

# 基于 NURBS 方法的机翼气动外形优化

马晓永<sup>1,2</sup>, 范召林<sup>2,\*</sup>, 吴文华<sup>1</sup>, 杨党国<sup>2</sup>

1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000

**摘要:** 飞行器气动外形优化就是将设计对象的空气动力学性能分析与最优化方法相结合, 通过不断改变设计对象的外形, 使其气动性能在满足一定约束条件下达到最优。气动外形优化是一个涉及几何参数化、动网格、流场计算和寻优算法的综合应用平台。随着计算流体力学(CFD)的发展以及高性能计算机的使用, 气动外形优化在现代飞行器设计中的作用愈加重要。为此建立了基于非均匀有理 B 样条(NURBS)参数化方法的机翼气动外形优化平台。优化过程中采用弹性网格变形法, 由雷诺平均 Navier-Stokes 方程组和 Baldwin-Lomax 代数湍流模型求解流场, 并用离散伴随方法进行目标函数梯度求解, 最后结合序列二次规划(SQP)方法进行优化迭代。通过对 ONERA M6 机翼在跨声速条件下进行优化分析, 结果表明在保持升力系数和机翼容积不变, 马赫数  $Ma=0.84$ 、迎角  $\alpha=3.06^\circ$  时, 优化后机翼表面压力系数有明显变化, 上翼面  $\lambda$  激波明显减弱, 相对于原始外形优化后机翼阻力系数减小 0.002 5, 降幅达 13.1%; 优化实例验证了该方法有效可行。

**关键词:** 非均匀有理 B 样条; 几何参数化; 气动外形优化; ONERA M6 机翼; 数值模拟

**中图分类号:** V211.41; V224 **文献标识码:** A

飞行器气动外形优化已经成为现代飞行器设计的有效方法之一, 随着计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)的研究和发展, 基于数值模拟的气动外形优化技术在许多工程领域发挥着重要作用。从 Hicks 等<sup>[1-2]</sup>开始的早期气动外形优化研究, 到 Jameson<sup>[3]</sup>的控制理论的提出以及参数化方法<sup>[4-7]</sup>、寻优策略<sup>[8-14]</sup>的研究, 都取得了丰硕的研究成果, 并成功用于飞行器研制工作中<sup>[15-16]</sup>。几何外形的参数化在气动外形优化中起着至关重要的作用, 一个好的参数化方法不仅能够充分描述型面的微小变化, 而且还会大大缩短空间网格的更新以及整个优化历程所用的时间消耗<sup>[17]</sup>。常用的参数化方法有多项式法、Bezier

曲线、Hicks-Henne bump 函数、网格点法(Mesh Points)、自由变形法(Free-form Deformation)和非均匀有理 B 样条(Non-uniform Rational B-spline, NURBS)曲面方法等, 已有的研究表明<sup>[4,18-20]</sup>: 对于经典的多项式方法、Bézier 曲线法, 控制参数化的变化会影响到其他不相关的区域; Hicks-Henne bump 函数参数化精度不高; 网格点法虽然可以描述任意外形, 但容易产生非流线型面, 从而导致病态流动, 而且在设计变量数据和网格点梯度求解方面要求苛刻; 自由变形法和 NURBS 曲面方法就具有很多优点, 较少的控制点就可控制较广的区域, 而且保证型面的光顺性, 同时它们还具有很好的局域性质, 对于复杂多

收稿日期: 2010-12-06; 退修日期: 2011-02-28; 录用日期: 2011-03-30; 网络出版时间: 2011-04-19 17:02:17

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110419.1702.004.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110419.1702.004

基金项目: 国际科技合作项目(2007DFA70880)

\* 通讯作者. Tel.: 0816-2466021 E-mail: fzl-cardc@163.com

引用格式: 马晓永, 范召林, 吴文华, 等. 基于 NURBS 方法的机翼气动外形优化 [J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1616-1621. Ma Xiaoyong, Fan Zhaolin, Wu Wenhua, et al. Aerodynamic shape optimization for wing based on NURBS [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(9): 1616-1621.

段的区域也能够较容易的描述。

鉴于在计算机辅助设计/计算机辅助制造 (Computer Aided Design/Computer Aided Manufacturing, CAD/CAM) 和计算机图形学等工程研究领域大都使用 NURBS 曲面方法,而且该方法现已成为产品模型数据交换标准 (Standard Exchange of Product data model, STEP) 中自由曲线、曲面唯一表述形式,本文也选择其作为参数化方法,并结合离散伴随梯度求解和序列二次规划 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 优化算法,对 ONERA M6 机翼在跨声速条件下进行了优化研究,并对结果进行了分析和讨论。

## 1 数值方法

### 1.1 NURBS 参数化模块

仅考虑机翼表面为结构化网格的情况。假设一个 NURBS 曲面  $u$  方向为  $p$  阶,控制点数目为  $n+1$ , $v$  方向为  $q$  阶,控制点数目为  $m+1$ ,则

$$\mathbf{S}(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m R_{i,j}(u, v) \mathbf{P}_{i,j} \quad (1)$$

$$R_{i,j}(u, v) = \frac{N_{i,p}(u) N_{j,q}(v) \omega_{i,j}}{\sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^m N_{k,p}(u) N_{l,q}(v) \omega_{k,l}} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{P}_{i,j}$  为控制点矢量,总数为  $(n+1) \times (m+1)$ ;  $\omega_{i,j}$  为权重系数;  $N_{i,p}(u)$  和  $N_{j,q}(v)$  分别为定义在非减节点矢量  $\mathbf{U}(u)$  和  $\mathbf{V}(v)$  上的基函数,即

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & \text{if } u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0 & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (3)$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+p} - u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1} - u}{u_{i+p+1} - u_{i+1}} N_{i+1,p-1}(u) \quad (4)$$

$$\mathbf{U}(u) = \{ \underbrace{0, \dots, 0}_{p+1} \quad u_{p+1}, \dots, u_{r-p-1} \quad \underbrace{1, \dots, 1}_{p+1} \} \quad (5)$$

$(r = n + p + 1)$

同理可以给出  $N_{j,q}(v)$  和  $\mathbf{V}(v)$  的表达式。

对于复杂几何形体,当其型面发生变化时,采用曲面叠加技术以避免描述原始外形所带来的附加计算,其定义形式比较简单,即

$$\mathbf{S}_{\text{new}} = \mathbf{S}_{\text{initial}} + \Delta \mathbf{S}(u', v') \quad (6)$$

$$\Delta \mathbf{S}(u', v') = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m R_{i,j}(u', v') \Delta \mathbf{P}_{i,j} \quad (7)$$

由式(1)~式(7)可以看出,实际的 NURBS 曲面是一个由  $(n+1) \times (m+1)$  个控制点  $\mathbf{P}_{i,j}$  形成的以  $u$  和  $v$  为自变量的网格面,其用统一的表达式可同时精确描述标准的解析几何形体和自由形体;同时其基函数的分段形式保证了整个 NURBS 曲面的局部性质,即当一个控制点发生变化时,只是控制点附近曲面形状发生了变化,而其他区域形体保持不变;此外,只需给定  $\Delta \mathbf{S}(u', v')$  的 NURBS 曲面控制点、节点和权重系数等控制参数,即可控制型面的自由变化,且当  $\Delta \mathbf{S}(u', v') = 0$  时保证了  $\mathbf{S}_{\text{new}}$  为原始型面,ONERA M6 机翼的 NURBS 变形过程如图 1 所示。

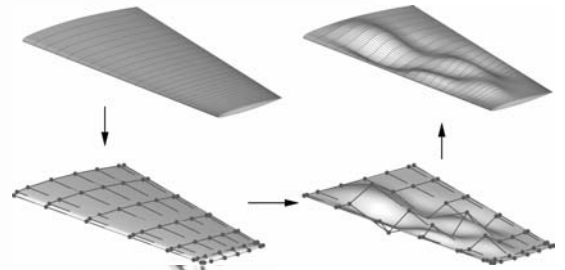


图 1 ONERA M6 机翼 NURBS 变形过程  
Fig. 1 NURBS deformation process of ONERA M6 wing

### 1.2 优化方法

优化方法按全局或局部寻优,主要分为基于梯度的寻优算法<sup>[3,15-16]</sup>、进化算法<sup>[10-12]</sup>和响应面法<sup>[8,13]</sup>等,本文采用的是基于梯度的局部寻优方法。尽管进化算法和响应面法可以进行全局搜索,但由于进化算法极为耗时以及响应面很难准确构建,基于梯度的寻优算法仍是当前工程优化的主要方法<sup>[4,14-16]</sup>。

式(1)~式(7)构成了优化平台的参数化模块,机翼气动外形优化流程如图 2 所示,要完成整个优化过程,还需要动网格模块、流场求解模块、梯度求解模块和优化迭代模块。

#### (1) 动网格模块

物面网格由 NURBS 方法进行实时更新,空间网格采用经典的弹性变形法<sup>[21]</sup>更新,即在物面和远场网格点之间按比例进行“压缩”或“拉伸”,

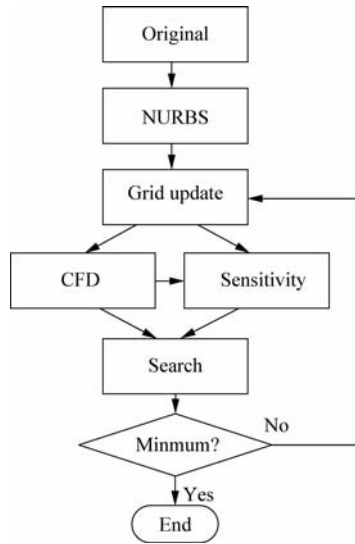


图2 优化流程

Fig. 2 Flowchart of optimization

以  $x$  方向为例, 计算公式为

$$\begin{cases} x_i^{\text{new}} = x_i^{\text{old}} + (1 - \text{arc}(i))(x_{\text{surface}}^{\text{new}} - x_{\text{surface}}^{\text{old}}) \\ \text{arc}(i) = \frac{\sum_{l=2}^i L_l}{\sum_{l=2}^m L_l} \\ L_l = \sqrt{(x_l - x_{l-1})^2 + (y_l - y_{l-1})^2 + (z_l - z_{l-1})^2} \end{cases}$$

### (2) 流场求解模块

采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程组和 Baldwin-Lomax 代数湍流模型<sup>[22]</sup>, 时间项采用 LU (Lower-Upper) 分解, 对流项采用 Osher 格式<sup>[23]</sup> 离散, 计算时采用多重网格技术加速收敛。

### (3) 梯度求解模块

梯度模块包括目标函数(阻力)对设计变量的导数和约束(升力、容积)对设计变量的导数计算。其中目标函数(阻力)和约束(升力)对设计变量的导数采用离散伴随方法<sup>[24]</sup> 进行求解, 机翼容积约束对设计变量的导数在 NURBS 模块基础上求解。

### (4) 优化模块

采用 SQP 方法<sup>[25]</sup> 进行优化迭代。针对机翼的单目标有约束优化问题:

$$\begin{aligned} \min \quad & f(x) \\ \text{s. t.} \quad & g_i \leq 0 \quad (i = 1, l) \\ & h_j = 0 \quad (j = 1, m) \\ & x_k^l \leq x_k \leq x_k^u \quad (k = 1, n) \end{aligned}$$

通常取阻力系数为目标函数  $f(x)$ , 以原始

外形设计点下机翼升力系数和容积作为约束条件, 通过寻优找出满足约束条件下的  $x_k$  (设计变量) 使机翼阻力系数(目标函数)最小。上述各个模块均采用 Fortran 语言程序开发, 在曙光 TC4000 服务器上串行计算进行优化迭代。

## 2 实例分析

以 ONERA M6 机翼为算例, 用 1.2 节优化平台对其外形进行优化设计。设计点马赫数  $Ma=0.84$ 、迎角  $\alpha=3.06^\circ$ 。计算网格为 30 万, 在保证机翼平面形状不变的情况下设置了 65 个设计变量, 其中上下翼面各 30 个, 前缘线上 5 个, 具体展向、弦向分布如表 1 所示。在 Red Hat Linux 系统下, 采用 Inter Xeon E5410 处理器(主频 2.33 GHz)、内存 16 Gb 进行优化计算, 在迭代过程中, 流场求解需耗时约 25 min, 梯度求解约需 30 min, 网格更新大约 20 s, 在满足机翼容积和设计点升力系数( $C_L=0.2579$ )约束的情况下, 串行计算完成整个寻优过程大约耗时 25 h。

表 1 控制点分布

Table 1 Location of control points

Direction	Location/%					
Spanwise	20	40	60	80	95	
Chordwise	0	5	15	35	60	75 95

表 2 给出了优化前后的结果对比, 由表 2 可以看出, 机翼的阻力系数  $C_D$  从最初的 0.018 79 (Original) 降至 0.016 32 (Optimized), 降幅达到 13.1%, 其中压差阻力系数  $C_{D,p}$  由原来的 0.013 61 降至 0.011 06, 摩擦阻力系数  $C_{D,v}$  几乎没变, 所以阻力的减小主要是激波阻力的贡献, 因为在保证机翼容积不变的情况下, 整个机翼的摩擦阻力变化不大。

表 2 优化结果对比

Table 2 Comparison of optimized results

Model	$C_L$	$C_D$	$C_{D,p}$	$C_{D,v}$
Original	0.257 85	0.018 79	0.013 61	0.005 18
Optimized	0.257 86	0.016 32	0.011 06	0.005 26

图 3 为优化前后上翼面压力系数( $C_p$ )对比, 从图中可以看出原始机翼上翼面  $\lambda$  激波较强, 优化后激波明显减弱。图 4 为机翼展向位置  $\eta=44\%$ , © 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

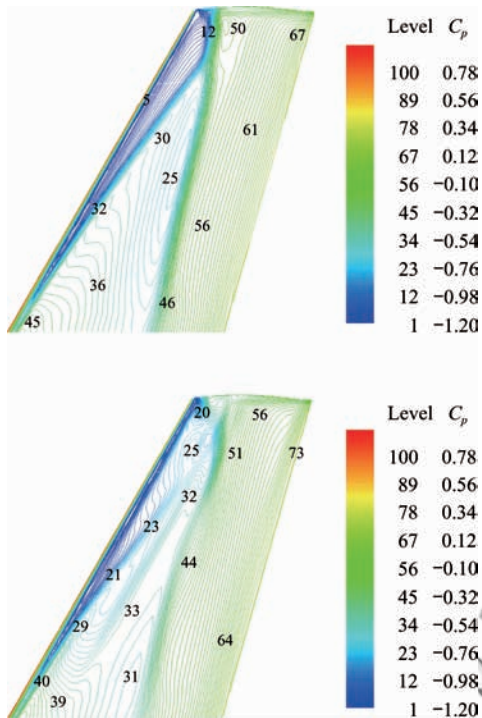


图3 机翼上表面压力系数分布

Fig. 3 Pressure coefficient on up-wing surface

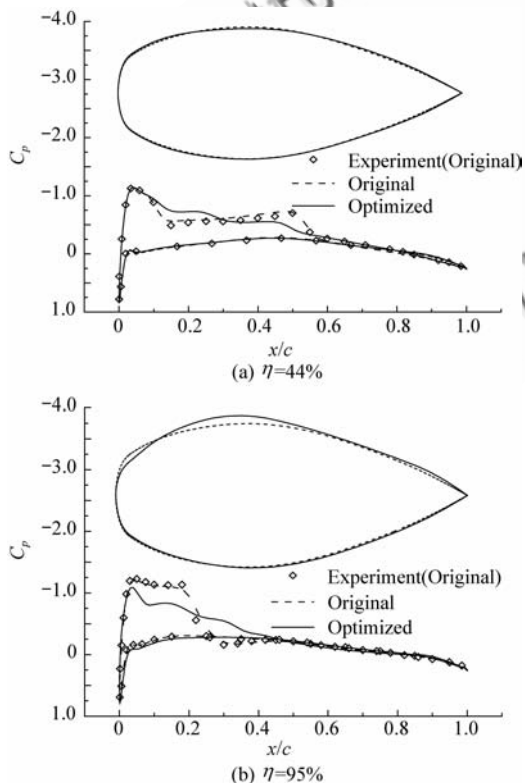


图4 不同展向翼型及压力系数分布

Fig. 4 Aerofoil profile and pressure coefficient in different spanwise directions

95%处的翼型和压力分布,并给出了原始机翼翼面压力系数试验结果。由图4可以看出:计算和试验结果几乎吻合,所用的流场解算器较好地捕捉到上翼面的激波位置;优化后上翼面压力变化缓和,激波明显减弱。此外,还可看出机翼翼梢部分翼型变化较大,翼型前缘半径减小,最大厚度增加,而且主要集中在上翼面。

### 3 结论

(1) NURBS 参数化方法以其基函数独特的分段形式保证了型面的局域控制能力,而且具有较好的可控性和光滑性。

(2) 通过对 ONERA M6 机翼在跨声速条件下进行优化设计,机翼的阻力系数降低 13.1%,上翼面  $\lambda$  激波明显减弱;阻力的减小主要来自激波阻力的降低,摩擦阻力变化不大。

(3) 优化实例表明所建立的优化平台有效可行,NURBS 参数化方法与其他模块之间运作良好,可以应用于机翼等部件的气动外形优化设计。

### 参 考 文 献

- [1] Hicks R M, Murman E M, Vanderplaats G N. An assessment of airfoil design by numerical optimization [R]. NASA-TM-X-3092, 1974.
- [2] Hicks R M, Henne P. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(7): 407-412.
- [3] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 13(3): 233-260.
- [4] 刘润泽, 张晓东, 安柏涛, 等. 非均匀有理 B 样条曲线及节点插入算法在透平叶片优化设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 451-458.  
Liu Runze, Zhang Xiaodong, An Botao, et al. Application of non-uniform rational B-spline curve and knot insertion algorithm to turbine blade optimization[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 451-458. (in Chinese)
- [5] Samareh J A. A survey of shape parameterization techniques for high-fidelity multidisciplinary shape optimization[J]. AIAA Journal, 2001, 39(5): 877-884.
- [6] Wataru Y, Sylvain M, Gérald C. Geometry parameterization and computational mesh deformation by physics-based direct manipulation approaches[J]. AIAA Journal, 2010, 48(8): 1817-1832.
- [7] Jason E H, David W Z. Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement[J]. AIAA Journal, 2010, 48(2): 400-413.
- [8] 王晓锋, 席光. 基于 Kriging 模型的翼型气动性能优化设计[J]. 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

- 计[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 545-549.
- Wang Xiaofeng, Xi Guang. Aerodynamic optimization design for airfoil based on Kriging model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 545-549. (in Chinese)
- [9] 杨旭东, 乔志德. 基于共轭方程法的跨音速机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2003, 34(1): 2-5.
- Yang Xudong, Qiao Zhide. Optimum aerodynamic design of transonic wing based on adjoint equations method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 34(1): 2-5. (in Chinese)
- [10] 孙奕捷, 申功璋. 飞翼布局飞机控制/气动/隐身多学科优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1357-1360.
- Sun Yijie, Shen Gongzhang. Multidisciplinary optimization of control-aerodynamic-stealth for flying wing aircraft design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1357-1360. (in Chinese)
- [11] Vijay N J, Felipe A C V, Raphael T H, et al. Design optimization of a bendable UAV wing under uncertainty[R]. AIAA-2010-2761, 2010.
- [12] Kim H J, Liou M S. Aerodynamic optimization using a hybrid moga-local search method[R]. AIAA-2010-2911, 2010.
- [13] Laurenceau J, Meaux M, Montagnac M, et al. Comparison of gradient-based and gradient-enhanced response-surface-based optimizers[J]. AIAA Journal, 2010, 48(5): 981-994.
- [14] Jameson A, Martinelli L, Pierce N A. Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998(10): 213-237.
- [15] Leoviriyakit K, Jameson A. Multi-point wing planform optimization via control theory [R]. AIAA-2005-450, 2005.
- [16] Takenaka K, Obayashi S, Nakahashi K, et al. The application of MDO technologies to the design of a high performance small jet aircraft[R]. AIAA-2005-4797, 2005.
- [17] Jason E H, David W Z. Integrated geometry parametrization and grid movement using B-spline meshes[R]. AIAA-2008-6079, 2008.
- [18] Lepine J, Guibault F, Trepanier J, et al. Optimized non-uniform rational B-spline geometrical representation for aerodynamic design of wings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(11): 2033-2041.
- [19] Castonguay P, Nadarajah S. Effect of shape parameterization on aerodynamic shape optimization[R]. AIAA-2007-59, 2007.
- [20] Arash M, Patrice C, Siva K N. Survey of shape parameterization techniques and its effect on three-dimensional aerodynamic shape optimization [R]. AIAA-2007-3837, 2007.
- [21] Pandya M J, Baysal O. Gradient-based aerodynamic shape optimization using alternating direction implicit method [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(3): 346-352.
- [22] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA-1978-257, 1978.
- [23] Chakravarthy S R, Osher S. Numerical experiments with the Osher upwind scheme for the Euler equations[J]. AIAA Journal, 1983, 21(9): 1241-1248.
- [24] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
- [25] Wilson R B. A simplicial algorithm for concave programming[D]. Boston: Harvard University, 1963.

#### 作者简介:

**马晓永**(1979—) 男, 博士研究生, 助理研究员。主要研究方向: 气动外形优化。  
Tel: 0816-2462264  
E-mail: mxycardc@mail.ustc.edu.cn

**范召林**(1963—) 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器总体设计。  
Tel: 0816-2466021  
E-mail: fzl-cardc@163.com

**吴文华**(1974—) 男, 副研究员。主要研究方向: 飞行器优化设计。  
Tel: 0816-7067916  
E-mail: 619677947@qq.com

**杨党国**(1980—) 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 飞行器设计。  
Tel: 0816-2462268  
E-mail: yangdg-cardc@163.com

# Aerodynamic Shape Optimization for Wing Based on Non-uniform Rational B-spline

MA Xiaoyong<sup>1,2</sup>, FAN Zhaolin<sup>2,\*</sup>, WU Wenhua<sup>1</sup>, YANG Dangguo<sup>2</sup>

1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China
2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China

**Abstract:** Aerodynamic design optimization is to find the optimum of aircraft aerodynamic performance under certain constraints by changing the shape of the designed object. It facilitates the design process by automating both the performance analysis and the optimization method. Aerodynamic design optimization is an integrated application of geometry parameterization, grid update, flow field solver and optimization method, and it has contributed to the design of aircraft with the maturity of computational fluid dynamics (CFD) and the progress of computer performance. This paper presents an aerodynamic wing shape optimization method based on non-uniform rational B-spline (NURBS), in which the mesh deformation is used with a spring-based smoothing method. The Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with an algebraic turbulence model of Baldwin-Lomax are used to solve the flow field, and a discrete-adjoint method inexpensively computes the sensitivities of the function with respect to design variables, to build the gradient of the objective function. Finally, an sequential quadratic programming (SQP) method is employed to find the optimum. An aerodynamic shape optimization is performed to minimize the drag of wing ONERA M6 at transonic  $Ma = 0.84$  and  $\alpha = 3.06^\circ$ . As a result of the optimization, the pressure coefficient on the up-wing surface is changed obviously, and the  $\lambda$  shock wave is much reduced. The drag coefficient loses 25 drag counts, which means a 13.1% drag improvement with the constraints of the lift and volume. This application to an aerodynamic design optimization validates the system of optimization and design based on NURBS.

**Key words:** non-uniform rational B-spline; geometric parameter; aerodynamic shape optimization; ONERA M6 wing; numerical simulation

**Received:** 2010-12-06; **Revised:** 2011-02-28; **Accepted:** 2011-03-30; **Published online:** 2011-04-19 17:02:17

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110419.1702.004.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20110419.1702.004

**Foundation item:** International Science and Technology Cooperation Foundation of China (2007DFA70880)

\* **Corresponding author.** Tel.: 0816-2466021 E-mail: fzl-cardc@163.com