

跨音速翼型多参数多约束优化设计方法

西北工业大学 钟伯文** 乔志德

【摘要】 本文通过采用 EXTREM 数值优化方法并基于求解全速势方程的跨音速粘流翼型计算方法, 研究发展了一种应用形状函数修形的跨音速翼型多参数多约束数值优化设计方法, 应用该方法可以从普通低速翼型和超临界翼型出发通过数值优化后得到在跨音速区阻力系数最小化的翼型几何外形。设计表明, 该方法具有收敛快、调用目标函数次数少等优点。

关键词: 跨音速翼型 数值优化 全速势方程

1 设计方法

新的翼型设计技术是采用数值优化方法和翼型气动性能计算程序的结合来实现计算机自动寻优^[1~3], 但多数作者都采用了需求目标函数导数的非直接的数值优化方法以及翼型的无粘流计算程序。本文给出一种采用无需求函数导数的直接数值优化方法探寻算法 (EXTREM)^[4]和能够分别考虑层流和紊流的快速可靠的粘性流动翼型性能计算程序^[5]耦合来进行跨音速翼型设计的数值优化设计方法。应用表明, 本文发展的数值优化设计方法对处理多参数多约束的跨音速翼型设计问题实用有效。

翼型的数值优化设计过程是从一个基本翼型出发的, 翼型的几何形状在程序中表达为:

$$Y_{us} = Y_{us_{basic}} + \sum a_i f_i, \quad Y_{ls} = Y_{ls_{basic}} + \sum b_i g_i \quad (1)$$

其中 $Y_{us_{basic}}$ 和 $Y_{ls_{basic}}$ 为基本翼型的上、下表面坐标, f_i 和 g_i 为形状函数, a_i 和 b_i 为设计变量, 翼型的几何外形取决于设计变量的变化和形状函数值的大小。翼型性能计算程序和优化程序通过目标函数的最小化以及设计变量来建立联系。设计变量变化将产生新的翼型, 新翼型的性能通过翼型性能计算程序进行计算得到新翼型的阻力系数, 从而得到新的目标函数值, 然后, 设计变量的值根据数值优化方法的要求再次发生变化。重复这一过程就将获得目标函数最优化的翼型几何外形。

1.1 翼型形状函数

本文将采用以下 8 个函数作为翼型上、下表面的形状函数来进行数值优化设计。

$$f_i = \sin^4(\pi X^{n_i}) \quad i = 1, 2, 3, 4, 5; \quad f_i = \sin^4[\pi(1-X)^{n_i}] \quad i = 6, 7, 8 \quad (2)$$

$i = 1, 2, 3, 4, 5$ 时, 取 $n_i = \log 0.5 / \log X_i$, 使函数的峰值在 X_i 处, X_i 分别为 0.06、0.13、0.2、0.4、0.6。对于 $i = 6, 7, 8$, 取 $n_6 = n_3$, $n_7 = n_2$, $n_8 = n_1$, 使其峰值分别在 0.8、0.87、0.94 弦长处。上述 8 个翼型形状函数的曲线分布见图 1。

1.2 跨音速翼型粘流计算程序

本文的跨音速翼型气动性能计算是采用“先进翼型设计计算微机系统”FOIL 软件^[5]进行的。该系统可进行亚、跨、超翼型的设计计算。在跨音速翼型的计算中,采用著名的BGKJ 程序求解势流,用经过可压缩变换的Thwaites 层流计算方法计算层流附面层,用Nash 方法计算紊流附面层,用经过优选的方法计算转捩位置(包括固定转捩和自然转捩)和确定分离位置,从而得到位移厚度和附面层各参数,通过粘流与势流迭代计算出跨音速粘流气动特性。采用该程序的主要原因是该程序对作为目标函数的阻力系数的预计与实验结果符合很好。图2 给出了NACA 0012 翼型($Ma = 0.8$, $Re = 9.0 \times 10^6$, $C_L = 0.299$, 固定转捩 $\bar{x}_T = 0.03$) 的

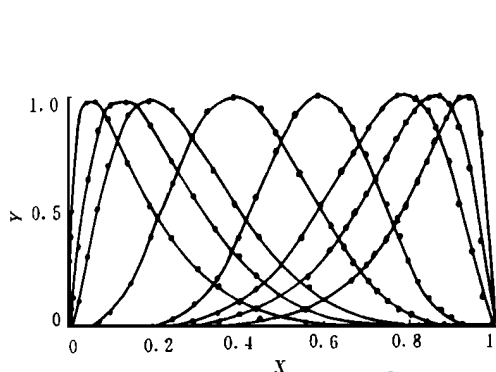


图1 翼型形状函数曲线分布

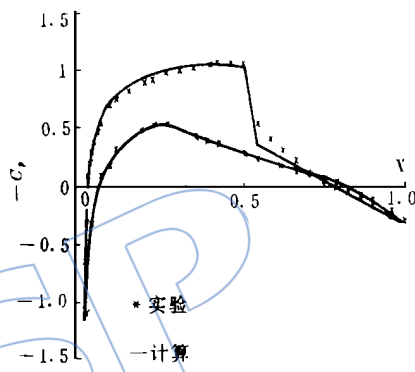


图2 NACA 0012 翼型压力分布比较

压力分布计算结果与实验结果比较,实验结果取自文献[6]。

1.3 数值优化方法

本文采用的探寻算法(EXTREM)数值优化方法^[4]可以处理有约束多变量的数值优化问题,而无需计算目标函数的导数,它在确定探寻方向方面与Rosenbrock 方法一致,即对于 m 个自变量的寻优问题,用初始值 $\vec{C}$ 和初始步长 $\vec{D}$ 确定一个主要探寻方向:

$$\vec{S}^{(1)} = \vec{C} + \vec{D}\vec{C} \quad (3)$$

在主要探寻方向寻优后,用Gram-Schmidt 正交化方法定义 $m-1$ 个相互正交的次要探寻方向,优化过程中通过后一级与前一级最优点的直线连接

$$\vec{S}^{(k+1)} = \vec{X}^{(k+1)} - \vec{X}^{(k)} \quad (4)$$

作为下一次主要探寻方向。而沿某一个方向的寻优方法则与Powell 法一样,即通过近似抛物线法内插或外推得到。在执行每个探寻步或外推步时,都要检验控制量是否满足约束,通过放大或缩小步长来自动考虑约束。这一做法业已证明具有很好的收敛性^[4]。

2 设计结果及讨论

在不同的设计问题中,对翼型的几何外形有不同的要求。本文在下面所做的两个算例均要求上、下表面发生相同的变化以保持不变的截面面积。

设计问题1:选择已有的跨音速翼型RAE2822 作为基本翼型,要求设计一个跨音速翼型,使其在升力系数 $C_L = 0.7$ 、 $Re = 2.0 \times 10^6$ 、 $Ma = 0.75$ 时有最小化的阻力系数。

本设计将选用前述8 个形状函数。对该翼型在 $C_L = 0.7$ 、 $Ma = 0.75$ 时的阻力系数进行数

值优化, 得到 8 个设计变量为:

$$\begin{aligned} a_1 &= 0.002093 & a_2 &= 0.000130 & a_3 &= -0.002103 & a_4 &= -0.003837 \\ a_5 &= 0.001169 & a_6 &= 0.001983 & a_7 &= -0.000980 & a_8 &= 0.002522 \end{aligned}$$

优化后的翼型, 阻力曲线, 在 $Ma = 0.75$ 时的压力分布曲线和几何外形见图 3。图 3 (c) 为了比较几何外形在 Y 方向的比例放大了一倍。

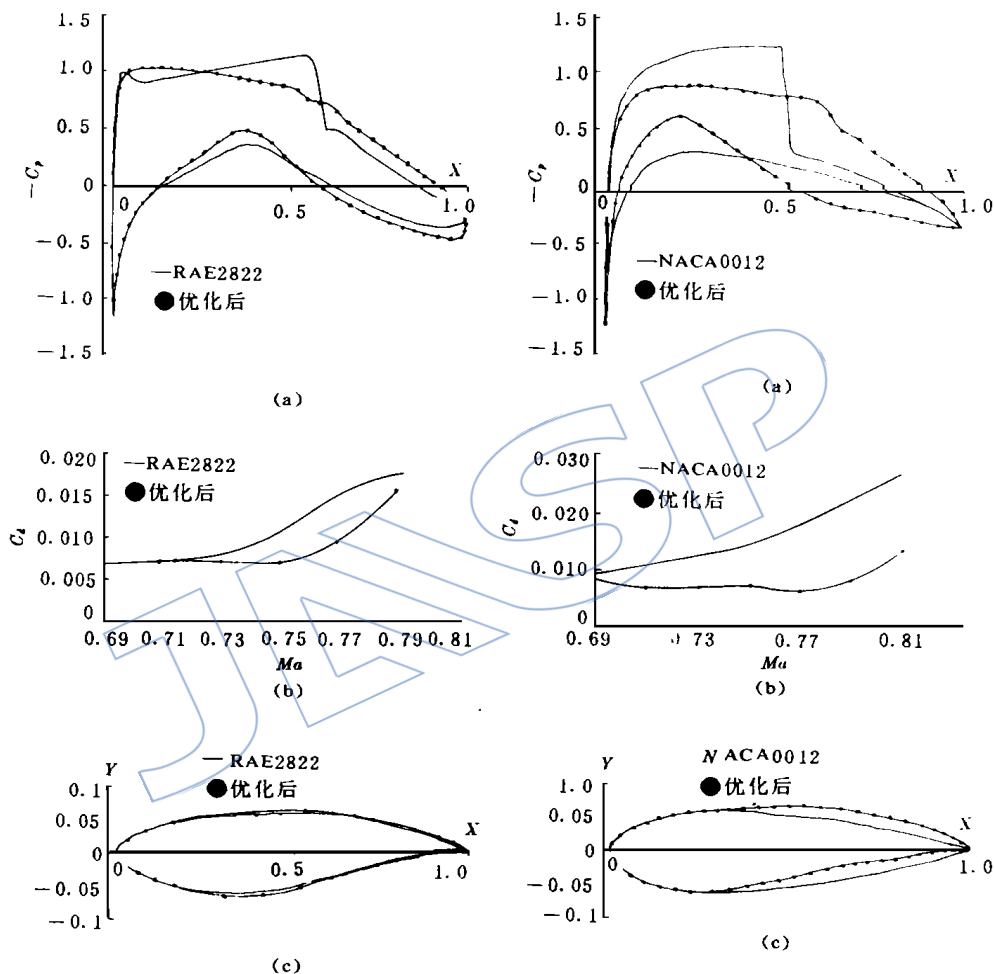


图 3 RAE2822 优化前后的

(a) 阻力系数 (b) 压力分布 (c) 几何外形

图 4 NACA 0012 优化前后的

(a) 阻力系数 (b) 压力分布 (c) 几何外形

本设计优化前、后翼型的气动参数结果比较见表 1。从结果可以看出, 优化后的翼型在 $Ma = 0.75$ 时的阻力系数与原基本翼型相比总阻力下降了 35.5%, 激波阻力下降了 85.7%, 升阻特性得到很大改善。

设计问题 2: 选择普通的 NACA 0012 对称翼型作为基本翼型, 该翼型通常用于低速飞行状态, 它在跨音速飞行状态的气动特性不好。本文期望通过修改它来获得一个在升力系数 $C_l = 0.5$, $Re = 6.5 \times 10^6$, $Ma = 0.77$ 时具有较好气动特性的翼型。

翼型的形状函数仍采用前述 8 个函数, 根据本文发展的数值优化设计方法, 得到 $Ma =$

0.77 时的优化翼型, 8 个设计变量为:

$$\begin{aligned} a_1 &= 0.000030 & a_2 &= -0.000003 & a_3 &= -0.002356 & a_4 &= 0.002840 \\ a_5 &= 0.008915 & a_6 &= 0.010326 & a_7 &= 0.003241 & a_8 &= 0.000449 \end{aligned}$$

该翼型的阻力曲线, $M_a=0.77$ 时的压力分布曲线以及翼型的几何外形见图 4。图 4 (c) 为了比较几何外形在 y 方向的比例放大了一倍。本设计优化前、后翼型的气动参数结果比较见表 1。从结果可以看出, 优化后的翼型由于翼型后部形状的抬高变成为超临界翼型, 它在 $M_a=0.77$ 时的阻力系数与原基本翼型相比总阻力下降了 63.5%, 激波阻力下降为 0, 升阻比获得 178.5% 的巨大提高。

表 1 翼型气动参数比较

气动参数	基本翼型		优化后翼型		变化百分数	
	问题 1	问题 2	问题 1	问题 2	问题 1	问题 2
C_l	0.6965	0.4920	0.6976	0.4997	+ 0.158	+ 1.57
$\alpha (^\circ)$	2.3321	2.5996	1.4210	0.5908	- 39.07	- 76.74
C_{dw}	0.0028	0.0117	0.0004	0.0000	- 85.71	- 100.0
C_d	0.0107	0.0181	0.0069	0.0066	- 35.51	- 63.54
C_l/C_d	65.09	27.18	101.10	75.71	+ 55.32	+ 178.55

本设计在 Intel 486 上进行, 调用目标函数 263 次, 计算机时为 2 小时 55 分。

结论 (1) 本方法可以从普通低速翼型出发优化得到具有超临界翼型特性的低阻力跨音速翼型。并具有收敛快, 调用目标函数次数少等优点。(2) 本方法可使翼型在设计点的总阻力下降 30~ 60%, 并完全消除激波阻力, 因而, 优化后翼型的升阻特性得到了很大的提高。

参 考 文 献

1 Hicks R M , Vanderplaats G N , Muman E M and King R R. A irfoil Section Drag Reduction at Transonic Speeds by Numerical Optimization. SAE Paper760477, 1976

2 Chen M S and Chow C Y. Numerical Optimization Design of Transonic A irfoils. Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flow, Vol. 6, Part 1, 1989, 6

3 Hicks R M and Vanderplaats G N. Application of Numerical Optimization to the Design of Supercritical A irfoils without Drag- Creep. SAE Paper 770440, 1977

4 Jacob H G. Rechnergestützte Optimierung Statischer and Dynamischer Systeme. Springer Verlag, 1982

5 乔志德. 翼型计算与设计的微机系统. 全国计算机应用名录, 机电部, 1988

6 Harris C D. Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 A irfoil in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel. NACA TM -81927, 1981

(责任编辑 魏星禄)