法和间接法两种优化方法用于同一算例的计算表明<sup>[8]</sup>, 直接法 (Rosenbrock-Powell 方法) 的有效性高于间接法 (Simplex 方法), 但当设计变量个数较少时, 或原始翼型与优化解翼型外形变化不大时, 间接法的收敛速度也相当快, 而且其鲁棒性比较好。

### 3 结束语

本文介绍了一种跨音速翼型气动优化设计方法, 适用于不同的原始翼型。算例表明优化解翼型的跨音速气动特性都获得了很大改善。根据不同的优化设计要求, 可选择不同的几何外形摄动变化方法和约束条件来进行优化计算, 设计变量数也可以任意选择, 因此本方法有

较大的灵活性, 很适合于翼型的改型设计及新翼型设计。

### 参 考 文 献

- 1 Sickonen T, Hoffren J. FINFLO: A finite volume based computer program for two-dimensional and axisymmetrical compressible flow. Report No. B-19, Finland Helsinki University of Technology, 1989
- 2 Heinrich G Jacob. Rechnergestützte optimierung statischer and dnamischer system-beispiele mit FORTRAN-programmen. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, New York, 1982
- 3 Himmelblau D M. Applied nonlinear programming. McGraw-Hill Book Company, 1972
- 4 Sliwa S W, Arbuckle P D. OPDOT: A computer program for the optimum preliminary design of a transport airplane. NASA TM-81857, 1983
- 5 Taylor C, Gresho P, Sam R L, et al. Numerical methods in laminar and turbulent flow. Proceedings of the Six International Conference, 1989
- 6 Hager J O, Eyi S, Lee K D. Multi-point design of transonic airfoils using optimization. AIAA paper 92-4225, 1992
- 7 Vinh H, van Dam C P, Dwyer H A. Shape optimization for aerodynamic efficiency and low observability. AIAA paper 93-3115, 1993
- 8 Zubair Islam. Improvement in the transonic/supersonic aerodynamic characteristics, and radar cross section minimization of a given airfoil at various aerodynamic, RCS and geometric constraints through shape optimization: [学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1997

## 电子期刊简介

### 《中国学术期刊(光盘版)》简介

《中国学术期刊(光盘版)》(《CAJ-CD》)是国家新闻出版署批准创办,由清华大学主办的我国第一个大规模全文现刊集成化学术电子期刊。根据国家新闻出版署音像司新出音管[1996]第7号文,《中国科技期刊(光盘版)》以电子书号方式已出版近一年,取得很大进展。目前,入编期刊已达2600多种,中国学术期刊文献检索咨询站已建立700多个。最近,国家新闻出版署发文(新出音[1997]775号)批复国家教委,批准清华大学以电子刊号(共8个刊号)方式正式创办《中国学术期刊(光盘版)》。

该刊将遴选我国正式出版的中、英文自然科学、工程技术、人文和社会科学核心和专业特色期刊3500种,分为理工A、B、C、农业、医药卫生、文史哲、政治经济法律、教育与科学综合八辑,按月与印刷版同步出版,向国内外公开发行。作为一个大型全文检索导读咨询系统,读者既可以直接上机检索、阅览、选摘,也可以由设立中国科技期刊文献检索咨询站的图书情报单位针对读者的不同需要提供产品化的专项咨询服务。《CAJ-CD》全文检索管理系统软件根据不同用途发行对象分为国际版、检索站版、普通版和专家版四大系列,前三个系列支撑软件均有单机和局域网络版,并可为读者打印原版全文。

《航空学报》中、英文版已于1996年第一批先后加入《中国学术期刊(光盘版)》。

(李铁柏)