

基于 modeFRONTIER 的翼型多目标优化设计

李权¹, 张彦军¹, 袁萃¹

(¹中航工业第一飞机设计研究院, 陕西省西安市阎良区人民东路 1 号 710089)

摘要: 基于modeFRONTIER软件系统构建了翼型气动多目标优化设计平台: 翼型参数化采用CST方法; 网格更新通过求解椭圆方程, 自动生成满足要求的C型网格; 气动力计算采用基于雷诺平均方程的精细求解方法; 优化算法选择全局寻优的NSGA-II多目标遗传算法。基于该平台完成了Rae2822翼型的双目标优化设计。优化结果表明, 多目标优化设计可得到清晰的Pareto前沿解分布; 优化后的翼型在满足各项约束的前提下, 具有更高的综合气动性能。

关键词: 翼型, 优化设计, modeFRONTIER

0 引言

现代飞机设计中, 气动外形设计将面临的要求、限制与矛盾会越来越多, 这给依赖工程经验“Cut and Try”的试凑法和单点设计方法等传统设计方式提出了严峻的挑战。典型的气动多目标优化问题, 如现代大型民机的机翼设计, 需要在巡航、起降、爬升等多个设计点之间进行折衷, 寻求综合最优解; 但传统的设计方法并不能很好地处理此类问题, 多数情况下仅仅是找一个可满足各方约束条件的工程可行解, 而非优化意义上的最优解。多目标优化设计就是根据飞机的各种性能要求, 建立相应的目标函数和各种约束条件, 对外形进行参数化处理, 获取设计变量; 然后采用现代数值优化方法, 以定量分析的方式进行参数寻优, 最终获得满足工程要求的综合最优解。多目标优化设计技术弥补了传统设计方法处理多学科、多目标、多约束设计问题的不足, 因此更具有工程应用价值。翼型是机翼的心脏, 特别是对于大型民用飞机, 它直接影响着飞机性能; 因此, 在实际工程中, 非常有必要开展针对翼型的多目标优化设计研究。

1 几何参数化

常用的翼型参数化方法有解析函数线性叠加法、多项式函数法, 以及样条拟合方法等。2006年, 美国波音公司的Kulfan等提出了一种基于型函数/类函数变换的参数化方法(Class function / Shape function Transformation, CST); 该方法参数具有明确的几何意义, 控制参数少, 适应性强, 精度较好。Kulfan等提出的CST方法对翼型进行参数化的表达式如下:

翼型上、下表面分别为:

$$y_u = C(x) \cdot S_u(x) + x \cdot y_{TEu} \quad y_l = C(x) \cdot S_l(x) + x \cdot y_{TEl}$$

其中, y_{TEu} , y_{TEl} 分别为上、下表面后缘的 y 坐标。

类函数定义: $C(x) = x^{N1} \cdot (1-x)^{N2}$

型函数定义: $Su(x) = \sum_{i=0}^N A_{u_i} \cdot S_i(x)$; $Sl(x) = \sum_{i=0}^N A_{l_i} \cdot S_i(x)$

其中, $S_i(x) = \frac{N!}{i!(N-i)!} x^i (1-x)^{N-i}$;

$N1$ 和 $N2$ 分别取 0.5 和 1.0; A_{u_i} 和 A_{l_i} 为待定系数; $S_i(x)$ 为 Bernstein 多项式。

Kulfan 经过推导指出, A_{u_0} 和 A_{l_0} 与翼型的前缘半径有直接联系:

$$A_{u_0} = -A_{l_0} = \sqrt{2R_{LE}}$$

由上述分析可知, 只要确定系数 A_{u_i} 和 A_{l_i} , 整个翼型就可以确定; 可采用最小二乘法求解得到这些参数。为减少翼型优化过程中直接求解该系数的计算量, 本文采用基于扰动的 CST 方法, 不直接求解原系数, 而仅给出扰动系数; 根据扰动系数, 采用 CST 方法生成扰动曲线, 叠加到原翼型几何上, 生成新的翼型几何。当扰动系数为 0 时, 即生成原翼型。这样, 扰动参数就是翼型的设计变量。

2 气动力结算器与网格

为准确预测翼型气动力特性, 采用基于三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程 (RANS) 求解程序, CCFD-MB。它采用有限体积法和多块结构网格求解 RANS 方程, 湍流模型包括 SA 一方程模型和 Menter - SST 两方程模型。

三维积分形式的雷诺平均 Navier-Stokes 方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint \bar{Q} dV + \iint \bar{f} \cdot \bar{n} dS = 0$$

式中, V 为控制体体积, S 为控制体表面面积, \bar{Q} 为守恒量, \bar{f} 为通过表面 S 的无粘通量和粘性通量之和, \bar{n} 为控制体表面 S 的外法向单位矢量。以有限体积法构造空间半离散格式, 无粘通量项采用二阶 Roe 迎风通量差分格式离散, 粘性通量项采用中心差分格式离散, 隐式时间推进, 采用多重网格技术加速收敛。

通过求解椭圆方程, 生成满足 RANS 方程求解所需的 C 型结构网格。网格规模为: 345×101 (图 4), 第一层网格距壁面为 $2.0e-6$ 个单位弦长; 网格如图 1 所示。

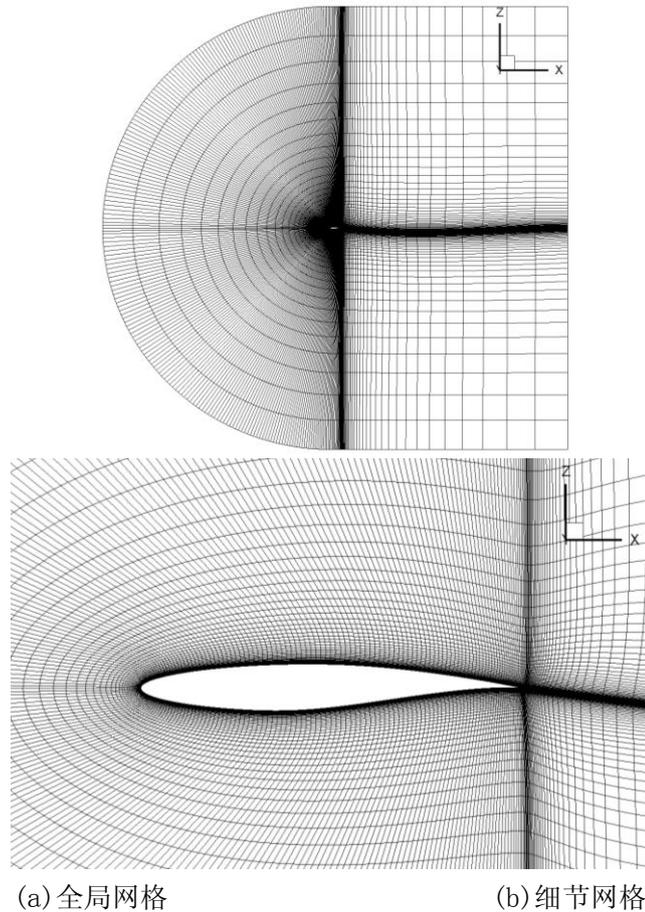


图 1 翼型的 C 型网格

3 优化平台

modeFrontier 是由意大利 ESTECO 公司推出的多目标优化软件，已经被欧洲、日本的各大汽车公司及航空宇航部门所使用。该软件界面友好直观，可方便集成各种商业软件以及自编程序，灵活构建各种优化设计模型，具备非常优秀的优化算法和响应面算法，具备跨平台工作能力，适合大型工程问题的优化设计。

翼型优化设计采用 modeFRONTIER 软件作为系统平台，集成翼型参数化模块、网格生成模块、气动力分析模块等，并根据人工经验增加若干约束。翼型优化设计平台如图 2。

优化设计算法采用 modeFRONTIER 软件系统中的 NSGA-II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II) 多目标遗传算法。该算法根据产生的各种非劣前沿，采用一种快速的非支配排序方法，从而减少了算法运行的整体时间。NSGA-II 还使用了排挤算法来代替共享函数算法，使其无需确定一个共享参数就能控制个体的分布；并引入了精英保留策略，提高种群的整体进化水平。在约束处理面，NSGA-II 算法加入了一种高效的约束处理机制，其不采用任何罚函数

方法，而是通过引入一种虚拟的越界值，为所有的等式或不等式约束条件提供一种通用的解决方案。NSGA-II 算法由于操作简单，具有全局搜索能力，而且有良好的收敛速度，已成为多目标优化领域的基准算法之一。

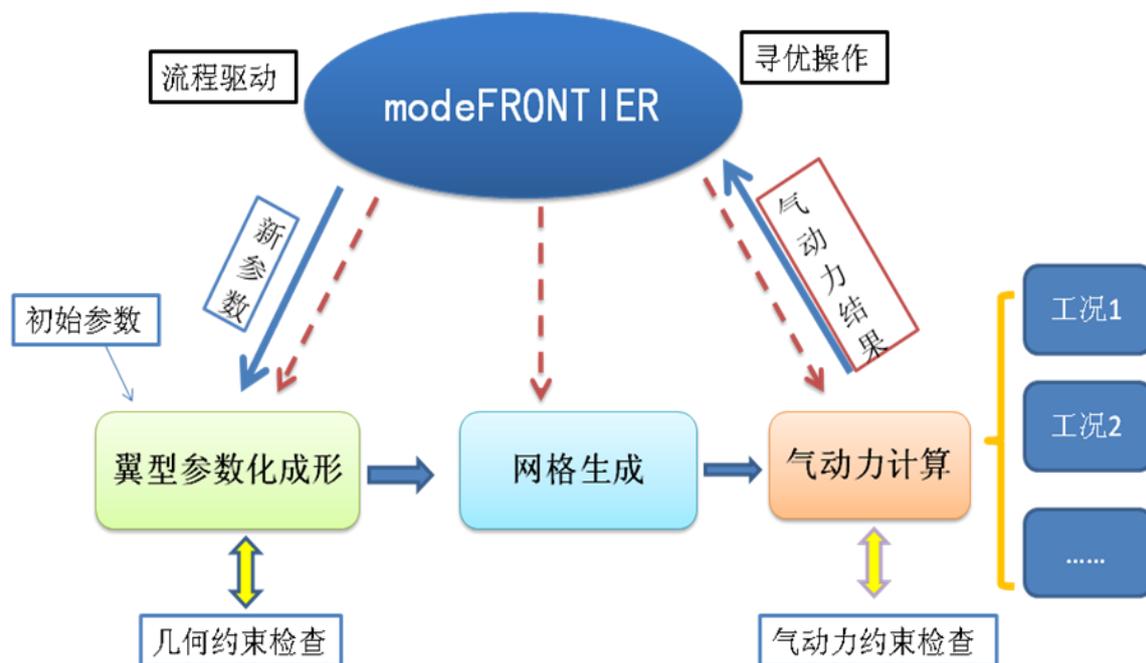


图 2 优化设计平台

4 算例

Rae2822 翼型双目标优化设计

1) 设计状态:

Case1: $Ma=0.65$, $CL=1.0$, $Re=5.0 \times 10^6$;

Case2: $Ma=0.80$, $CL=0.8$, $Re=5.0 \times 10^6$ 。

2) 优化目标: 各工况阻力最小

3) 约束条件:

a) 翼型面积和最大厚度不减;

b) 前缘半径不减小;

c) 低头力矩系数小于 0.1。

4) 参数化与网格:

采用8阶CST方法对翼型进行参数化，设计变量共计17个。计算网格采用求解椭圆型方程，生成C型结构网格(图1)；网格更新通过网格生成程序，按照新的翼型坐标点重新生成；气动力求解器采用CCFD-MB，湍流模型选择SA模型。

5) 设计流程:

采用modeFRONTIER构建的双目标优化设计流程如图3。随机产生35个初始种群，采用NSGA-II算法，进化：40代。

6) 优化结果:

图4给出了优化后所有解在双设计点平面上的分布；其中深色实心点为可行解(Feasible)，浅色虚心点为不满足约束的不可行解(Unfeasible)。图5为滤除不可行解后的可行解分布，从中可以看到清晰的Pareto前沿分布。图6标出了Rae2822翼型的原始解。我们期望的典型优化解包括：A, B, C三个，A翼型在工况2阻力略小于原始翼型的前提下，工况1阻力最小；C翼型在工况1阻力略小于原始翼型的前提下，工况2阻力最小；B翼型为A翼型与C翼型的折衷。图7为A、B、C三个翼型同Rae2822原始翼型的几何对比，B的几何刚好处在A与C之间。图8和图9为两工况下各翼型的压力分布对比。

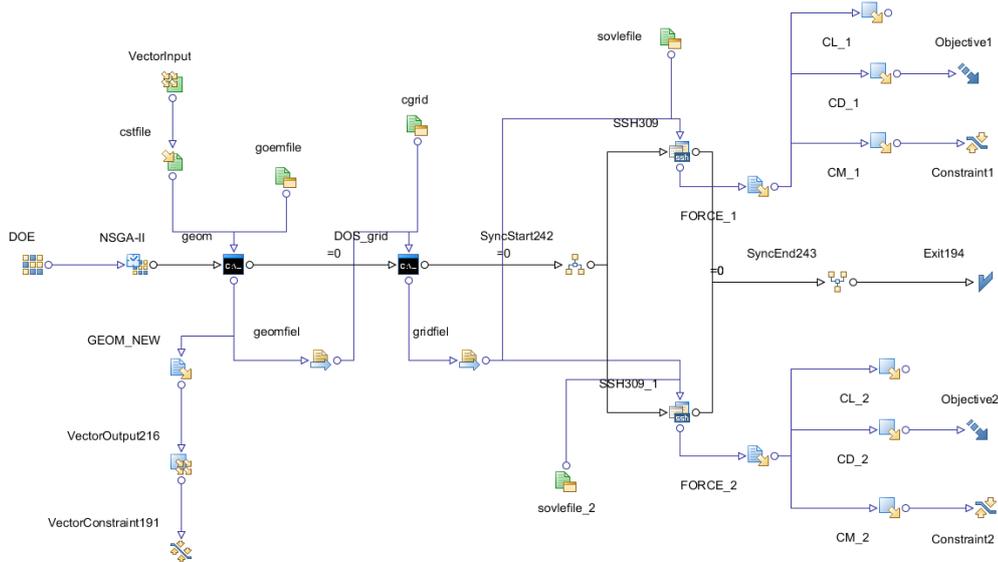


图3 翼型双目标优化流程

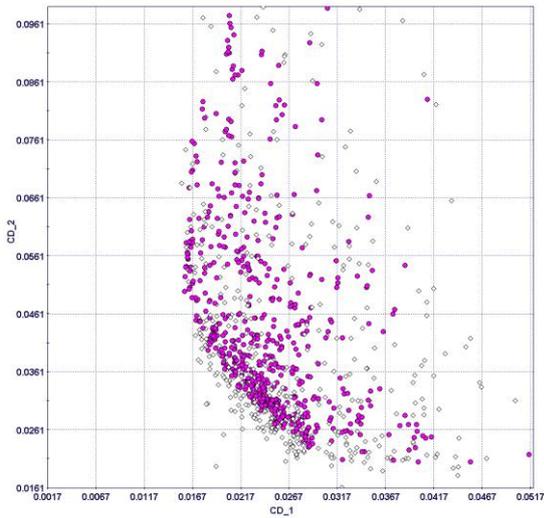


图 4 可行解与不可行解分布

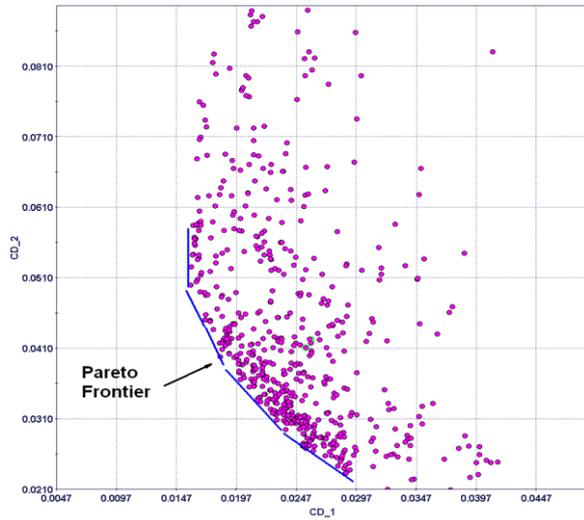


图 5 Pareto 前沿解分布

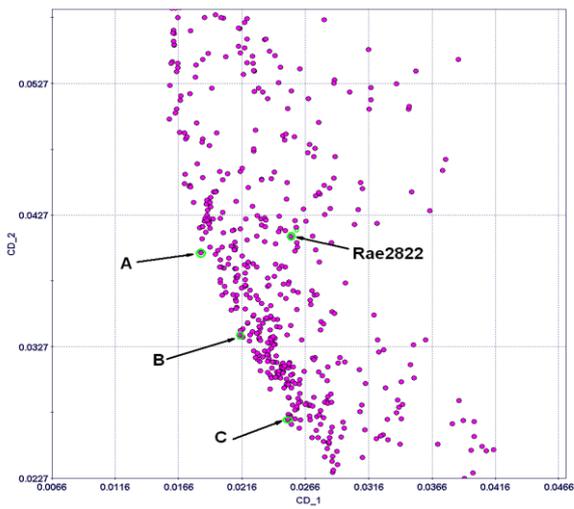


图 6 最优解选取图

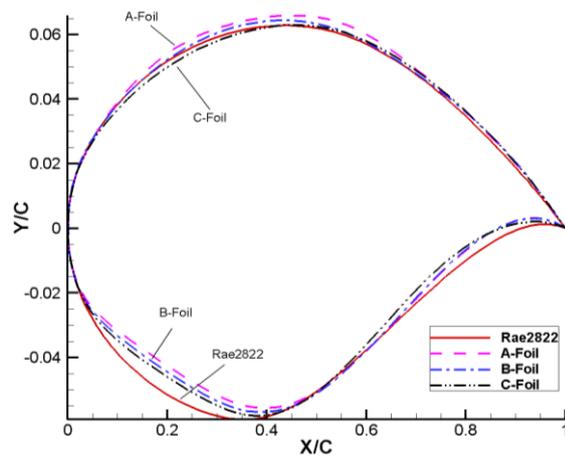


图 7 优化翼型同原始翼型的几何对比

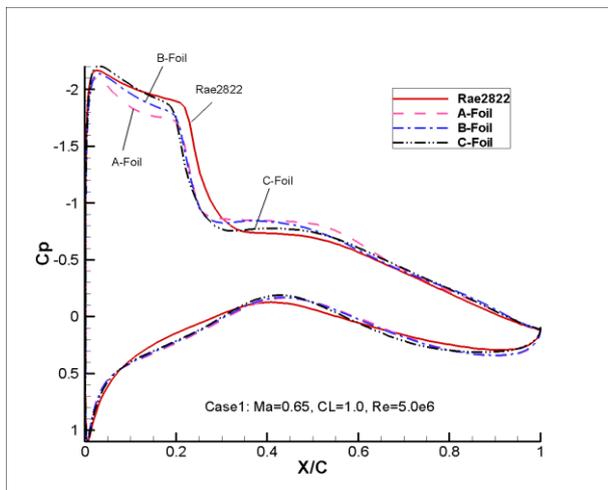


图 8 工况 1 下各解的压力分布对比

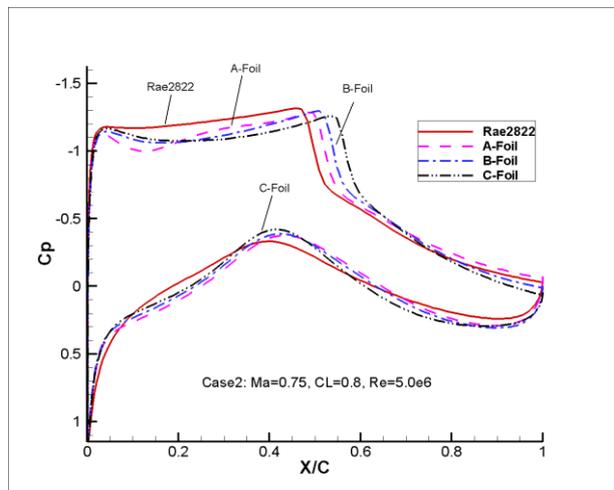


图 9 工况 2 下各解的压力分布对比

表1和表2分别给出了两个工况下各翼型的气动力结果，可以看到相对于原始翼型，优化翼型在满足各种约束的前提下，性能有了明显提升；折衷方案B翼型在两个设计点上综合性能较优，相对于原翼型，工况1和工况2的计算阻力分别降低了约40 Counts和80 Counts。

表1 工况 1 气动力结果对比

	Ma	CL	CD	CM	Δ CD
Rae2822	0.65	1.0	0.02547	-0.05	0.00000
A-Foil	0.65	1.0	0.01835	-0.061	-0.00712
B-Foil	0.65	1.0	0.02142	-0.065	-0.00405
C-Foil	0.65	1.0	0.02522	-0.069	-0.00025

表2 工况 2 气动力结果对比

	Ma	CL	CD	CM	Δ CD
Rae2822	0.75	0.8	0.04105	-0.083	0.00000
A-Foil	0.75	0.8	0.03981	-0.099	-0.00124
B-Foil	0.75	0.8	0.03356	-0.099	-0.00799
C-Foil	0.75	0.8	0.02715	-0.098	-0.01390

5 结论

翼型设计是民用飞机研制中非常重要的内容之一。在实际工程中，往往需要根据多种性能要求，对翼型开展多目标优化设计。本文基于modeFRONTIER软件系统，构建了面向工程实际的翼型气动多目标优化设计平台。翼型参数化建模采用CST方法；网格更新通过椭圆方程程序，自动生成满足要求的C型网格；气动力计算采用基于RANS方程的精细气动力求解方法；优化算法选择全局寻优的 NSGA-II多目标遗传算法。通过Rae2822翼型的双目标优化设计，对平台技术进行了验证。设计结果表明：基于modeFRONTIER的多目标优化设计可得到清晰的Pareto前沿解分布；优化后的翼型在满足各项约束的前提下，具备更高的综合气动性能。

参考文献：

- [1] 高正红. 气动外形优化设计方法研究与存在问题. 中国航空学会2007年学术会议气动专题73, 2007.
- [2] M. Arash, C. Patrice, K. N. Siva. Survey of Shape Parameterization Techniques and Its Effect on Three-Dimensional Aerodynamic Shape Optimization. AIAA 2007-3837, 2007.
- [3] 陈波, 高学林, 袁新. 基于NURBS 的叶片全三维气动优化设计. 工程热物理学报, Vol. 27, No. 5, PP: 763-765, 2006.
- [4] J. J. Reuther, A. Jameson. J. J. Alonso, M. J. Rimlinger, D. Saunders. Constrained Multipoint Aerodynamic Multipoint Aerodynamic Shape Optimization Using an Adjoint

Formulation and Parallel Computers, Part2. Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 2,
PP: 61-74, 1999.

- [5] 王晓鹏. 遗传算法及其在气动优化设计中的应用研究. 博士学位论文, 西北工业大学, 2000.