

CFD在概念—初步设计阶段三维气动外形优化中的应用

李珺¹, 杨永¹, 顾祥玉²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 德国宇航院 飞机运输系统研究所, 汉堡 21079)

摘要: 在飞行器概念—初步设计阶段, 建立基于CFD的气动优化链对于提高优化计算的效率具有较好的工程应用价值。使用德国宇航院开发的CPACS数据格式给出飞行器平面形状, 结合NURBS翼型参数化方法对飞行器几何外形进行参数化; 自动生成计算网格并求解Euler方程数值模拟流场以评估参数化气动外形的气动特性, 进而构建响应面模型; 使用SQP梯度算法搜索响应面模型以获取满足约束的最优解。以Onera M6机翼为例, 对该优化链进行验证。结果表明: 在满足约束的条件下, 基于CFD的气动优化链能够成功地进行气动外形优化。

关键词: CPACS; 气动优化; NURBS; 几何外形参数化; 响应面模型; CFD

中图分类号: V221+.3

文献标识码: A

Application of CFD in Three-dimensional Aerodynamic Optimization at Conceptual and Preliminary Design Stage

Li Jun¹, Yang Yong¹, Gu Xiangyu²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Air Transportation Systems Institute, German Aerospace Center, Hamburg 21079, Germany)

Abstract: An aerodynamic optimization chain based on CFD is of great significance for conceptual and preliminary design. The combination of NURBS(Non-Uniform Rational B-Splines) parameterization method and CPACS(Common Parametric Aircraft Configuration Schema) data format developed by Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt(DLR) can successfully describe the parameterized configuration of the entire aircraft. The grids for calculating the Euler equations are automatically generated and the aerodynamic characteristics of parameterized aerodynamic shape are evaluated. Then the response surface model(RSM) is built. Based on RSM the SQP(Sequential Quadratic Programming) gradient algorithm is sought under satisfying constraints. An Onera M6 wing is chosen to validate the optimization chain. The optimization results indicate that under conditions of constraint, aerodynamic configuration can be optimized successfully by an aerodynamic optimization chain based on CFD.

Key words: CPACS; aerodynamic optimization; NURBS; parameterization; response surface model; CFD

0 引言

在传统飞机总体设计中, 通常根据经验公式或工程估算方法来初步确定总体参数。例如, 在总体初步设计阶段, 一般采用工程估算的方法来预测气

动特性。但是对于非常规布局飞机的总体设计, 没有或只有很少的同类型飞机数据可以借鉴, 已有的气动特性估算公式并不适用^[1], 导致传统的设计方法难以应用于非常规布局飞机的总体设计。因此, 对于非传统布局的飞行器必须探索更有效的设计方法, 即从基于经验数据的低精度分析方法转向基于物理模型的高精度分析方法。

随着计算机技术的快速发展, 计算流体力学(CFD)已发展成为一门独立的学科并逐渐走向成

熟。CFD 为气动设计提供了较为可靠的分析依据,使得飞机各方面性能的评估摆脱对统计数据和经验公式的依赖^[2-3]。同时,CFD 的使用可以有效地节省研制费用、缩短研制周期、实现研制数字化自动化、提高研制质量。因此,采用 CFD 方法对飞行器的气动外形进行优化,对于非传统布局飞行器设计的概念一初步设计具有重要意义。

为了降低飞行器概念一初步设计阶段气动优化设计所需的工作量,国外进行了大量的研究工作,而国内在这方面的研究很少。为了快速建立用于飞行器初步设计阶段的几何外形,美国航空航天局(NASA)和瑞典皇家理工学院(KTH)分别开发了 VSP^[4] 与 ACbuilder^[5] 软件;为了集成不同学科、不同精度的分析工具,方便各学科分析工具快速有效地交换数据,德国宇航院(DLR)开发了 CPACS 数据结构^[6];为了集成各分析模块构建气动、结构乃至多学科优化链,Phoenix Integration 与 DLR 分别开发了 Model Center^[7] 与 RCE^[8] 集成工作环境。然而,如何对飞行器进行参数化、自动生成计算网格、自动进行流场求解,构建高效的基于 CFD 的气动优化链还有待进一步研究。

本文构建基于 CFD 的气动优化链,发展可用于复杂外形的气动优化流程,并以初始 Onera M6 机翼为基础,对气动分析优化链进行验证。

1 基于 CFD 的气动优化过程

基于 CFD 的气动优化的一般步骤如图 1 所示。

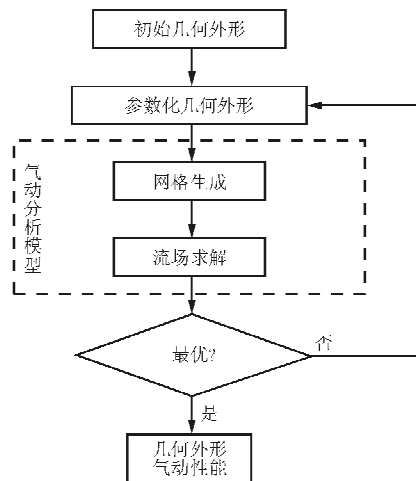


图 1 基于 CFD 的气动优化流程

Fig. 1 Flow chart of aerodynamic optimization based on CFD

首先,需要建立气动分析所需的几何模型。气动优化设计的本质是找出模型的几何外形与其气动特性之间的关系,并在给定约束条件下找到具有最佳气动特性的几何外形。为了有效地描述该种关系,需对模型的几何外形进行参数化描述,得到参数化的几何外形。

然后,对模型生成计算网格、进行流场求解,获得该几何模型所对应的气动特性。通过改变几何外形的参数,获得不同的外形及其气动特性。

最后,使用优化算法进行收敛判定,获得新的设计变量,直至得到满足设计目标的最优几何外形及其气动特性。

2 NURBS 参数化方法

目前,国内外对飞行器几何外形参数化已有大量研究,几何外形参数化也有多种方法^[9-10],例如网格点方法、B 样条方法(NURBS 方法)、类别形状函数变换方法(CST)、Hicks-Henne 函数方法和 PARSEC 方法等。NURBS 方法能够通过控制顶点和权因子描述复杂的几何外形。

一条 p 次 NURBS 曲线可以表示为^[11]

$$C(u) = \sum_{i=0}^n R_{i,p}(u) P_i \quad (0 \leq u \leq 1) \quad (1)$$

$$R_{i,p}(u) = \frac{N_{i,p}(u) w_i}{\sum_{j=0}^n N_{j,p}(u) w_j} \quad (2)$$

式中: P_i 为控制顶点,坐标表示为 (x_i, y_i) ,将其按顺序用直线段连接起来形成控制多边形; w_i 为权因子,分别与控制顶点 $P_i (i=0, 1, \dots, n)$ 相联系。 $N_{i,p}(u)$ 为定义在非周期(且非均匀)节点矢量 $U = \underbrace{0, \dots, 0}_{p+1}, \underbrace{u_{p+1}, \dots, u_{m-p-1}}_{p+1}, \underbrace{1, \dots, 1}_{p+1}$ 上的 p 次 B 样条基函数,其表达式如下:

$$N_{i,0} = \begin{cases} 1 & u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0 & u < u_i \text{ 或 } u > u_{i+1} \end{cases}$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+p} - u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1} - u}{u_{i+p+1} - u_{i+1}}$$

规定: $\frac{0}{0} = 0$

为了更好地控制机翼形状,本文将翼型分为上

下两部分,分别由 NURBS 方法进行参数化描述^[12]。上下表面分别用七个控制顶点来控制,上表面的第一个控制顶点和下表面的第一个控制顶点是重合的,第一个和最后一个控制顶点分别固定在翼型的前缘和后缘^[13],如图 2 所示。

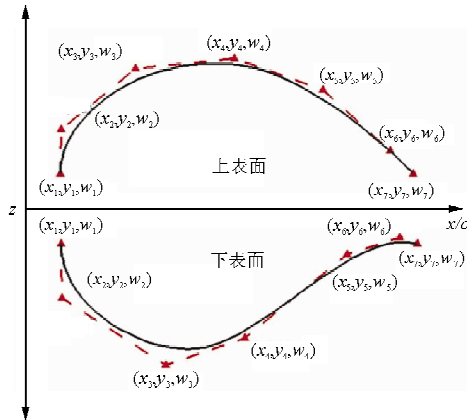


图 2 上下表面控制顶点与权因子示意图

Fig. 2 Representation and design variables of NURBS

控制顶点的个数、选择合适的控制顶点位置及与其对应的权因子的值作为优化初始变量,对优化效率、优化结果具有很大的影响。参考翼型和由控制顶点得到的参数化翼型之间的误差可以由平均误差(ϵ_{mea})和最大误差(ϵ_{max})表示,其表达式定义如下:

$$\epsilon_{\text{mea}} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n d_j \quad (3)$$

$$\epsilon_{\text{max}} = \max_{1 \leq j \leq n} d_j \quad (4)$$

式中: n 为在翼型上选择的一系列点的个数; d_j 为参考翼型与参数化翼型上这些相对应点之间的距离。

控制顶点的优化问题可以表述为

$$F(\mathbf{X}) = 2\epsilon_{\text{mea}} + \epsilon_{\text{max}} \quad (5)$$

式中: \mathbf{X} 为设计变量矢量,包括曲线的控制顶点坐标及其权因子的值, $\mathbf{X} = (x_1, y_1, w_1, \dots, x_n, y_n, w_n)$ 。

以 Onera M6 翼型为例,对 NURBS 参数化方法进行验证。参数化翼型曲线与真实翼型曲线的对比如图 3 所示。NURBS 参数化翼型曲线与真实翼型曲线基本吻合。最大误差(ϵ_{max})小于 0.000 2,平均误差(ϵ_{mea})小于 0.000 7。

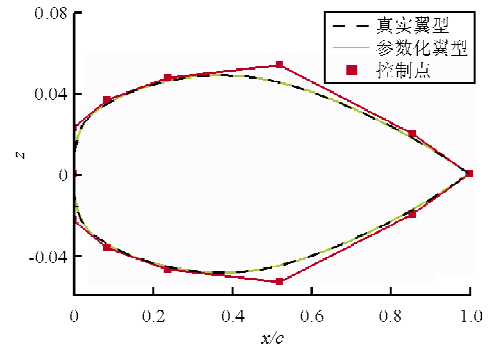


图 3 参数化翼型与真实翼型对比

Fig. 3 Comparison of NURBS geometry and original airfoil

对于三维气动外形,通过 NURBS 方法对翼型进行参数化描述,结合 CPACS 气动外形的平面形状参数^[14],从而得到全机的参数化几何外形。CPACS 是德国宇航院(DLR)为了加强飞行器概念—初步设计阶段各学科之间的交流,于 2005 年开发的能够包含各个学科信息的数据交换格式。在多学科分析环境中,CPACS 数据交换格式不仅可以有效地减少各学科、各分析模块之间数据交换的工作量,还能使分析模块之间相互独立,减少分析模块之间的相互影响^[15],因此使用 CPACS 数据格式是建立高效飞行器设计优化链的关键。

3 气动特性的自动评估

气动特性的自动评估是指根据飞机几何模型自动生成计算网格进行流场求解,得到气动参数。基于 CFD 的气动分析程序在求解流场、评估飞行器气动特性时通常需要用户给出流场的计算网格、设定边界条件、指定流动状态、设定求解器的有关参数。

3.1 计算网格自动生成

优化过程要求对参数化后的气动外形自动生成计算网格。本文采用 NASA 开发的一款开源软件 Vehicle Sketch Pad(VSP)生成表面网格,之后将其作为输入文件,结合另一款开源软件 Tetgen 生成空间网格,通过编写相关程序加入边界条件,最后将其转化为分析软件所需的格式。由于初步设计阶段要求很大的设计空间,本文采用在每一次气动分析中均重新生成网格的策略。

VSP 基于 XML 技术,主要用于生成飞行器概

念设计阶段所需的几何外形。除此之外, VSP 还具有生成适用于不同学科分析的表面网格的能力。对于初始的 CPACS 格式的参数化外形, 通过 CPACS 到 VSP 的转换接口, 将气动外形由 CPACS 格式转换成适用于 VSP 的格式, 然后使用 VSP 生成表面网格, 如图 4 所示。

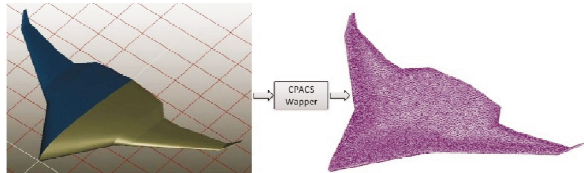


图 4 VSP 表面网格

Fig. 4 VSP surface mesh

以 VSP 生成的表面网格和远场作为边界, 使用 Tetgen 生成空间网格。Tetgen 基于 Delaunay 三角剖分算法, 生成可用于有限元或有限体积数值模拟的四面体网格。

VSP 和 Tetgen 都支持后台运行模式, 通过 MATLAB 编写相关程序调用软件, 从而实现表面网格和空间网格的自动生成。空间网格生成后, 使用 MATLAB 编写相关程序, 将 Tetgen 格式的空间网格转换成用于流场求解的 .FFA、.CGNS 或 .msh 格式。计算网格自动生成的流程示意图如图 5 所示。

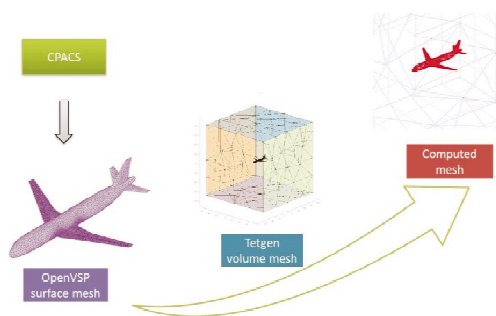


图 5 计算网格自动生成

Fig. 5 Automatic mesh generation

3.2 流场求解自动化

为了构建高效、自动的气动优化链, 实现对流场求解器的自动化控制很有必要。以 ANSYS Workbench 为平台, 使用 FLUENT 作为流场求解器, 通过 MATLAB 编写相关程序, 实现对流场求解的自动化控制。

由于目前的网格生成器不具备生成附面层网格的能力, 同时为了缩短计算时间, 节约设计成本, 采用 Euler 方程对流场进行数值模拟。三维积分守恒形式的 Euler 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (6)$$

式中: t 为时间变量; V 为控制体体积; S 为控制体表面积; Q 为守恒变量; \mathbf{f} 为通过表面无粘性通量项; \mathbf{n} 为表面 S 的外法向单位矢量。

4 气动优化链的构建

构建的基于 CFD 的气动优化链的流程如图 6 所示。

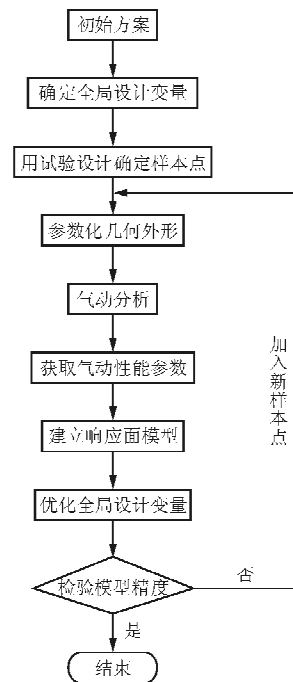


图 6 本文构建的气动优化链流程图

Fig. 6 Work chart of aerodynamic optimization chain built in this paper

4.1 试验设计

试验设计 (Design of Experiments, 简称 DOE) 方法是用来研究设计参数对模型设计状况影响的一种取样策略, 决定构造近似模型所需样本点的个数和这些点的空间分布情况。

在试验设计 (对优化链的样本点的评估) 过程中, 有多种方法可以用来选择样本点, 例如全析因子试验设计、中心复合试验设计、拉丁超立方试验

设计等。

本文采用依据极大极小距离准则的拉丁超立方试验设计方法。拉丁超立方试验设计方法是一种充满整个设计空间、使输入组合相对均匀地填满整个试验区间的取样方法。极大极小距离法准则在选择样本点中具有的含义是:使所选的样本点到它的影响范围最大,即以样本点为圆心选择包含在方正中的一系列圆的最大共同半径。

4.2 响应面模型建立

响应面是一种拟合方法,它根据给定的一组设计变量到目标函数的映射(或称一组样本)预估出目标函数的“形状”,因此寻优过程是针对响应面函数,而不是真实的目标函数来进行的。

在优化设计过程中,使用响应面模型替代原有的高精度分析模型,不仅可以克服优化过程中计算量过大的问题、节约计算成本,还可以很好地描述出独立设计变量与响应之间的关系、过滤掉原分析

模型中可能产生的数值计算噪声。

常用的构造响应面模型的方法有多项式、径向基函数、支持向量回归、Kriging 模型等拟合方法。其中,Kriging 模型的精度最高,并且在解决非线性程度较高的问题上能取得比较理想的拟合效果,所以本文采用 Kriging 模型。

为了提高响应面模型的全局精度,本文采用一种渐近全局响应面模型,其基本思路是:首先以较少的样本点建立一个初始响应面模型,然后根据响应面模型的误差特征,按照一定的迭代策略,逐步在全局和局部分别加入新的样本点集,不断提高全局及误差偏大的局部区域的拟合精度,直至达到满意的精度为止,最终获得全局高精度的响应面模型。在 RCE (Remote Component Environment) 工作环境中构造响应面模型的工作链如图 7 所示。RCE^[16]是由德国宇航院开发的一款 workflow 集成环境软件,可以方便的进行协作和分布式设计。

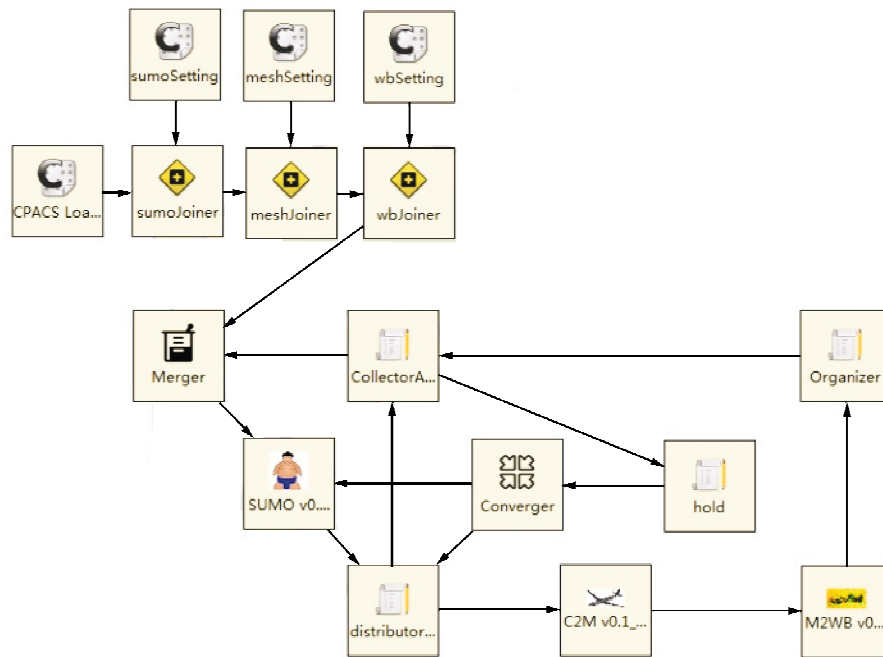


图 7 RCE 中构造响应面模型的工作链

Fig. 7 Workflow of response surface model built in RCE

4.3 优化算法

采用逐步二次规划法 (Sequential Quadratic Programming, 简称 SQP) 作为优化算法。SQP 是

基于梯度的优化算法,是目前解决非线性优化问题的一类发展最迅速的方法。其基本思想为:在当前迭代点 x_k , 利用目标函数的二次近似和约束函数的显性近似构成一个二次规划,通过求解该二次规

划获得下一个迭代点，直至获得满足约束的最优解。

5 算例及结果分析

为了对本文构建的基于 CFD 的气动分析链进行测试，以 Onera M6 机翼为例对其进行气动优化。

选择 NURBS 参数化方法中的控制点和其对应的权因子作为设计变量。根据测试从中选取特别敏感的 13 个控制点坐标和权因子作为其设计变量，其示意图如图 8 所示。整个机翼上采用统一的翼型。

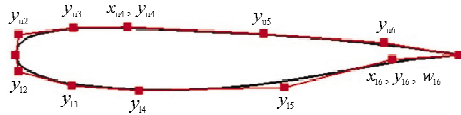


图 8 翼型的设计变量示意图

Fig. 8 Design variables

选择 Onera M6 机翼的阻力系数 (C_D) 作为目标函数，升力系数 (C_L) 作为约束条件。其优化问题可以具体描述为

目标函数： $f(x) = C_D$

约束条件： $g_i(x) = \left| 1 - \frac{C_L}{C_{L_0}} \right| \leq 3\%$

流动状态 $Ma = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$ 。

气动优化结果如表 1 所示。

表 1 气动分析及代理模型优化结果对比
Table 1 Comparison of design wing aerodynamic performance parameters

项目	C_L	ΔC_L	C_D	ΔC_D
优化前	0.286 5	—	0.014 95	—
优化后 (响应面模型)	0.287 1	0.21%	0.012 55	-16.1%
优化后 (CFD)	0.287 4	0.31%	0.013 05	-12.7%
误差	0.1%	—	4.0%	—

从表 1 可以看出：采用气动优化链所得到的优化后的机翼升力系数基本不变，同时阻力系数有了明显的降低；响应面模型所得结果与数值模拟所得结果十分接近，表明所生成的响应面模型质量较

高，优化结果合理，气动优化链可靠。

优化前后的翼型如图 9 所示，相比初始翼型，优化后的翼型前缘半径较小，最大厚度后移。优化前后机翼上表面压力系数云图如图 10 所示，优化后机翼上表面的激波强度明显降低，波阻减小。

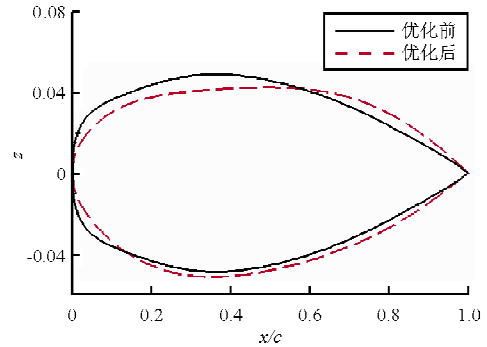
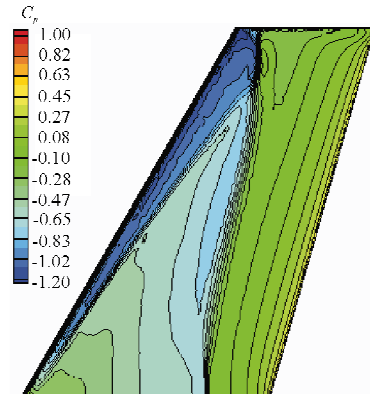
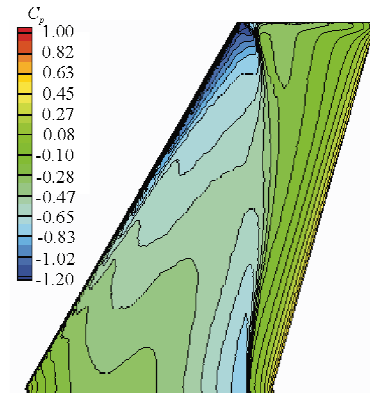


图 9 优化前后翼型的对比

Fig. 9 Comparison of initial and optimum airfoil



(a) 优化前



(b) 优化后

图 10 优化前后机翼上表面压力系数云图

Fig. 10 Comparison of pressure contour on wing upper surface for initial and optimum case

虽然本文优化得到的结果还有不足之处,但是本文工作的重点是如何构建基于CFD的气动优化链,至于优化的结果并非本文重点。

综上所述,本文发展的基于CFD的气动优化链在给定的约束条件下能够成功地对OneraM6机翼进行气动外形优化,阻力系数大幅降低。表明本文发展的基于CFD的气动优化链是成功的,为后续更为复杂及实用的气动外形的优化奠定了基础。

6 结 论

(1) 本文将NURBS参数化方法和CPACS数据结构相结合,实现了对全机几何外形的参数化描述;利用现有软件编写相关程序实现了计算网格的自动生成和流场求解器的自动控制;在RCE工作环境下集成相关模块,构建了基于CFD的气动优化链。

(2) 对OneraM6机翼进行气动优化,在满足相应升力约束的情况下,气动外形的阻力得到了降低。同时,从响应面模型得到的优化结果与相应的气动分析所得结果基本一致,表明本文构建的响应面模型质量良好,反映了真实的物理情况。本文构建的气动优化链是成功的,可用于更为复杂及实用的气动外形优化。

参考文献

- [1] 胡添元,余雄庆. 多学科设计优化在非规范布局飞机总体设计中的应用[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 117-127.
Hu Tianyuan, Yu Xiongqing. Preliminary design of unconventional configuration aircraft using multidisciplinary design optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 117-127. (in Chinese)
- [2] Dulikravich G S. Aerodynamic shape design and optimization-status and trends[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(6): 1020-1026.
- [3] Anderson J D. Computational fluid dynamics: basics with applications[M]. New York: McGraw-Hill, 1995.
- [4] Gloudemans J R, Davis P C, Gelhausen P A. A rapid geometry modeler for conceptual aircraft [C]. AIAA-96-15, 1996.
- [5] Cavagna L, Riccobene L, Ricci S, et al. A fast MDO tool for aeroelastic optimization in aircraft conceptual design [C]. AIAA-2008-5911, 2008.
- [6] Böhne Daniel. CPACS-a common language for aircraft design [EB/OL]. (2012)[2014-02-24]. <http://code.google.com/p/epacs/>.
- [7] Phoenix Integration, Inc. PHX model center desktop trade studies [EB/OL]. [2014-02-24]. <http://www.phoenix-int.com/software/phx-model-center.php>.
- [8] Doreen Seider. Remote Component Environment (RCE) [EB/OL]. (2012)[2014-02-24]. http://www.dlr.de/sc/desktopdefault.aspx/tabid-5625/9170_read-17513, 2012.
- [9] Mousavi A, Castonguay P, Nadarajah S. Survey of shape parameterization techniques and its effect on three-dimensional aerodynamic shape optimization [C]. AIAA-2007-3837, 2007.
- [10] Castonguay P, Nadarajah S K. Effect of shape parameterization on aerodynamic shape optimization[C]. AIAA-2007-59, 2007.
- [11] Les Piegł, Wayne Tiller. The NURBS Book[M]. Germany: Springer, 2012: 117-122.
- [12] Kumano T, Jeong S, Obayashi S, et al. Multidisciplinary design optimization of wing shape for a small jet aircraft using kriging model[J]. AIAA Paper, 2006, 932: 9-12.
- [13] Trépanier J Y, Lépine, et al. An optimized geometric representation for wing profile using NURBS[J]. CASI Journal, 2000, 46(1): 12-19.
- [14] Liersch C M, Hepperle M. A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 2(1/4): 57-68.
- [15] Pfeiffer T, Nagel B, Böhne D, et al. Implementation of a heterogeneous, variable-fidelity framework for flight mechanics analysis in preliminary aircraft design [C] // 60th German Aerospace Congress(DLRK), 2011.
- [16] Seider D, Fischer P M, Litz M, et al. Open source software framework for applications in aeronautics and space [EB/OL]. (2012) [2014-02-24]. <http://elib.dlr.de/77442/1/OpenSourceIntegrationFrameworkRCE.pdf>.

作者简介:

李珺(1990—),女,硕士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

杨永(1962—),男,教授,博导。主要研究方向:计算流体力学、飞行器气动设计。

顾祥玉(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

(编辑:赵毓梅)