

基于气动数值模拟的翼型反设计方法

赵小虎 阎 超

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

AERODYNAMIC INVERSE DESIGN METHOD OF AIRFOIL VIA CFD

Zhao Xiaohu, Yan Chao

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

摘 要 将计算流体力学(CFD)与反设计技术相结合,通过数值求解欧拉方程,对翼型绕流流场作出数值模拟,再用几何和流动控制方程,反复迭代求得满足给定流场的翼型。以 NACA0012 为初始翼型,RAE-2822 为目标翼型,选取两种工况,都取得了满意的结果。

关键词 反设计 翼型 计算流体力学

中图分类号 V211.3

Abstract An aerodynamic inverse design method is developed which couples computational fluid dynamics(CFD) with numerical optimization. Starting from an initial baseline configuration, an airfoil shape which satisfies the given pressure distribution is found by solving the geometric and flow control equations using the CFD. The design method is tested for several transonic airfoils. The results demonstrate that the method can be an attractive design tool for aerodynamic design.

Key words inverse design, air foil, computational fluid dynamics(CFD)

传统的翼型气动设计方法是借助于经验、现有翼型资料、风洞实验和飞行试验,通过多次分析、计算和实验来逐步修形改进,这种方法耗时耗资,同时还要求设计人员有丰富的经验和专业知识,而且所设计出翼型的气动特性也不尽如人意,随着现代飞行器的越来越复杂,设计周期的越来越短,这类设计方法面临着严峻的挑战。近十年来随着 CFD 的发展产生的反设计方法(Inverse Design)是气动外形设计的一种新概念、新方法,其基本思路是:先给定希望达到的流场(一般是压力分布),再借助于几何和流动控制方程反复迭代实现反问题求解,以求得满足给定流场的翼型。

反设计方法能够通过计算机实现自动优化的气动设计,省时省力,是今后计算流体力学的主要研究方向之一,具有广泛的应用前景。

1 反设计方法

本文将最优化技术引入了反设计过程,以提高计算效率和优化效果,其基本过程如下:先给定希望达到的流场分布(一般为压力分布,称之为目标压力分布),以及初始的基本翼型,为了从初始翼型设计出能产生目标压力的翼型,将翼型表示为:基本翼型+几何扰动,几

何扰动由表示几何形线的形状函数乘以加权系数来表示, 用 Euler 方程求得翼型的压力分布, 由该压力分布同目标压力分布之差, 通过最优化技术使该压力差最小, 从而求得加权系数——也就是优化设计变量, 得到新的基本翼型几何形状, 如此反复迭代, 直至设计出的翼型压力分布同目标压力分布之差满足要求。

计算中, 设计翼型的几何形状表示为

$$Y^{(n+1)}(x) = Y^{(n)}(x) + \Delta Y^{(n)}(x) = Y^{(n)}(x) + \sum_{k=1}^K \Delta^n f_k(x) \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (1)$$

其中: $Y^{(0)}(x)$ 是初始翼型的几何坐标; $Y^{(n)}(x)$ 是第 n 次迭代得到的设计翼型的几何坐标; Δ^0 是设计变量初值; Δ^n 是第 n 次优化得到的设计变量; $f_k(x)$ 是形状函数。采用如下的多项式形状函数^[1,2]

$$f_k(x) = 1 - \begin{cases} \left(\frac{x_k - x}{x_k} \right)^2 \left[1 + \frac{A}{(1 - x_k)^2} \left(\frac{x}{x_k} \right) \right] & 0 < x \leq x_k \\ \left(\frac{x - x_k}{1 - x_k} \right)^2 \left[1 + \frac{B}{(x_k)^2} \left(\frac{1 - x}{1 - x_k} \right) \right] & x_k < x \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $A = \max(0, 1 - 2x_k)$, $B = \max(0, 2x_k - 1)$ 。

式(1)实质上就是每一次翼型的调整都是在上一次迭代后的翼型上进行的, 是用新的设计变量在上次迭代后的翼型上增或减来得到新的设计翼型, 因此式(1)可写为

$$Y_{\text{design}}(x) = Y_{\text{original}}(x) + \Delta Y^{(1)}(x) + \Delta Y^{(2)}(x) + \dots \quad (3)$$

其中: $Y_{\text{design}}(x)$ 是设计翼型的几何外形; $Y_{\text{original}}(x)$ 是初始翼型的几何外形; $\Delta Y^{(n)}(x)$ 是第 n 次迭代后的翼型改变量。

新的设计变量是通过最优化技术获得的, 具体求法如下:

定义目标函数 G 为

$$G = \sum_{i=1}^I \left(P_{t_i} - P_{d_i} - \sum_{k=1}^K \frac{\Delta P_i}{\Delta D} \right)^2 \Delta S_i \quad (4)$$

若 $D(j = 1, K)$ 使目标函数最小, 则:

$$\frac{\Delta G}{\Delta D} = 0 \quad (5)$$

上式经整理后可写为

$$\sum_{k=1}^K \left[\sum_{i=1}^I \left(\frac{\Delta P_i}{\Delta D} \right) \left(\frac{\Delta P_i}{\Delta D} \right) \Delta S_i \right] \Delta D = \sum_{i=1}^I \left(\frac{\Delta P_i}{\Delta D} \right) (P_{t_i} - P_{d_i}) \Delta S_i \quad (6)$$

其中: ΔS_i , P_{t_i} , P_{d_i} 分别表示翼面上 i 处的面元长度(二维)、目标压力值和设计压力值; $\Delta P_i / \Delta D$ 表示流场对翼型扰动的反应。以 $k = 1$ 为例, 当 x_1 处翼面改变 D , 则整个翼型改变量 $\Delta Y(x) = D f_1(x)$, 用 Euler 方程求得翼型改变后的压力分布, 与翼型改变前的压力分布进行比较, 设翼面上 i 处翼型改变前后的压力偏差为 ΔP_i , 则 $\Delta P_i / \Delta D = \Delta P_i / D$ 。

反设计的过程为: 已知第 n 次迭代得到的翼型几何坐标 $Y^{(n)}(x)$ ($n = 0$ 时为初始翼型), 用 Euler 方程求出相应的压力分布 P_{d_i} 及 $\Delta P_i / \Delta D$, 与目标压力分布比较, 由式(6)求出新的设计变量 Δ^n ($k = 1, K$) ($n = 0$ 时为设计变量初值), 从而得出扰动量 $\sum_{k=1}^K \Delta^n f_k(x)$, 再由式(1)算出新的翼型几何坐标 $Y^{(n+1)}(x)$, 如此反复, 最终设计出满足要求的翼型。

2 欧拉方程数值计算

控制方程为无粘二维可压非定常 Euler 方程, 其无量纲化后的积分形式为

$$\frac{d}{dt} \int W dt + \int \delta n dS = 0 \quad (7)$$

其中: $W = (Q, Qu, Qv, Q\epsilon)^T$; f 为对流通量矢量。

采用 Jameson^[3] 的显式中心有限体积法离散控制方程, 具体步骤如下: 在有限体积单元上对控制方程进行空间半离散化, 变量位于网格单元中心, 并且引入人工粘性通量, 得到如下的形式

$$\frac{d}{dt} (8_{ij} W_{ij}) + Q_{e,ij} - D_{ij} = 0 \quad (8)$$

上式中, 对流通量 $Q_{e,ij} = \sum_{k=1}^4 f_k S_k$ 。

人工粘性通量的引入是为了衰减中心差分代替微分时的高频误差分量及抹平激波附近的振荡, 本文使用 Jameson 的四阶、二阶差分混合形式^[3]。引入人工粘性通量后, 方程(8)即可写为时间的常微分方程, 按 Range-Kutta 五步步进格式求解。此外, 本文还采用了隐式残差平滑、当地时间步长、焓阻尼、连续网络细化等加速技术。边界条件处理如下: 固壁边界满足壁面无穿透条件; 远场边界, 在亚音速按照 Riemann 不变量计算, 超音速时远场边界处流动值依入流、出流的不同情况, 分别取为自由来流值或内场点外插值。目前国内外大都用插值的方法求解壁面压力, 但根据我们的研究, 插值方法精度较差, 如造成总压损失较大, 也可能引起边界上通量不守恒, 本文采用动量关系式方法则可以提高精度, 保证边界上守恒性要求, 另外为保证严格满足壁面垂向速度为零, 以保证壁面通量守恒, 采用逆变速度分量的方法求解壁面上的速度分量。

3 计算结果与分析

计算网格数为 97×25 , 形状函数数目为上下翼面各 5 个, 初始翼型几何数据、目标翼型压力分布均得自 AGARD 实验数据^[4]。图 1~图 5 给出 2 种工况的计算结果, 均以 NACA0012 为初始翼型, RAE-2822 为目标翼型, 2 种工况分别为 CASE1: $Ma = 0.725$, $A = 2.55^\circ$; CASE2: $Ma = 0.676$, $A = 2.40^\circ$ 。

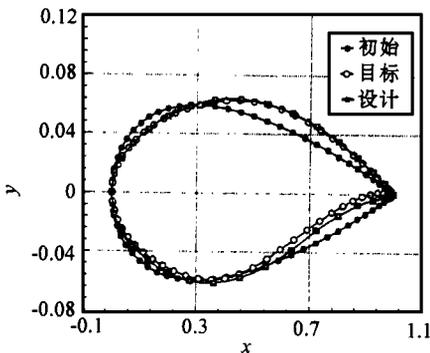


图1 工况1时设计翼型, 初始翼型与目标翼型比较图

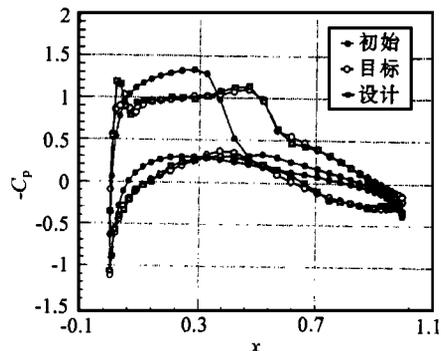


图2 工况1时设计翼型、初始翼型压力分布与目标压力分布比较图

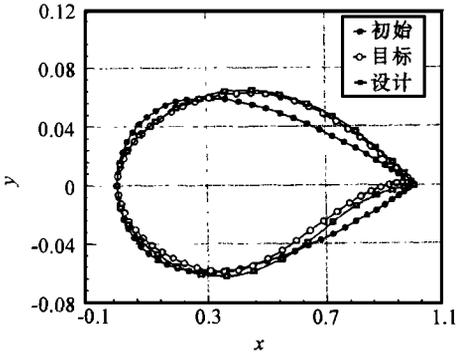


图 3 工况 2 时设计翼型、初始翼型与目标翼型比较图

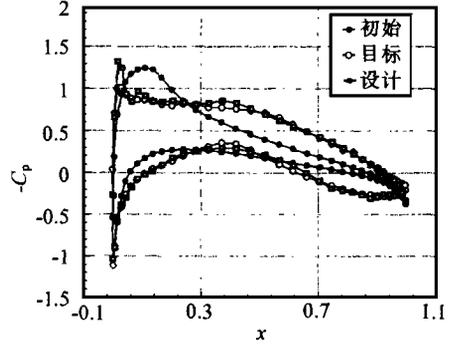


图 4 工况 2 时设计翼型压力分布、初始翼型压力分布与目标压力分布比较图

由图 1~图 5 可见, 使用本文方法设计出的翼型与初始翼型相差很大, 与目标翼型吻合很好, 设计翼型压力分布与目标翼型压力分布也很吻合, 2 种工况下反设计出的翼型也基本吻合, 说明本方法精确度高、可靠性好, 而且计算中一般只需 5~6 次迭代就可设计出令人满意的翼型。由图也可以看出设计出的翼型完全符合超临界翼型的特点(上翼面平滑, 下翼面前缘饱满, 后缘有负弯度, 称之为后缘加载)。

计算中发现: 计算结果和计算时间受形状函数及网格数的影响很大, 形状函数及网格的数目越多, 计算结果越好, 但花费的时间增长很快, 受计算条件的限制, 本文算例的形状函数及网格数较少, 因此设计出的压力分布与目标压力分布在个别点(如上翼面前缘点)不甚吻合, 计算结果尚有改进余地。

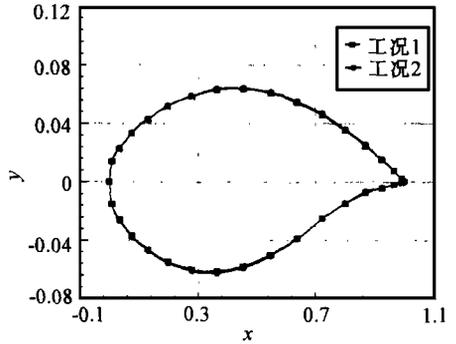


图 5 两种工况下设计出的翼型比较图

参 考 文 献

- 1 Lee D. Application of computational fluid dynamics in transonic aerodynamic design. AIAA-93-3481-CP, 1993
- 2 Lee K D, Eyi S. Aerodynamic design via optimization. Journal of Aircraft, 1992, 29(6): 1012~1019
- 3 Jameson, Schmidt W, Turkel F. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping schemes. AIAA paper 81-1259, 1981
- 4 Barche J, et al. Experimental data base for computer program assessment. AGARD Advisory Report No 138, 1979