

文章编号:1000-8055(2011)07-1583-07

基于伴随算子的气动布局优化技术及其 在大飞机机翼减阻中的应用

吴文华^{1,2}, 陶 洋², 陈德华^{1,2}, 王元靖², 黄 勇²

- (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: 为了提高大型飞机机翼的气动性能, 发展了基于 Bezier-Bernstein 曲线的机翼气动布局参数化技术和网格变形技术, 以及基于 Navier-Stokes 方程的流场解算器、伴随算子解算器和二次规划寻优算法, 形成了气动布局优化软件。通过改变约束条件、设计参数范围和初始点, 对机翼进行了一系列的极多参数和多约束的气动布局精细优化设计, 得到了良好的优化结果, 优化结果表明该优化方法是高效和可靠的。

关 键 词: 气动布局; 优化; 伴随算子; 减阻; 机翼

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Wing optimization of large airplane by adjoint method

WU Wen-hua^{1,2}, TAO Yang², CHEN De-hua^{1,2},
WANG Yuan-jing², HUANG Yong²

- (1. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. High Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The optimization software was developed to improve the performance of the wing of large airplane. This software include the three main techniques: the aerodynamic configuration parameterization and grid update technique based on Bezier-Bernstein curve parameterization method; the flow solver and adjoint solver based on three-dimensional (3-D) Reynolds averaged Navier-Stokes equations; the optimization method based on sequential quadratic programming algorithm. This paper did series optimization for a wing with many design variables and different constraints and get some excellent results. The analysis to the result shows the optimization method is reliable and efficient.

Key words: aerodynamic configuration; optimization; adjoint; drag reduction; wing

优化设计是科学研究尤其是工程领域中非常重要的研究内容,其实质是在限定条件下获得最佳的设计效果,或者在满足设计目标的条件下,花费最小的代价。近些年来,在机械、电力、水利、航空航天、商业、国防等各部门中,优化问题越来越

成为大家关注的焦点。特别是随着经济管理的科学化和综合化,资源配置与利用的合理化,工程技术的复杂化、大型化与精密化,寻找最优的决策以期获得最佳的技术解决方案和经济效益已经成为促进国民经济健康发展的有效方法。因此,最优化

收稿日期:2010-05-11; 修订日期:2011-03-24

基金项目:国家自然科学基金(10972233); 国际科技合作项目(2007DFA70880)

作者简介:吴文华(1974—),男,江西宜黄人,副研究员,从事试验空气动力学和数值优化研究。

技术在国民经济的各个领域里获得了广泛的应用。

气动布局性能对飞机的综合性能具有决定性的影响。优良的气动外形应用于飞机设计中将会产生巨大的经济效益。文献[1]中介绍, Lynch 于1981年作过如下估算:按照当时的燃料价格,对于一架 DC-10 大小的飞机,升阻比每提高百分之一,每年可节约燃料费 100 000 美元。飞行器与空气的相互作用问题是高阶的非线性系统,其气动特性与飞行器外形之间的关系非常复杂,使得气动布局的设计非常困难。气动布局优化是通过调整布局外形来提高飞机布局的气动性能,这是提高飞行器布局气动性能的重要手段。使用气动布局优化设计技术能够有效改进飞行器气动布局的性能,并提高气动布局设计的效率,因此发展气动布局优化技术具有十分重要的意义。

人们对气动布局优化设计方法的研究已经开展了很久,但是由于此类问题设计变量数目众多、求解区域不确定、限制条件复杂、目标函数计算困难,使得这一类优化问题的研究非常困难。90 年代以前,由于数值计算技术和计算机的还不够先进,数值计算需要的时间非常长,所以布局性能的获取通常是通过试验或者工程计算来进行。进入 21 世纪后,计算机和数值计算技术的发展使得完成一次数值计算所需要的时间大大缩短,数值优化成为可能并逐渐获得大量的应用。试验优化具有精度高,结果可靠的特点,是飞行器设计中必不可少的过程,而且工程优化和数值优化的结果还是需要经过试验的验证,但是试验优化的周期长,费用昂贵,而且提供的信息量也偏少;数值优化精度比较高,获得的信息量大,费用低,而且随着计算机技术的迅速发展,其优化速度也越来越快,发展非常迅速,应用前景广阔^[2-5]。

近年美国和西欧对基于伴随算子(adjoint)求导算法(Jameson 等^[6], Lee 等^[8-9], Moigne^[1]和其他研究者^[5-7])的气动布局优化技术进行了大量的研究,掌握了这一先进优化技术并逐渐投入工业应用,基于伴随算子和并行计算的优化技术,为气动布局优化提供了准确、快速、便捷的工具,是当前该领域的最新进展,它能够快速并准确地获得限定条件内的最优布局,而且该方法的计算量与设计参数数量基本无关,最新的波音 787, A380 等飞机的研制中都应用了这项技术。其中, Jameson 作为这一优化方法的创始人,采用机翼网格点坐标作为设计参数,伴随算子作为敏感导数解算方法,最速下降法作为寻优算法,开展了机翼减阻设

计和指定压力分布形式的机翼反设计研究。英国谢菲尔德大学覃宁教授采用了 Bezier-Bernstein 外形参数化方法,二次规划寻优算法,开展了机翼减阻优化设计^[1]。

国内中国空气动力研究与发展中心和西北工业大学等单位在这方面也开展了一些研究工作,但是研究应用水平与西方发达国家相比还有较大差距。

现代飞机设计对气动布局设计提出了更高的要求,在设计早期,气动布局设计要提供比过去精度高得多的性能参数,并留有更多的余量,以避免在后阶段更改设计带来的巨大损失。要达到这个目标必须采用新的设计手段,对气动布局的每一个区域进行细致、高精度、定量的综合优化,充分搜索设计空间内可能的布局外形,以获得最优化的设计结果。这种优化必须对构成飞机外形全部曲面进行参数化,从而产生成百上千,甚至数千个优化设计参数,也使得气动布局优化成为一个参数极多,目标函数计算困难,而且两者关系异常复杂的优化问题。

本文的主要工作是通过基于伴随算子的气动布局优化方法,实现了极多参数大型飞机机翼的气动布局优化设计,并获得了有效的减阻效果。

1 数值方法

常规的气动布局气动特性计算要求计算结果具有很高的精准度,而气动布局优化设计也要求计算结果准确,但是更强调优化过程中,计算获得的不同布局外形气动特性——优化目标之间差量的准确性。如果计算过程中,解的振荡性太大,那么在解满足收敛条件时,有可能某个解在波峰,而另外一个解处在波谷,那么它们的差量就包含了较大的数值误差,因此本研究需要的解算器不仅要速度快,还要稳定性高,能很好地抑制解的振荡,以便数值误差互相抵消,获得高精度的差量。

用于优化设计的雷诺平均方程解算器还要具有很高的健壮性,即要求在求解过程中,最大限度地避免出现解不收敛等导致计算过程中断的情况出现,因为伴随算子优化是完全自动进行的,期间要进行时间很长的优化并且完成大量网格不同的数值计算,如果在其中的某一步出现问题,那么整个优化过程就会中断,或者导致错误的优化结果产生。

1.1 流场解算方法

根据优化设计平台对流场解算器的技术要

求,在借鉴和改进国内外研究的基础上,采用基于黎曼近似基本解的 Osher 矢通量分裂格式和有限体积法方法来构造解算器,空间离散采用单调迎风守恒型差分格式(MUSCL),时间离散可以采用隐式或显式差分格式.这种方法具有较高的精度和良好的稳定性,同时能够有效抑制解的振荡,能够满足优化计算对数值解算器的几个要求.

任意控制体 Ω 上 Navier-Stokes (N-S) 方程组的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{U} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0$$

其中 $\partial\Omega$ 表示控制体边界, $\mathbf{F}$ 为 N-S 方程组除了时间项以外各计算项的矩阵形式

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{E}_c - \frac{1}{Re} \mathbf{E}_v \\ \mathbf{F}_c - \frac{1}{Re} \mathbf{F}_v \\ \mathbf{G}_c - \frac{1}{Re} \mathbf{G}_v \end{bmatrix}$$

采用有限体积法将上述方程离散,意味着整个计算区域被分割成很多小的控制体,对于第 i 个控制体 V_i 上 N-S 方程组形式

$$V_i \frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial t} = -\mathbf{R}_i$$

$\mathbf{U}_i$ 为第 i 个控制体上状态变量的平均值, $\mathbf{R}_i$ 为流经控制体表面的通量总和的残差矢量

$$\mathbf{R}_i = \sum_{\text{faces}} \mathbf{F}(\mathbf{U}_i) \cdot \mathbf{n} S$$

本计算程序是利用时间推进法求解稳态问题,对于第 n 个时间层

$$\frac{\mathbf{U}^{n+1} - \mathbf{U}^n}{\Delta t} = -\mathbf{R}(\mathbf{U}^n)$$

即

$$\mathbf{U}^{n+1} = \mathbf{U}^n - \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{U}^n)$$

采用当地时间步长,以加速收敛.

对流项的处理采用近似黎曼解的 Osher 格式^[10-11]. Osher 格式是一种矢通量分裂方法,其在处理间断问题上表现出色.由于采用有限体积法时,整个流场被划分为许多小控制体,每个控制体和周围相邻的某个控制体共享一个界面,通过计算每个界面上的通量来得到相邻控制体之间的影响,一旦每个控制体的变化得到,整个流场的变化也就知道了.

湍流模型采用 Baldwin-Lomax 代数模型^[12],黏度计算公式为

$$\mu_t = \begin{cases} (\mu_t)_{\text{inner}}, & y_n \leq y_{nc} \\ (\mu_t)_{\text{outer}}, & y_n > y_{nc} \end{cases}$$

y_n 为物面法向距离, y_{nc} 为内外黏性相等时距离物面的距离.

1.2 敏感导数解算方法

敏感导数是指优化目标对设计参数的导数,可用于指导设计参数往哪个方向调整,能够获得更好的结果.本文将采用基于敏感导数的寻优算法,因此如何快速准确地获得敏感导数,成为本研究的关键所在.

最直接的敏感导数计算方法是采用有限差分法,可以分为单边差分和中心差分两种方式,单边差分格式具有一阶精度,中心差分格式具有二阶精度.有限差分法简单,但是有明显缺点,首先是计算量太大,如果有 p 个设计参数,采用单边差分格式需要进行 $p+1$ 次数值计算,中心差分格式需要进行 $2p$ 次数值计算,才能得到全部敏感导数,如果有 1000 个设计参数,那么第一步优化就至少需要进行 1001 次数值计算,因此这种方法只是在设计参数很少时才能应用.

伴随算子敏感导数求解方法,这种方法可以一次性求出所有敏感导数,计算精度高,计算时间随着设计参数的增加不会明显增多.该方法是通过求解伴随方程,获得伴随算子,然后求得网格参数对设计参数的导数,目标函数对设计参数的偏导数、目标函数对网格的偏导数和流场残差对的设计参数的偏导数等,再使用这些计算结果进行一些代数运算获得敏感导数.这种算法的好处在于可一次性获得所有的敏感导数,而且精度很高,有效避免了有限差分法的缺点.由于伴随算子只有在气动布局外形改变之后才需要重新计算,所以每一个优化步,只需要求解一次伴随方程,一次 N-S 方程,使得计算效率大大提高,对于优化变量特别多的优化问题尤其有效,比如对于设计参数为 1000 的优化计算,只需要进行一次 N-S 方程求解,一次伴随方程求解,伴随方程求解的复杂程度和耗时与 N-S 方程基本类似,然后再进行一些代数计算,就可以获得全部的敏感导数.

气动布局优化的目标函数可以表示为

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}[Q^*(\boldsymbol{\beta}), \mathbf{X}(\boldsymbol{\beta}), \boldsymbol{\beta}]$$

其中 Q^* 为流场变量,上标 * 表示为收敛的流场变量; $\mathbf{X}$ 为网格变量组成的矢量; $\boldsymbol{\beta}$ 为设计变量矢量.

上式的差分表达形式为

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\boldsymbol{\beta}} = \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial Q} \right]^T \frac{dQ^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^T \frac{d\mathbf{X}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \boldsymbol{\beta}}$$

采用伴随方程求解时,加入伴随向量 $\boldsymbol{\lambda}$,表达

式变为

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\boldsymbol{\beta}_k} = \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T \frac{d\mathbf{Q}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^T \frac{d\mathbf{X}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k} + \boldsymbol{\lambda}^T \left[\left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T \frac{d\mathbf{Q}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right]^T \frac{d\mathbf{X}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k} \right]$$

可以写成

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\boldsymbol{\beta}_k} = \left[\left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T + \boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right] \frac{d\mathbf{Q}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \left[\left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^T + \boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right] \frac{d\mathbf{X}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k} + \boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k}$$

为了避免求解 $\frac{d\mathbf{Q}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k}$ 时需要多次求解流场解算,令

$$\left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T = -\boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}}$$

所以一旦伴随矢量 $\boldsymbol{\lambda}$ 求解得到以后,敏感性导数可以由以下公式计算得到:

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\boldsymbol{\beta}_k} = \left[\left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{X}} \right]^T + \boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \right] \frac{d\mathbf{X}^*}{d\boldsymbol{\beta}_k} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k} + \boldsymbol{\lambda}^T \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \boldsymbol{\beta}_k}$$

伴随方程的求解分为连续法和离散法,两种方法的结果一致,本项研究中伴随方法的求解采用离散法。

首先需要求解伴随方程,求得伴随矢量 $\boldsymbol{\lambda}$ 以后可以计算敏感导数。

2 参数化外形设计及网格变形方法

在气动布局优化的发展过程中,研究人员发展了众多的气动布局参数化方法。最简单的方法是用点阵及其三维坐标来表示布局外形,通过光滑连接这些点来形成构成布局表面的曲线和曲面,将点阵的三维坐标,或者某一个坐标作为优化设计变量,但是这样产生优化设计变量将数以万计。在布局外形简单时可以使用,但是在布局外形很复杂时,既不经济,也没必要。Jame-son 和他的一些合作者曾经采用过这个方法。这个方法在得出一组新的设计参数值后,还需要对由点阵构成的曲面进行光滑处理,以便避免明显不合理的不规则曲面或者扭曲曲面。

本研究将采用 Bezier-Bernstein 外形参数化方法参数化气动布局,该方法的优点是能够以比较少的参数,比较精确的表示布局外形,同时又能够对外形进行有效、精确而又细致地调整,还能保持布局表面的光滑性,这一点对于大型飞机气动布局的参数化具有重要意义。该方法在数学上的描述也要比 B-Spline 简单。主要设计思想是将布局外形分割成一系列的 Bezier 曲线,再通过光滑

的连接这些曲线形成布局表面,比如对于机翼,可以沿展向把机翼切割出一系列的曲线,根据机翼外形的复杂程度,曲线数量可以从几条、几十条到上百条。每条 Bezier 曲线设置几个到几十个控制点,这些点的位置(坐标)就成为设计参数。曲线的数量和每条曲线点的数量取决于布局外形曲面的复杂程度以及优化所要求的精细程度,一般光滑的表面外形,设置十几个控制点就够了。

对于二维的曲线,Bezier 可以采用下式表示:

$$S_2(u) = \sum_{k=0}^N B_{K,N}(u) P_k$$

其中 $S_2(u) = \left\{ \frac{x(u)}{y(u)} \right\}$, $P_k = \left\{ \frac{P_x}{P_y} \right\}$, 是 Bezier 曲线的控制点, Bernstein 多项式

$$B_{K,N}(u) = \frac{N!}{K!(N-k)!} u^k (1-u)^{N-k}$$

其中 u 表示曲线的参考弧长, N 表示控制点个数, P_y, P_x 表示控制点的纵横向坐标。以机翼为例,由于机翼通常在优化过程中,只需要改变点的 y 坐标,因此设计变量是控制点的 y 坐标 P_y 。

由于优化设计是从一个原始外形出发,因此参数化要能够准确地表现初始外形。为了做到这一点,采用了“差量法”,即只参数化新外形与原始外形之间的差量,将这个差量叠加到原始外形上,就可以得到新外形。因此,当设计参数取值为零时,差量为零,此时的外形即为初始外形。

3 寻优方法

寻优是一个经典的数学问题,但是用于气动布局优化设计的寻优算法有其独特的性质。良好的寻优算法可以大大减少计算量,并得到更好的优化结果。气动布局优化设计的主要特点是目标函数(比如升力系数,阻力系数,力矩系数等等)与设计参数(主要是用于描述布局几何外形的一些参数,比如点的坐标,曲面的曲率,机翼的平面形状等等)之间的关系太过复杂,设计目标随着设计参数的变化,呈现出非常复杂的变化;设计参数非常多,由于气动布局的表面是由一系列的曲面构成的,而曲面又是由一系列的点阵构成的,这就使得布局的设计参数非常多,可达成千上万个;设计目标要求非常苛刻,由于飞行器的气动特性对飞行器的综合性能有着决定性的影响,气动特性的微小改进都将带来布局综合性能的大大提高,因此气动布局的寻优问题是一个高精度的寻优问题,对计算精度要求非常高;目标函数计算困难,

气动特性需要通过求解复杂的 N-S 方程或者欧拉方程来获得,而这两个方程的求解都是运算量巨大的工作.所有这些特点,都决定着气动布局优化设计中的寻优方法要高效率、高精度、高可靠,这样才能满足气动布局优化设计的需求.好的寻优算法能够迅速发现最优点,减少寻优次数,从而大大减少计算量,提高优化速度.

目前在气动布局优化中常用的寻优算法可以分为依赖敏感导数的寻优算法和不依赖导数的寻优算法.其中不依赖导数的寻优算法主要有响应曲面(response surfaces)法和遗传算法(genetic algorithms),这两种算法的优点是能得出全局最优点,而且可以很方便地进行并行优化,缺点在于计算量随着设计参数的增加急剧增长,而且如果响应曲面本身非常复杂,那么设计变量的步长取得太大时,同样得不到全局最优点.本研究需要优化的问题往往具有成百上千个设计参数,直接采用这种算法在时间上无法满足要求.

为了提高优化收敛速度,迅速获得最优解,本研究采用了基于敏感导数的寻优算法.基于导数的优化算法可以根据敏感导数,迅速确定设计变量的寻优方向,因而可以快速获得目标函数的极值.优化问题可以描述为

最小化目标函数

$$F(\beta)$$

约束条件

$$g_i(\beta) \leq 0 \quad i = 1, l$$

$$h_j(\beta) = 0 \quad j = 1, m$$

$$\beta_k^l \leq \beta_k \leq \beta_k^u \quad k = 1, a$$

其中 $\beta = (\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \dots)^T$ 表示设计变量.

约束条件可以通过使用罚函数来加入优化方程中,构造一个新的优化目标函数

$$\phi(\beta) = F(\beta) +$$

$$r_p \left\{ \sum_{i=1}^l (\max[0, g_i(\beta)])^2 + \sum_{j=1}^m [h_j(\beta)]^2 \right\}$$

其中 r_p 为罚函数, $\phi(\beta)$ 在设计变量的取值满足限制条件时,等于目标函数,而在设计变量的取值不满足限制条件时,受罚函数的作用,得到一个很大的值.因此可以避免获得设计变量取值不满足限制条件的优化结果.将带限制条件的优化问题转化为一个不带限制条件的优化问题.

由于目前国际上已经有一些标准的顺序二次规划算法程序,为了节省开发时间,采用了美国马里兰大学公开的 FFSQP(FORTRAN feasible sequential quadratic programming)优化计算程序

作为寻优主程序,开发目标函数、约束条件、敏感导数计算等子程序,输入输出子程序等.

4 机翼优化计算

以给定的初始大型飞机机翼为基础,对机翼进行多参数的减阻优化.机翼初始外形及网格如图 1.

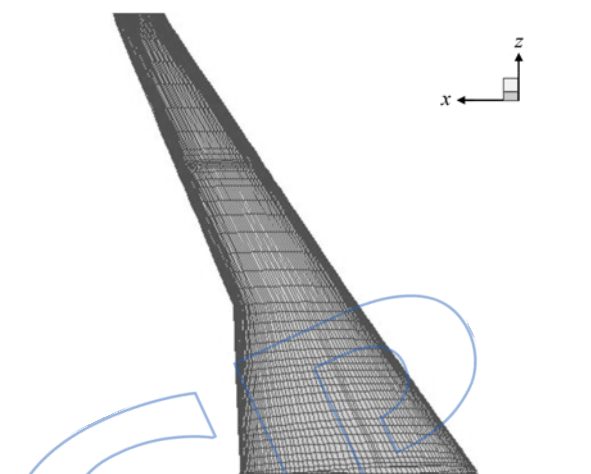


图1 机翼初始外形及网格

Fig. 1 Primitive shape and surface grid of the wing

4.1 设计目标与设计要求

设计目标:减阻.设计要求: $C_l = 0.53$, $Ma = 0.785$, $Re_l = 3.2 \times 10^7$,机翼内容积不变,升力不减小.设计参数:274个,机翼被分为16个截面,每个截面16个贝塞尔参数,一个扭转角,机翼的后掠角作为全局参数.如果优化出发点的升力刚好等于升力约束0.53,那么在优化过程中升力会对可能产生的外形产生很强的约束,妨碍良好外形的出现,因此一般优化出发点都取一个升力稍大的外形.这也会使得优化后的外形阻力稍减小,但是会大于约束条件.

4.2 优化结果与分析

优化前: $C_l = 0.5434$, $C_d = 0.02143$, $K = 25.36$.优化后: $C_l = 0.5326$, $C_d = 0.01857$, $K = 28.67$,阻力减小约13%.优化过程共17步,耗时46h.图2~图5给出了优化前后的流场对比,从图中可以看出,优化后机翼上表面的激波几乎完全消失.

从图4可以看出原型在弦向后部有一道明显的激波,优化后激波消失,同时头部负压峰值增大,压力分布成为典型超临界翼型压力分布.从外型上来看,优化后的机翼在该截面头部半径增大,后部下弯,使得弯度增大.最大厚度基本不变.这

使得后部的气体膨胀过程消失,也使得激波被消除,符合超临界翼型的基本特征.

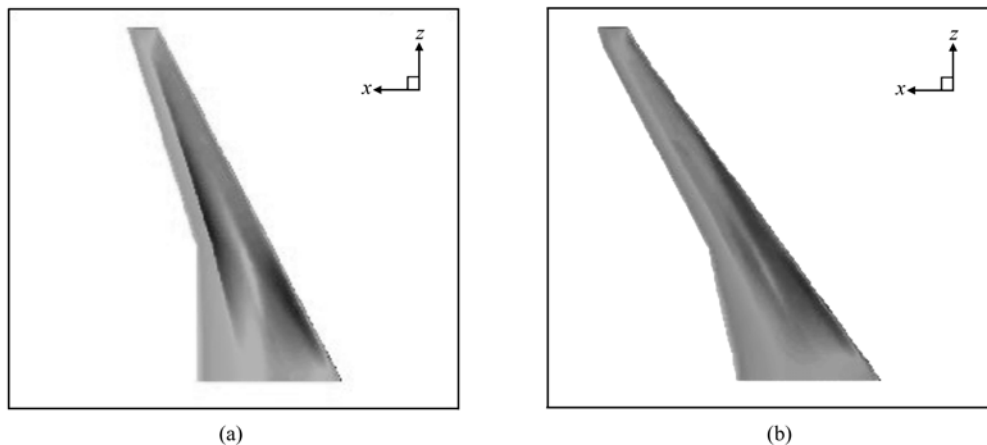


图2 优化前后流场对比

Fig. 2 Compare of the flow field of primitive wing and optimized wing

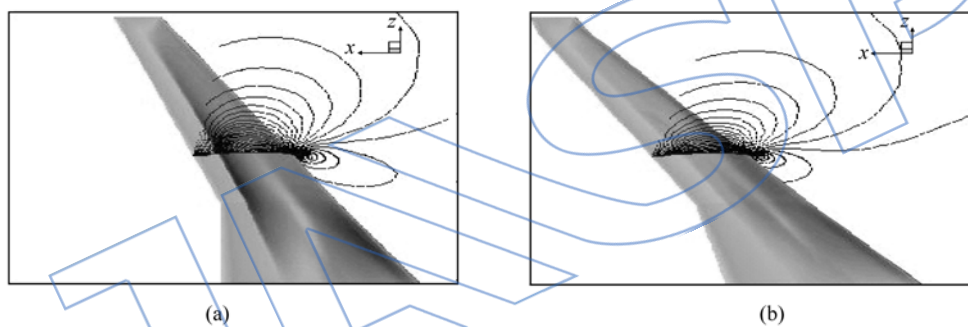


图3 优化前后流场对比(45%展长处)

Fig. 3 Compare of the flow field of primitive wing and optimized wing (at 45% wing span)

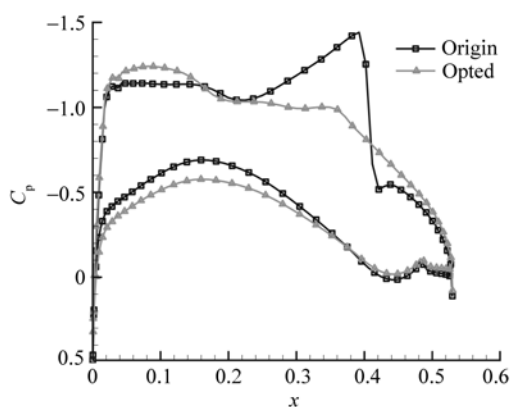


图4 展向50%界面处压力分布对比

Fig. 4 Compare of the C_p of primitive wing and optimized wing at 50% wing span

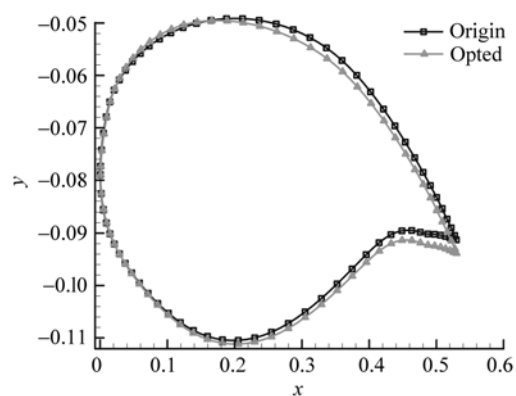


图5 展向50%界面处外形对比

Fig. 5 Compare of the shape of primitive wing and optimized wing at 50% wing span

5 结 论

从优化结果可以看出本文采用的优化方法是有效和高效的,所采用的数值方法、伴随算子解算方法、寻优方法能够满足大型飞机机翼优化设计的要求,优化结果与理论分析相符。

参考文献:

- [1] Moigne A L. A discrete Navier-Stokes adjoint method for aerodynamic optimization of blended wing-body configurations[D]. Cranfield: Cranfield University, 2002.
- [2] Müller B, Rizzi A. Navier-Stokes solution for transonic flow over wings[C]// Proceedings of the Seventh GAMM-Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics, Vieweg, Louvain-La-Neuve, Belgium: GAMM, 1987: 47-255.
- [3] Radespiel R, Rossow C, Swanson R C. Efficient cell-vertex multigrid scheme for the three-dimensional Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1990, 28(8): 1464-1472.
- [4] 汪光文, 周正贵, 胡骏. 基于优化算法的压气机叶片气动设计[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1218-1224.
WANG Guangwen, ZHOU Zhenggui, HU Jun. Aerodynamic design of compressor blade using optimization algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1218-1224. (in Chinese)
- [5] Leoviriyakit K, Jameson A. Multi-point wing planform optimization via control theory[R]. AIAA 2005-450, 2005.
- [6] Jameson A, Leoviriyakit K, Shankaran S. Multi-point aerostuctural optimization of wings including planform variations[R]. AIAA 2007-764, 2007.
- [7] Koc S, Kim H J, Nakahashi K. Aerodynamic design optimization of wing-body configurations[R]. AIAA 2005-331, 2005.
- [8] Lee B J, Kim C. Viscous aerodynamic shape optimization of wing body configuration with overset mesh techniques [R]. AIAA 2007-2872, 2007.
- [9] Lee B J, Kim C. Aerodynamic design of wing-body-nacelle-pylon configuration[R]. AIAA 2005-4856, 2005.
- [10] Osher S, Solomon F. Upwind difference schemes for hyperbolic systems of conservation laws[J]. Mathematics of Computation, 1982, 38(158): 339-374.
- [11] Chakravarthy S R, Osher S. Numerical experiments with the Osher upwind scheme for the Euler equations[R]. AIAA Journal, 1983, 21(9): 1241-1248.
- [12] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA Paper 78-257, 1978.