

## 基于伴随算子的跨声速机翼气动优化设计

杨 洋<sup>1</sup> 欧阳绍修<sup>2</sup> 刘学强<sup>2</sup> 覃 宁<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学航空学院, 西安, 710072)

(2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:**为了提高跨声速机翼气动效率,采用了基于伴随算子的优化设计方法对跨声速机翼进行了优化设计。其中,采用基于多块结构网格的流场解算器计算机翼气动系数,采用相对应于流场解算器计算气动系数对设计参数的导数。解算器的空间离散采用 Osher 格式,优化时湍流模型采用 B-L 模型。初始机翼设计采用参数化设计。优化设计结果表明,升阻比相对改善 8.1%,从数值计算的角度表明了该方法的有效性。

**关键词:**跨声速;优化;数值模拟;紊流模型

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)03-0347-06

## Aerodynamic Optimization of Transonic Wing Using Discrete Adjoint Operator

Yangyang<sup>1</sup>, Ouyang Shaoxiu<sup>2</sup>, Liu Xueqiang<sup>2</sup>, Qin Ning<sup>2</sup>

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

(2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Aerodynamic optimization design is presented to improve the aerodynamic efficiency of transonic wing. The Osher scheme is used to solve the Navier-Stokes(N-S) equations to obtain the aerodynamic coefficients. The B-L turbulence model is used for optimization. A discrete adjoint solver is used to calculate the gradients, which makes it possible to optimize transonic wing with a large number of design variables. The coefficient design method is used for original design. The results show that the lift drag ratio is improved 8.1% in the optimization.

**Key words:** transonic; optimization; numerical simulation; turbulence model

经过几十年的发展,计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)已经完全融合到飞行器设计过程中,与风洞实验一起成为飞行器设计必不可少的组成部分之一。对飞行器设计而言,CFD分为3个步骤<sup>[1-2]</sup>:最初是采用位流理论,该过程耗时少但精度低;第二阶段是采用 Euler 方程,该过程精度有较大提高,但耗时与第一阶段相比有所增加;第三阶段是采用 Navier-Stokes(N-S)方程,该方法的精度得到较大提高,能较真实地模拟流动,但耗时较长。相应地,对气动优化而言,也有上述3个阶段:耗时最少但精度较低的可用于概

念设计阶段,该阶段可与其他优化设计目标一起进行多目标优化设计(Multi-objective optimization, MOD)<sup>[3]</sup>,精度较高但耗时的优化设计可用于细节设计,通常这个阶段只限于单方面的优化设计。

随着计算能力的提高,气动优化设计于20世纪80年代末进入应用。Jameson<sup>[4]</sup>提出了基于伴随算子的气动优化设计,并渐渐被工业部门所应用,它们相应地开发了自己的基于伴随算子的气动优化设计程序,如 Rolls-Royce, BAE Systems 以及空客<sup>[5-9]</sup>等,这些程序的开发,为这些公司进行气动优化设计提供了较好的优化设计工具。中国进

行相似的研究工作起步较晚,对采用 Euler 方程和伴随算子的优化设计已有较多的发展和成果,但在基于 N-S 方程的精度较高的优化设计方面发表的成果较少,与国外已有的成果存在一定的差距。

本文针对精度较高但耗时的单目标气动优化进行研究,对跨声速机翼气动进行了优化设计。解算器采用了基于 N-S 方程的解算器,紊流模型在优化过程中采用代数模型(B-L 模型)。论文对优化设计过程进行了分析,对优化设计结果进行了讨论,表明该优化方法可较大幅度提高跨声速机翼的升阻特性。

## 1 CFD 及伴随算子方法介绍

### 1.1 解算器介绍(CFD 方法)

解算器采用了基于雷诺平均的 N-S 方程。优化过程的紊流模型采用了 B-L 模型。

#### 1.1.1 控制方程

雷诺平均三维 N-S 方程可写成如下形式

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} = \frac{M_\infty \sqrt{\gamma}}{Re_\infty} \cdot \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{U} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{Bmatrix}, \mathbf{F}_i = \begin{Bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_1 u_i + p \delta_{1i} \\ \rho u_2 u_i + p \delta_{2i} \\ \rho u_3 u_i + p \delta_{3i} \\ (e + p) u_i \end{Bmatrix}, \mathbf{G}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ \sigma_{1i} \\ \sigma_{2i} \\ \sigma_{3i} \\ u_m \sigma_{mi} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\rho, e, p, k$  分别为大气密度、单位能量、压强、热传导系数及温度; $u_1, u_2, u_3$  ( $u_i$ ) 分别代表沿坐标系  $x, y, z$  ( $x_i$ ) 3 个方向的速度分量;粘性切应力张量  $\sigma_{mi} = \mu \left( \frac{\partial u_m}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_m} \right) + \lambda \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \delta_{mi}$ ; 两个动量输运系数(第一粘性系数和第二粘性系数)在流体处于平衡态时的关系为:  $\lambda = -\frac{2\mu}{3}$ , 其中当采用涡粘性假设时有  $\mu = \mu_L + \mu_T$ ,  $\mu_L$  代表层流粘性系数,  $\mu_T$  代表湍流粘性系数;  $k = -\frac{\gamma}{\gamma-1} \left( \frac{\mu_L}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right)$ , 层流  $Pr_L$  为 0.72, 紊流  $Pr_T$  为 0.9;  $\gamma, Ma_\infty, Re_\infty$  分别代表来流气体的比热比系数、马赫数及雷诺数。

### 1.1.2 方程的离散

空间离散采用了基于 Osher 格式的逆风格式。

通常 Osher 格式把通量分裂成正通量  $F^+(U)$  和负通量  $F^-(U)$ , 这两个通量需要满足如下的关系

$$F(U) = F^+(U) + F^-(U) \quad (3)$$

式中

$$\begin{cases} \frac{\partial F^+}{\partial U} = A^+(U) \\ \frac{\partial F^-}{\partial U} = A^-(U) \end{cases} \quad (4)$$

对左右两个初始值  $U_0 = U_L, U_1 = U_R$ , 则在中间面  $k$  上的通量可由下式计算得到

$$\begin{cases} F_k^-(U) = F(U_0) + \int_{U_0}^{U_1} A^-(U) dU \\ F_k^+(U) = F(U_1) - \int_{U_0}^{U_1} A^+(U) dU \end{cases} \quad (5)$$

Osher 格式的特点是把积分路径分成  $U_0, U_{1/3}, U_{2/3}, U_1$  四段进行分段积分。

在对时间离散上,采用了隐式格式。离散后的方程如下式所示

$$\left[ \frac{1}{\Delta t} \frac{\partial Q}{\partial P} + \frac{\partial \tilde{R}(Q^n)}{\partial P} \right]^n \Delta P = -R(Q^n) \quad (6)$$

式中: $Q$  为守恒变量,  $n$  代表时间步,  $R$  代表离散后的残值,  $P = (\rho, u, v, w, p)$ ,  $P^{n+1} = P^n + {}^n \Delta P$ 。

### 1.2 伴随算子的优化方法

基于伴随算子优化设计方法的一个重要内容是需要得到约束函数和目标函数对设计参数的导数,该导数依赖于流场控制方程的伴随方程<sup>[10-11]</sup>。设伴随向量为  $\lambda$ , 以及目标函数为  $F$ , 则伴随方程如下式所示

$$\left( \frac{\partial R}{\partial P} \right)^t \lambda = -\frac{\partial F}{\partial P} \quad (7)$$

与 N-S 方程一样,上述方程一般不存在解析解,需对上式进行离散求解,离散后的方程可表示为

$$\left[ \frac{1}{\Delta t} \frac{\partial Q}{\partial P} + \frac{\partial \tilde{R}(Q^*)}{\partial P} \right]^t {}^n \Delta \lambda = -\left\{ \frac{\partial F}{\partial P} + \left[ \frac{\partial R(Q^*)}{\partial P} \right]^t \lambda^n \right\} \quad (8)$$

式中

$$\lambda^{n+1} = \lambda^n + {}^n \Delta \lambda$$

上面的离散方程迭代形式与求解流场的迭代方式一样,因而可以共用迭代模块程序。

当  $\lambda$  解出后,则目标函数相对于设计参数的导数可表达为

$$\frac{dF}{d\beta_k} = \left(\frac{\partial F}{\partial X}\right)' \frac{dX}{d\beta_k} + \lambda' \frac{\partial R}{\partial X} \frac{dX}{d\beta_k} \quad (9)$$

式中: $\beta_k$ 为第 $k$ 个设计参数, $X$ 为几何变量。具体推导过程及求解过程见文献[11]。

上述算法中,从式(7~9)可以看到,导数的计算量与设计参数几乎独立,因而设计参数的多少与导数计算量的大小关联不大。一般地,求解伴随方程的计算量大致是流场解算的3倍左右,这样该方法就可以求解大参数的气动优化设计问题,使得该方法可成为工业设计部门的一个现实气动优化设计手段。本方法属于梯度优化算法(导数优化算法),因而其优化结果属于局部最优解,保证不了全局最优解。

## 2 跨声速机翼优化设计

### 2.1 参数化设计

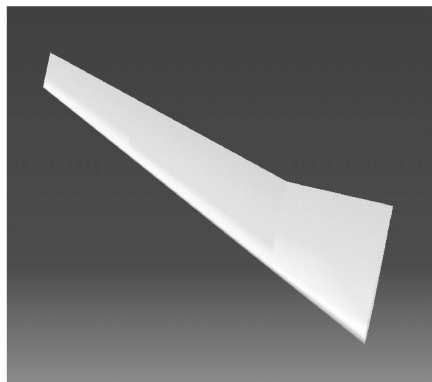
因梯度优化算法的局限性,即优化结果为局部最优解,保证不了全局最优解,因此最终的优化设计结果严重依赖初始设计的结果(即优化出发点)。为达到较好的优化结果,本文采用了参数化设计方法,该方法以参数输入为输入点,样条曲面作为输出点,从而得到需要的设计实体。因该程序输入的是设计参数,输出的是可供CATIA等读取的实体模型,因而简化了设计过程,大大缩短了设计时间,同时能很好地保证设计得到的曲面光滑及精确性。具体的参数化过程见文献[11]中的第四部分。图1(a)给出了通过参数化设计得到的本文设计的跨声速机翼。值得一提的是,在进行参数化设计过程中,设计者的气动背景直接决定了设计得到机翼的气动性能好坏,如后掠角的选取,扭转角的分布,每个翼剖面的翼型选取,这些直接决定了机翼的展向载荷分布从而决定了机翼的升阻比。

设计得到的机翼平面形状如图1(b)所示。其中,最大厚度(根/拐折/尖)分别为15%/12%/11%。在以下的优化过程中该平面形状不发生改变,即机翼后掠角、机翼最大厚度等参数不发生变化,通过求解伴随算子,根据气流情况对翼剖面、扭转角进行改变,达到改善机翼气动性能的目的。

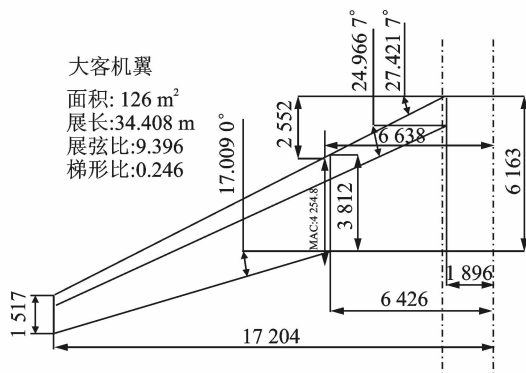
### 2.2 气动优化设计过程及结果分析

根据本次机翼设计的要求,提出如下的优化设计目标:

- (1)设计巡航马赫数为0.785;
- (2)阻力最小化( $C_d$ 最小);
- (3)优化过程的约束条件:升力系数不低于0.5(即 $C_l \geq 0.5$ );同时每个截面面积控制在: $V_{oi} \leq$



(a) 机翼实体模型图



(b) 设计得到的机翼平面参数示意图

图1 参数化设计得到的模型及机翼平面参数

$V_i \leq 1.2 \times V_{oi}$ ,  $i=1, \dots, N$ 。其中 $V_{oi}$ 代表翼型截面第 $i$ 个优化前截面积, $V_i$ 代表第 $i$ 个翼型优化后截面积, $N$ 代表约束不等式的总个数,约束的理论方法具体见文献[11],因篇幅原因不再重述。

为此,采用了6个优化控制截面,见图2。其中前5个截面,每个截面分别具有16个设计参数(每个翼剖面上下两条曲线,每条曲线由样条曲线拟合,每条样条曲线由8个设计参数决定,共计16个设计参数,样条曲线信息见文献[11]),6个控制截面的扭转角也为设计参数,设计参数再增加6个,设计参数总数为 $5 \times 16 + 6 = 86$ 个。图3给出了计算网格示意图。

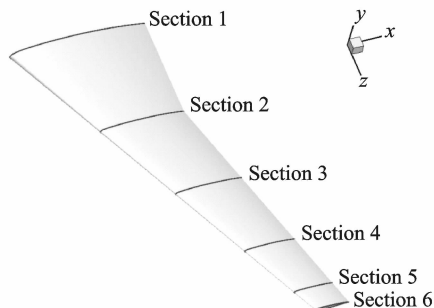


图2 优化设计控制剖面

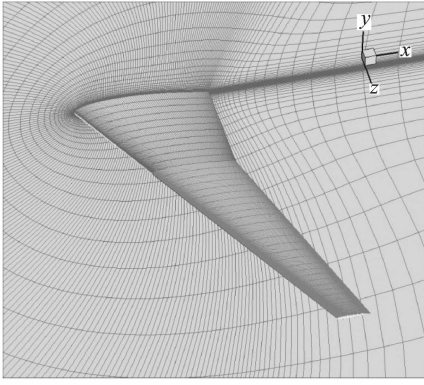


图3 计算网格

经优化设计迭代,目标函数的变化在图4中给出。可以发现,随着优化迭代步数的增加,阻力逐渐减小,至第4步优化迭代,阻力降低了约8.12%,升阻比增加了约8.1%,取得了很好的优化效果。图5、图6为约束随迭代步数变化的曲线,从图中可以看出,在优化迭代过程中,升力系数和截面体积都得到了严格的约束。因此,从数值优化的角度考虑,该优化设计是非常成功的。

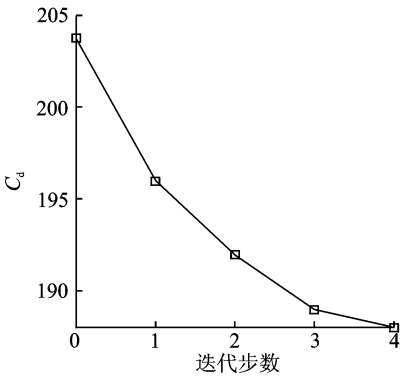


图4 目标函数随迭代步数变化(阻力)

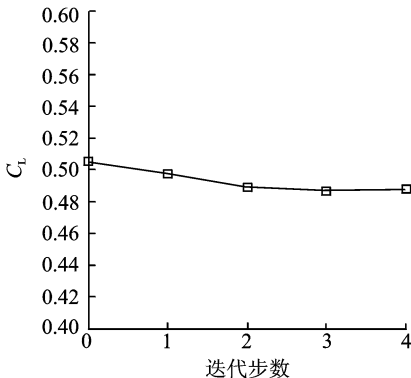
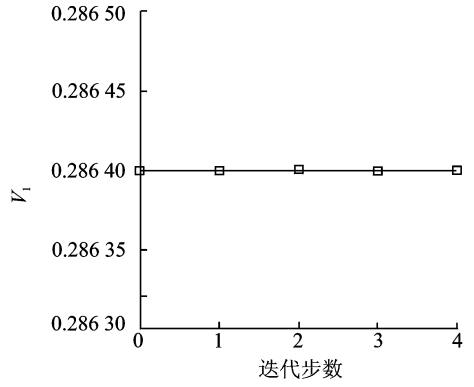
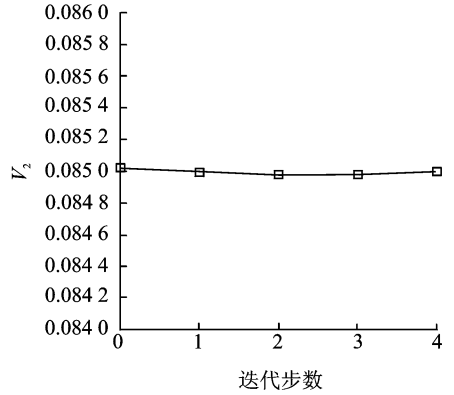


图5 约束随优化迭代步数的变化(升力)



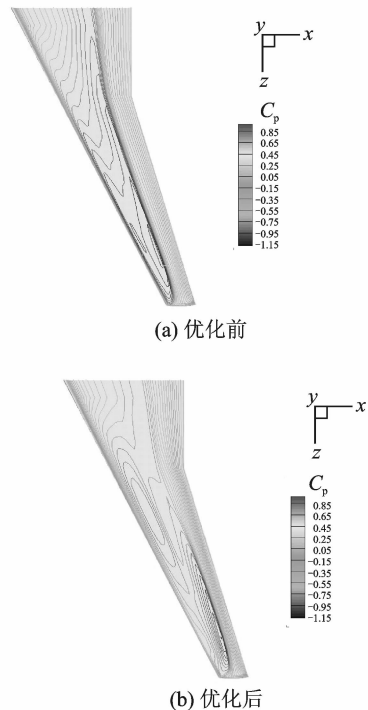
(a) 截面1面积



(b) 截面2面积

图6 约束随优化迭代步数的变化趋势

图7给出了优化前后表面压力云图的变化情况,可以看到,优化后的激波强度有所减弱,这就降低了激波阻力,提升了机翼的气动性能;图8、图9

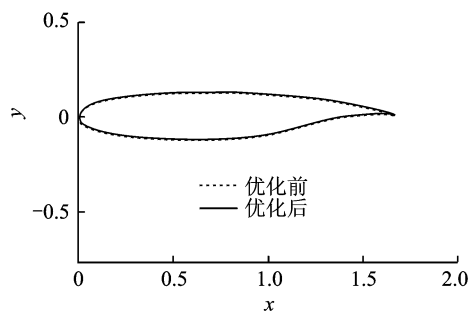


(a) 优化前

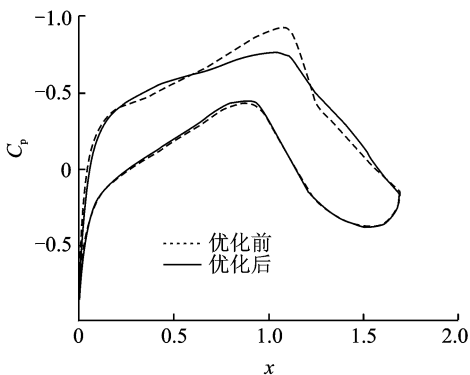
(b) 优化后

图7 表面压力云图

及图 10 可以进一步反映优化前后截面 1、2 及 5 处的翼型形状变化及相应的压强系数分布变化,这些曲线更进一步反映优化能够使得激波减弱,从而降

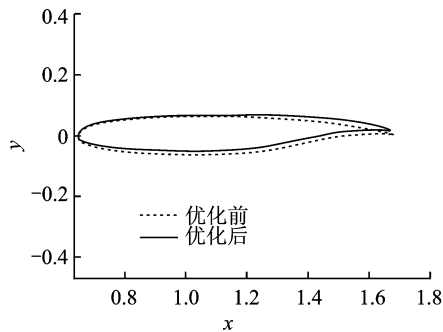


(a) 机翼剖面形状

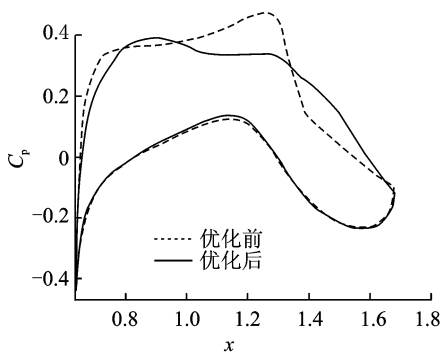


(b) 压力系数

图 8 截面 1 优化前后机翼剖面形状及压力系数分布曲线

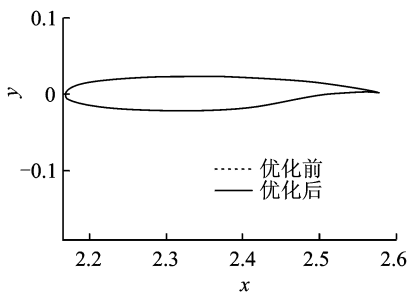


(a) 机翼剖面形状

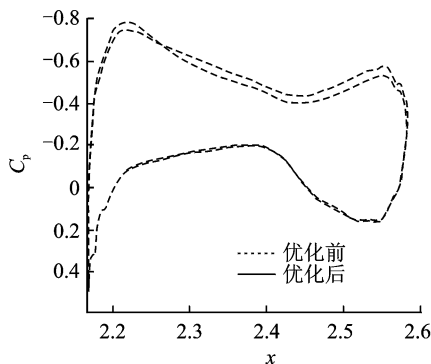


(b) 压力系数

图 9 截面 2 优化前后机翼剖面形状及压力系数分布曲线



(a) 机翼剖面形状



(b) 压力系数

图 10 截面 5 优化前后机翼剖面形状及压力系数分布曲线

低激波阻力,提高机翼在跨声速段的气动性能,也表明该优化设计方法针对该类问题的有效性。

为了进一步量化优化前后机翼气动性能的变化,把优化前后的气动性能参数通过表 1 进行罗列比较。从表中可以看到,升阻比从优化前的 24.6 升到了优化后的 26.6,改善量为 8.1%。

表 1 气动力系数比较

机翼	升阻比	升力系数	阻力系数	压阻系数	摩擦阻系数	升阻比改善量
初始	24.6	0.502	0.020 38	0.016 096	0.004 281	
优化后	26.6	0.50	0.018 80	0.014 551	0.004 332	8.1%

### 3 结束语

本文采用基于 N-S 方程的伴随算子优化设计方法对跨声速机翼在不改变平面参数条件下进行了优化设计,设计结果表明,在不改变机翼已有平面参数情况下,升阻比得到较大的提升,大大改善机翼的气动性能,说明采用该优化方法可有效提高机翼气动性能,反映了本文所采取的气动优化设计方法可用于跨声速机翼的气动优化设计。

因梯度优化算法的局限性,即优化结果为局部最优解,保证不了全局最优解,为了进一步提高目标函数的优化,一般采取如下两种方法:第一种方

法是约束限制条件的放宽,如机翼体积的限制,但该方法因工程的其他设计要求往往行不通;第二种是更换优化起始点,从而收寻到接近全局最优点,该方法是工业界目前较为认可的方法,但受限于优化实现者的相关气动背景,需要进行更进一步的研究。

#### 参考文献:

- [1] Jameson A. Re-engineering the design process through computation[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(1):36-50.
- [2] Jameson A, Martinelli L, Alonso J J. Simulation based aerodynamic design[C]//IEEE Aerospace Conference. Big Sky, Montana:[s. n.],2000.
- [3] Sobieszczanski-Sobieski J,Haftka R T. Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments[R]. AIAA-1996-0711,1996.
- [4] Jameson A. Aerodynamic design via control theory [J]. *Journal of Scientific Computing*, 1988, 3(3): 233-260.
- [5] Ahlstrom E, Vassberg J C, Jameson A. G-force: The design of an unlimited class Reno racer[R]. AIAA-2000-4341,2000.
- [6] Jameson A, Vassberg J C. Computational fluid dynamics for aerodynamic design: Its current and future impact[R]. AIAA-2001-0538,2001.
- [7] Soemarwoto B I, Laban M, Jameson A. Adaptive aerodynamic optimization of regional jet aircraft[R]. AIAA-2002-0260,2002.
- [8] Alonso J J,Jameson A. Advanced algorithms for design and optimization of quiet supersonic platform [R]. AIAA-2002-0144,2002.
- [9] Cliff S E,Reuther J J, Saunders D A. Single-point and multipoint aerodynamic shape optimization of high-speed civil transport [J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(6): 997-1005.
- [10] Le Moigne A, Qin N. Variable-fidelity aerodynamic optimisation for turbulent flows using a discrete adjoint formulation[J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(7): 1281-1192.
- [11] Le Moigne A. A discrete Navier-Stokes adjoint method for aerodynamic optimisation of Blended Wing-Body configurations[D]. United Kingdom, Bedford: Cranfield University, 2003.