

跨音速机翼数值优化设计方法

朱一锴

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京, 100083)

H1 Sobieczky

(德国 Göttingen 宇航研究院流体力学研究所)

NUMERICAL OPTIMIZATION METHOD FOR TRANSONIC WING DESIGN

Zhu Yikun

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

H. Sobieczky

(DLR Inst. f. Fluid Mechanics, Bunsenstr. 10, D237073, Göttingen, Germany)

摘要 优化设计方法由机翼外形和计算网格生成方法、跨音速机翼全位势方程数值解法和数值优化算法等方法组成。采用独特的机翼外形曲线拟合函数摄动方法来改变机翼。数值实验表明, 只须在半翼展中部剖面上选择两个结点处的翼面坐标进行摄动, 即可获得气动上满意的优化解答, 并可节省大量机时。

关键词 跨音速流, 机翼, 数值分析, 最优化

中图分类号 V211.114, V211.141, V211.13, O354.12

Abstract The method consists of wing geometry and grid generation, transonic full potential solver and numerical optimization algorithm, etc. An especial perturbation technique of curve fitting shape function is applied for variation of the wing shape. Numerical test indicated that it only needed to perturb the ordinates of two spline support points located at the section of the middle semispan of the wing. An aerodynamically satisfactory optimization solution can be obtained, greatly saving the CPU time.

Key words transonic flow, wings, numerical analysis, optimization

通常为了获得气动性能优良的跨音速机翼, 工程设计大都采用试探法。根据设计要求反复计算、分析、实验和修改外形, 经过比较计算结果、特别是风洞模型实验结果之后定型。其缺点不仅过于耗费人力和财力, 且不能保证获得最优外形。

设计跨音速机翼的另一种方法为经典的反设计方法, 即根据翼面上的目标压力分布来寻求相应的翼面外形。国内在这方面已作了许多有益的工作^[1,2]。但是, 这种方法迄今未能很好地解决以下两个难题: 一是如何给定目标压力分布; 二是给定目标压力分布后理论上不能保证必然有相应的翼面外形存在, 即存在不适定现象。

跨音速机翼优化设计方法, 要求输入的仅是初始外形; 然后按照预定的设计要求(目标函数)以某种特定方式(取决于采用的数值优化算法和优化策略)改变外形, 求数值解答; 在尽可能多的方案中寻求相应的最佳翼面形状。它可以克服试探法和反设计方法的问

题和困难。所以近年来在国外这种方法发展很快,被认为是设计跨音速机翼最直接和最有前途的方法^[3,4]。

以往,跨音速机翼优化设计方法的主要缺点是耗费计算机机时过长。这主要是由于绕流的非线性性质和优化设计变量数目过多造成的。现采用独特的机翼外形曲线拟合函数摄动方法,可大幅度地减少优化设计变量克服机时过长的缺点,使其成为实用的设计工具。

1 优化设计方法

跨音速机翼优化设计方法包括数值优化算法、机翼外形和计算网格生成方法、跨音速绕流数值求解方法及优化设计策略等方面。

1.1 机翼外形和计算网格生成方法

H1 Sobieczky 发展了一种使用某些简单解析函数生成机翼外形的方法^[5],使用十分灵活快捷,无需储存大量翼面结点数据。其另一特点是通过适当调整一组相关参数,在放大 z 方向坐标尺度基础上采用样条函数插值,求出所需的翼面外形坐标值。这将带来以下优点:可较好地控制前缘或上翼面等敏感区的局部曲率大小;可避免在样条曲线上产生的一般振荡;生成或改变翼面形状只需输入少量翼面结点坐标。这些对于优化设计特别有用。采用这种方法与程序^[6]和一个快速 C 型网格生成方法相耦合,再加上流场计算所需的近似远场流动界面和对数型机翼尾迹界面,则可生成机翼外形与流场计算用的全部网格。

1.2 跨音速机翼绕流数值解法

采用 Jameson 全位势方程数值解法与程序 FLO227 的改型,并移植到 Sparc 1 工作站运行。该方法流动主控方程是恒型全位势方程。在满足精确边界条件下,利用有限体积法和多层网格技术求解流动主控方程,可加快收敛速度和提高解的精度。

1.3 数值优化算法

假设优化设计目标函数 F 是独立设计变量 X ($X = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$) 的函数。 n 是独立设计变量的个数。优化设计问题数学上可表述为求

$$\min F(X), X \in D \subset R^n \quad (1)$$

在约束条件

$$g_i(X) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m \quad (2)$$

下的最优解。其中 R^n 表示 n 维实欧氏空间; g_i 是第 i 个约束条件; m 是约束条件个数; D 是 m 个约束条件所规定的可行域。

求解式 (1) 时首先要考虑目标函数的性质和特点。一般选择机翼阻力和升力之比为跨音速机翼优化设计目标函数,它们与设计变量(如某些描述外形的参数)之间变化关系是非线性的。因此对数值优化算法的鲁棒性要求很高;另外,还要考虑数值优化算法的相容性(即数值优化算法与绕流数值相耦合时需要后者改动越少则相容性越好)。选择经典的单纯形算法(Nelder Mead 算法)^[7]求解无约束优化问题正是由于它有上述优点。有约束时,采用罚函数方法转化为无约束优化求解。在寻优过程中,根据实际情况对设计变量变化的上、下限作了规定(相当于对设计变量大小附加了不等式约束);另外,还对设计变

量进行了尺度变换。变换后的各设计变量的变化范围都在-1~1之间。这样做有助于统一搜索步长和寻优计算。

11.4 设计变量

描述机翼外形的参数都可作为设计变量，它们包括翼型和平面形状参数两部分。考虑到平面形状参数（如展弦比、尖削比和前后缘形状等）的选择不仅仅取决于空气动力性能的要求，作为第一步只取翼型参数作为设计变量寻优（保持平面形状不变）。

翼型参数描述及扰动方法有3种^[8]：1 解析函数法、2 曲线拟合函数法、3 翼型线性组合函数法。现采用第2种方法，即在某些被选择的、可向上、下移动的翼面结点处改变翼面坐标来改变翼型外形（即设计变量是结点处的翼面坐标值），再通过样条曲线拟合方法生成新翼型和翼面。这种方法一方面可最大限度减少设计变量；另一方面又可在翼面上足够大的区域内改变翼面外形，从而可以较少的计算机时达到改善气动性能。关于结点个数（即设计变量个数）和位置，以及结点处翼面坐标变化范围等的选择将结合算例给以说明。

2 优化设计算例与讨论

2.1 优化设计算例

优化对象是德国宇航院 DLR2F5 机翼（初始机翼），其展弦比为 81.98，前缘后掠角为 21.12°，尖削比为 0.1445。除翼根剖面选用 NACA0012 外，沿展向其它剖面均为有弯度的超临界翼型，并有非线性的外洗扭转（翼根剖面扭转角为 21.5°，翼梢剖面扭转角为 -1°^[8]）。

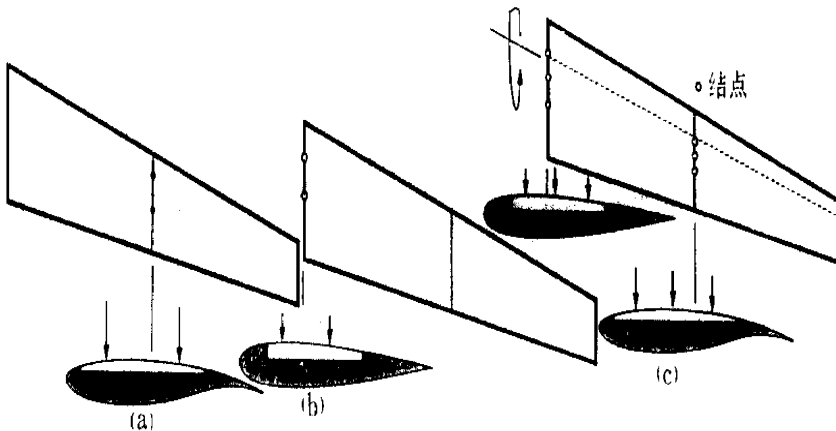


图1 半翼展设计变量选择示意图

(a) 中部剖面两结点；(b) 根部剖面两结点；(c) 中部及根部剖面各3结点及展向扭转角

优化设计目标函数为机翼激波阻力系数 C_{D_w} 与升力系数 C_L 之比。设计状态迎角和来流 Mach 数分别为 0.6 和 0.82。只采用了一个空气动力约束条件，即优化后机翼升力系数 $C_L \geq 0.15$ 。由式 (1) 即求

$$\min F(X) = \min [C_{D_w}(X)/C_L(X)], X \in D \subset R^n \quad (3)$$

在约束条件

$$g_1(\mathbf{X}) = C_L(\mathbf{X}) \setminus 0.5 \tag{4}$$

下的最优解。可行域 D 由 g_1 和结点处翼面坐标变化范围确定。设计变量 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$ 在下述算例中选取各不相同。

算例1 两个结点选择在半翼展中部剖面的上翼面, 按比例绘制的相对位置可参看图1(a)。平面图上阴影区表示可受到结点处翼面坐标值摄动影响的上翼面区域。结点所在剖面图按比例绘出了该剖面可变动部分与不变动部分(阴影区)。这样布置结点的目的是力图通过优化翼面外形来削弱上翼面外侧激波强度, 从而减小目标函数值。两个结点处翼面相对坐标值允许上下摄动变化的最大范围分别取为10%~20%, 其它算例也相同。

算例2 为减小上翼面内侧背激波强度, 在根部剖面上翼面布置两个结点。其相对位置、影响区和该剖面的示意图见图1(b)。

算例3 分别在翼根和半翼展中部剖面的上翼面布置3个结点; 此外, 还选用了控制展向扭转角分布规律的参数进行摄动, 但翼根和翼梢剖面的扭转角保持不变(图1(c))。显然, 扭转角分布规律变化将影响整个上、下翼面。它是一个7变量优化设计问题。

以上3个算例的迭代寻优过程终止指标都采用优化迭代次数不超过预定调用绕流数值分析模块次数准则。调用次数一般选用30次。

应当指出^[3], 在寻优过程中必须检查机翼表面形状和压力分布是否合理。优化是否成功, 不仅要看目标函数是否减少, 还要看压力分布是否光滑、逆压梯度是否适中(避免影响边界层流动), 以及翼面外形是否光滑等。完全的粘性绕流数值解可供实用之前, 空气动力设计者的经验和判断仍然是很重要的, 比如, 如何选择结点个数和位置就是例子。

2.1.2 优化计算结果

图2给出算例1目标函数的倒数 C_L/C_{D_w} 由初始值变化到最大值的寻优历程。图上黑色圆点代表迭代计算中成功步。前10步 C_L/C_{D_w} 增加很快, 到26步时已逼近最佳值。算例

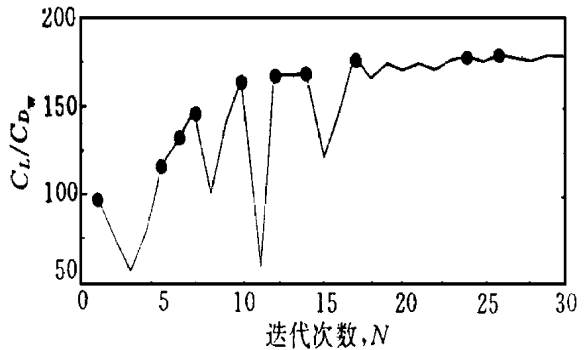


图2 算例1 C_L/C_{D_w} 寻优历程

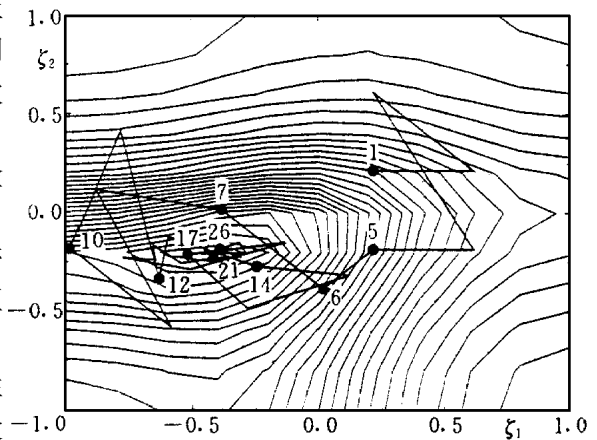


图3 算例1 优化设计变量寻优历程

1 在 Sparc 1 工作站上运行所需 CPU 时间约 6h。

过去, 典型的跨音速机翼优化设计变量均在 12 个以上^[3], 算例 1 已将设计变量减少到 2 个, 因此有可能在 F_1 和 F_2 (变换后的设计变量) 平面上绘出 C_L / C_{D_w} 函数的等值线; 并给出攀登峰顶的全过程 (图 3)。黑色圆点与数字代表成功步 / 位置 0 及迭代步数。

表 1 给出 3 个算例的优化结果。表中 C_{D_p} 代表机翼压阻系数(包括激波阻力和诱导阻力两部分), 激波阻力系数 C_{D_w} 可近似由 $C_{D_p} - C_L^2 / \rho A$ 关系求得。A 为机翼的展弦比。

表 1 优化机翼空气动力特性 ($Ma_1 = 0.182, A = 6$)

气动参数	初始机翼	算例 1		算例 2		算例 3	
		优化机翼	变化百分数	优化机翼	变化百分数	优化机翼	变化百分数
C_L	01 571	01 525 7	- 71.93	01 559 7	- 21.03	01 579	- 91.299
C_{D_p}	01 017 41	01 012 71	- 271.0	01 015 94	- 81.44	01 012 60	- 271.57
C_{D_w}	01 005 86	01 002 92	- 501.29	01 004 85	- 171.26	01 003 1	- 471.13
C_L / C_{D_p}	321.79	411.36	+ 261.14	351.09	+ 71.01	411.078	+ 251.28
C_L / C_{D_w}	971.39	1801.36	+ 851.2	1151.31	+ 181.4	1661.993	+ 711.47

由表 1 中的数据可知, C_L / C_{D_w} 最高可提高 85% 以上, 优化增益十分显著; 升力仅下降 71.93%, 但满足约束要求。应指出, 升阻比大幅度提高主要来自激波阻力的降低。从图 4 给出的半翼展中部剖面优化前后弦向压力分布变化可得到证实。优化机翼弦向压力分布型态有很大改进, 充分显示出上翼面外侧后激波强度显著降低。优化机翼的局部超音速泡明显缩小也是旁证 (图 4)。

相应于两结点处翼面坐标最佳值, 上翼面受影响区域内的外形也将发生变化。

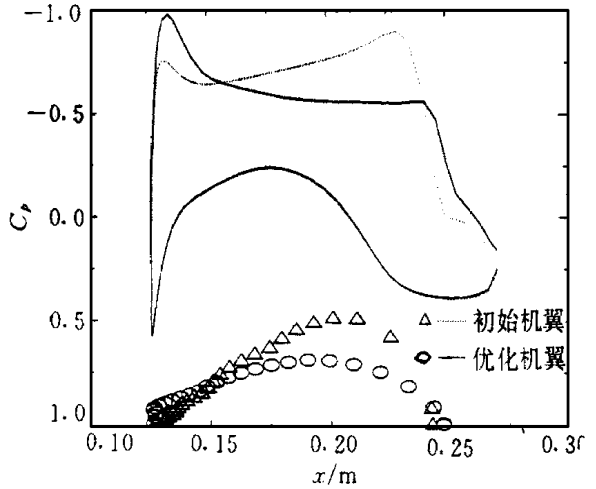


图 4 算例 1 半翼展中部剖面优化前后的压力分布及超音速泡

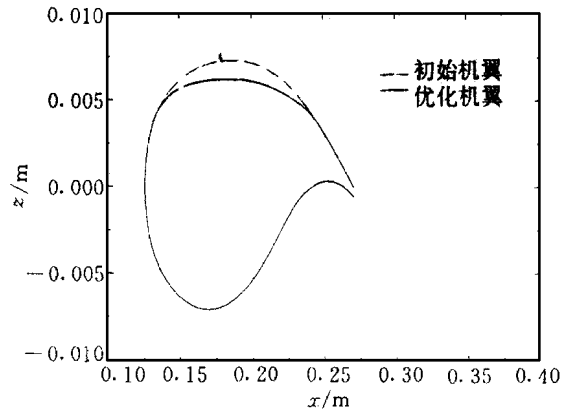


图 5 算例 1 半翼展中部剖面优化后外形的变化

图5给出半翼展中部剖面外形的变化。剖面相对厚度减小一般不到0.5%。再次证实激波阻力减小主要来自上翼面曲率变化,不是相对厚度的减小。这种细小变化带来的气动增益采用试探法很难发现。

算例1表明,选择 C_{D_w}/C_L 作优化设计目标函数是成功的。在上翼面流动敏感区布置结点并把结点个数减少到最低程度($n=2$),这种优化策略也是成功的。寻找翼面上流动敏感区对大多数气动力设计者不会构成太大困难。自然,理想的优化设计方法应尽量减少依赖设计者的经验。

算例2的效果远远小于算例1(见表1)。它不仅结点的影响区比较小,且由于半翼展中部剖面以外外形不变,翼根剖面两结点处翼面坐标摄动对外侧激波强度未产生较大影响所致。

算例3设计变量增加到7个,但优化增益并不比算例1的大(见表1)。它表明合理地把结点布置在可能引起翼面激波结构和强度剧烈变化敏感区是优化的关键,而且不完全取决于增加设计变量。针对初始DLR-F5机翼对多种结点布置方案(包括把结点布置在上、下翼面、保持相对厚度分布不变等情况)进行了优化。计算表明,在所有情况中算例1为最理想情况。

优化解答的精度直接取决于绕流数值解。因受时间等因素限制,算例仅考虑了无粘等熵全位势方程绕流数值解。目的是为相对有经验的气动设计者提供快捷实用的设计方法。今后在可能条件下采用精度更高的绕流数值解(Euler方程数值解或耦合粘性效应的非等熵全位势方程数值解)替换目前采用的绕流数值解,可进一步提高优化解答的精度。

本项研究工作是在中国航空研究院(CAE)和德国宇航院(DLR)国际科技合作项目支持下完成的,特此致谢。

参 考 文 献

- 1 朱自强,夏智勋,吴礼义. 跨音速翼型和机翼的反设计计算方法. 航空学报, 1992; 13(10): 463-486
- 2 吕晓斌,孙刚,乔志德. 跨音速机翼设计的正2反迭代方法. 航空科学基金论文集(1), 航空科学基金办公室编, 北京: 航空工业出版社, 1992: 33-36
- 3 Cosentino G B, Holst T L. Numerical optimization design of advanced transonic wing configurations. AIAA paper 82-0424, 1985
- 4 Sobieczky H. Research on inverse design and optimization in Germany. Applied Mechanics Reviews, 1988; 41(6): 239-245
- 5 Sobieczky H. Geometry generation for transonic design. AIAA paper 8321862, 1983
- 6 Sobieczky H. DLR-F5 test wing configuration for computational and experimental aerodynamics. DLR IB221287A01 (updated reprint), 1991
- 7 Himmelblau D M. Applied nonlinear programming. McGraw-Hill Book Company, New York, 1972
- 8 Zhu Y2kun, Sobieczky H. Variation of a transonic test wing for CFD and applied aerodynamics by numerical optimization. DLR IB 221293A06, 1993