

基于离散伴随方法的三维机翼外形优化设计



何建东¹, 崔圆¹, 杨秀清¹, 郭建国²

1. 内蒙古工业大学, 内蒙古 呼和浩特 010051

2. 北京飞机维修工程有限公司呼和浩特分公司, 内蒙古 呼和浩特 010051

摘要: 目前民用飞机燃油消耗问题严重, 因此开展气动外形优化对提高整机气动性能和燃油效率具有重要意义。针对全局优化方法和局部优化方法的特点, 本文对民机开展基于离散伴随方法多约束气动问题进行研究, 极大降低了计算量并提升了整机气动性能。在保证升力大小不变、机翼厚度和俯仰力矩不低于约束值的条件下, 以降低飞机机翼阻力、提高机翼的升阻比为设计目标, 对波音 737-800 机翼进行了气动外形优化设计。基于离散伴随方法来获得梯度信息, 使用自由变形法进行机翼表面参数化, 数值模拟基于可压缩欧拉方程进行外形优化。结果表明, 自由变形法切实可行, 在满足上述约束条件的前提下, 波音 737-800 机翼在跨声速及小迎角条件下的阻力系数显著下降, 升阻比得到大幅提升, 取得了较好的优化效果。本文建立的优化设计方法为民机气动优化设计提供了参考并且可以广泛应用于工程实践。

关键词: 离散伴随方法; 自由变形技术; 气动外形优化; 升阻比; CFD 技术

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.11.003

当前实现碳中和、碳达峰目标已经提升到国家战略高度。在民用航空领域提高客机的经济性、减少碳排放主要通过降低飞机所受的空气阻力、提高航空发动机的性能、降低飞机的重量三个途径来实现, 除此以外, 还有使用可持续航空燃料(SAF)与液氢这类低碳零碳甚至负碳的液体燃料来替代航空燃料等途径。其中, 降低飞机所受的空气阻力主要通过气动外形设计实现。根据统计结果, 一架中宽体民航客机提高 1% 的升阻比, 每年就可以节约 10 万美元的燃料费用^[1]。随着计算流体力学(CFD)技术的快速发展, 基于 CFD 技术的气动外形优化可分为全局优化方法和局部优化方法两类。全局优化方法的计算量相对较大; 局部优化方法则通过求解梯度信息, 通过梯度下降法获得局部最优解。局部优化方法计算量相对较小, 但在设计变量较多的情况下, 求解梯度信息的计算量仍然很大。特别是在三维复杂外形的优化设计过程中, 所需的计算时

间是难以承受的。为了解决这一问题, Jameson^[2]提出将伴随方法应用于气动外形优化设计, 该方法大大降低了求解梯度信息所需的计算量。伴随方法在近几年得到了迅速发展, 并广泛应用于各类飞行器的优化设计过程中^[3-6]。国内研究人员也针对伴随方法开展了大量研究, 杨旭东^[7]在国内首先实现了三维机翼的减阻优化设计。吴文华等^[8]发展了气动布局优化设计软件, 并在升力不变、保证一定的机翼容积的前提下, 将机翼阻力降低了 4.72%; 陈晓东^[9]使用海克斯-亨尼型函数法(Hicks-Henne)和类别形状函数变换(CST)参数化法进行翼型的气动外形优化, 应用遗传算法探寻设计空间内的最优方案, 搭建起翼型优化设计的自动化平台。张科施等^[10]研发了对运输机机翼进行变可信度气动/结构耦合优化设计的自主软件平台, 实现了减重优化设计; 顾文婷等^[11]采用 CST 参数化几何外形, 结合代理模型和遗传算法, 构建动力短舱多点优化设

收稿日期: 2024-03-28; 退修日期: 2024-06-17; 录用日期: 2024-08-20

基金项目: 内蒙古自然科学基金(2024LHMS01012)

引用格式: He Jiandong, Cui Yuan, Yang Xiuqing, et al. Optimization design of 3D wing shape based on discrete adjoint method [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(11): 19-26. 何建东, 崔圆, 杨秀清, 等. 基于离散伴随方法的三维机翼外形优化设计[J]. 航空科学技术, 2024, 35(11): 19-26.

计平台。

尽管伴随方法已经提出近几十年的时间,然而该方法在国内的研究工作并不多,主要由西北工业大学及中国空气动力学发展研究中心对该方法的应用进行了一部分的研究工作。约束条件对于气动外形优化设计具有重要的意义,无约束条件下的减阻可能会导致升力的下降或机翼截面厚度降低进而影响其强度。本文的气动外形优化设计利用斯坦福大学于2016年开发的开源SU2气动外形优化设计代码^[12],基于离散伴随方法及无黏流动控制方程(欧拉方程),在同时限定升力、机翼多个截面翼型厚度和俯仰力矩的条件下,对波音737-800机翼进行了气动外形优化设计,优化设计结果显示,在满足约束的条件下,机翼在跨声速状态时的阻力系数下降明显,升阻比得到大幅度提升。

1 流动控制方程及求解

本文的流场求解基于守恒形式的欧拉方程

$$\frac{d}{dt} \iint_{\Omega} W dx dy + \oint_{\partial\Omega} F dy - G dx = 0 \quad (1)$$

其中:

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} \rho(u-x_i) \\ \rho u(u-x_i) \\ \rho v(u-x_i) \\ \rho E(u-x_i) + pu \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho(v-x_i) \\ \rho u(v-x_i) \\ \rho v(v-x_i) + p \\ \rho E(v-x_i) + pv \end{bmatrix}$$

$$p = (\gamma - 1) \rho \left[E - \frac{1}{2} (u_i u_i) \right]$$

式中, W 为守恒变量, F 和 G 为对流项通量, Ω 为流场边界。流场计算过程中对流项采用显式中心差分有限体积法(JST)格式进行离散^[13],时间项采用欧拉隐式格式进行离散。

2 伴随方法

设置待优化的气动外形边界位置为 X , 流场变量为 F , 优化设计的目标函数为 I , 则其表达式为

$$I = (F, X) \quad (2)$$

通过对式(2)进行变分,进而能够得到优化设计目标函数对流场变量 F 及所设计外形边界位置 X 的梯度

$$\delta I = \left[\frac{\partial I}{\partial F} \right] \delta F + \left[\frac{\partial I}{\partial X} \right] \delta X \quad (3)$$

式中, δ 为极小的变化量,定义偏导数过程。

流动控制方程可表示为如下形式

$$R(W, S) = 0 \quad (4)$$

式中, R 为流动控制方程的残差,在控制方程完全收敛的情况下,残差 R 的值近似为0,对式(4)进行变分,可以得到

$$\delta R = \left[\frac{\partial R}{\partial F} \right] \delta F + \left[\frac{\partial R}{\partial X} \right] \delta X = 0 \quad (5)$$

由于 $\delta R = 0$, 因此可引入任意拉格朗日乘子与式(5)相乘,并与式(3)合并得

$$\delta I = \left[\frac{\partial I}{\partial F} \right] \delta F + \left[\frac{\partial I}{\partial X} \right] \delta X - \varphi^T \left(\left[\frac{\partial R}{\partial F} \right] \delta F + \left[\frac{\partial R}{\partial X} \right] \delta X \right)$$

$$\left\{ \left[\frac{\partial I}{\partial F} \right] - \varphi^T \left[\frac{\partial R}{\partial F} \right] \right\} \delta F + \left\{ \left[\frac{\partial I}{\partial X} \right] - \varphi^T \left[\frac{\partial R}{\partial X} \right] \right\} \delta X \quad (6)$$

因拉格朗日乘子 φ 为任意值,因此可以假设其满足以下条件

$$\delta I = \left\{ \frac{\partial I}{\partial X} - \varphi^T \left[\frac{\partial R}{\partial X} \right] \right\} \delta X \quad (7)$$

即可将式(6)转化为以下形式

$$\frac{\partial I}{\partial F} - \varphi^T \left[\frac{\partial R}{\partial F} \right] = 0 \quad (8)$$

通过上述过程可以看出,通过构造伴随方程,即式(7),只需要求解流动控制方程及其伴随方程,即可得到目标函数对设计变量的梯度信息,而伴随方程与流动控制方程的计算量较为接近,因此,梯度求解过程计算量与求解两次流动控制方程基本相当,与传统的有限差分法相比,计算效率能够显著提高。

3 优化设计流程

本文所采用的气动优化设计流程主要由自由变形技术参数化表示及网格变形模块^[14]、CFD气动力计算模块、优化搜索模块组成。几何参数化表示及网格变形技术是气动外形优化设计中的关键一环,自由变形法(FFD)技术起源于计算机图形学,其基本原理是将网格与可变形的FFD控制体相关联,通过改变控制体的形状进而产生网格的变形。因此本文的设计变量为FFD控制体上的控制点,通过求解目标函数对各控制点的梯度,计算控制点在每一次优化迭代过程中的变形量,最后由FFD算法得出机翼表面及内部流场网格点的变形量。优化设计目标为机翼的阻力系数,并沿着机翼展向均匀分布的5个截面上施加了翼型厚度约

束条件;流场控制方程为无黏可压缩的欧拉方程,通过CFD计算获取机翼外形在一定工况下的气动特性,通过离散伴随方法获得气动特性随几何外形参数变化梯度,结合优化算法,最终得到满足约束条件的优化设计结果。本文的气动外形优化流程如图1所示。

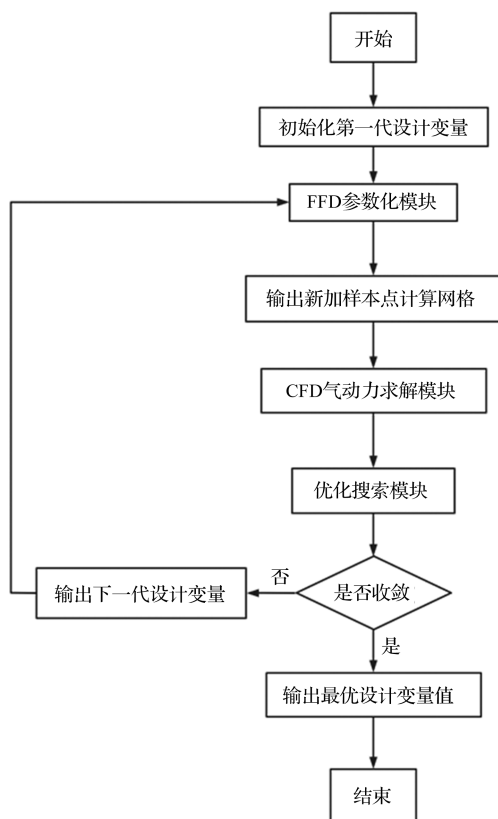


图1 三维机翼外形优化设计流程

Fig.1 Flow chart of 3D wing shape optimization design

4 气动外形优化设计

4.1 CFD计算方法验证

CFD计算方法的可靠性直接关系到优化设计结果的可信度。因此在优化设计前,对RAE2822翼型在迎角为 2.32° 、 Ma 0.75的情况下,进行了流场仿真计算。计算结果与试验结果的压力系数 C_p 对比情况如图2所示,流场马赫数 Ma 分布情况如图3所示。结果显示,计算结果与试验结果非常接近,马赫数分布情况也符合预期。由此可见,本文优化设计中所采用的CFD计算方法具备较高的可靠度,能够应用于气动外形优化设计中。

4.2 波音737-800机翼气动外形优化设计

本文对波音737-800机翼进行了气动外形优化设计,

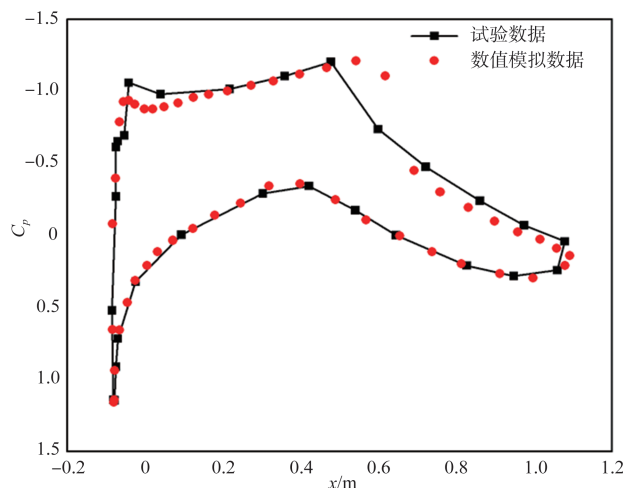


图2 RAE2822翼型上下翼面压力系数对比

Fig.2 Comparison diagram between pressure coefficient of upper and lower airfoils of RAE2822 airfoil

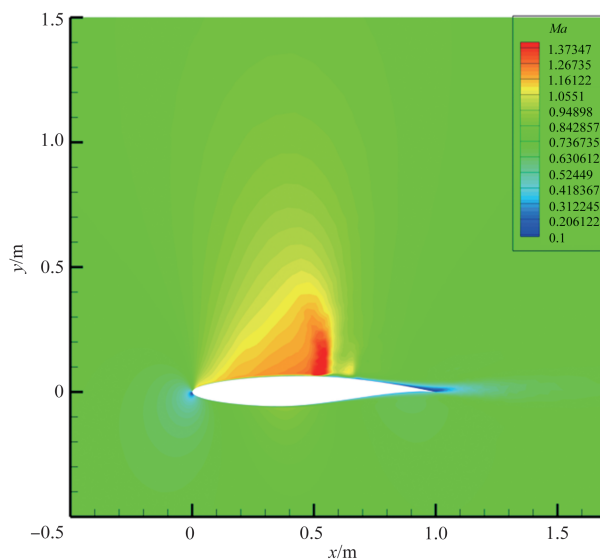


图3 RAE2822翼型绕流场马赫数分布图

Fig.3 Mach number distribution of RAE2822 airfoil flow field

机翼模型绕流场网格采用结构化网格,机翼翼面及对称面上的网格分布情况如图4所示,流场中网格数量为614804。工作条件设置为 Ma 0.8395。在优化设计过程中约束升力系数 $C_L=0.3$,同时约束沿展向均匀分布的5个截面厚度不小于原厚度的90%,俯仰力矩不小于初始值,截面分布情况如图5所示。机翼的外形采用FFD控制体进行参数化表达,设置8个控制顶点后通过SU2_DEF模块生成了由352 ($11 \times 16 \times 2$)个控制点组成的控制体,其分布如图6所示。

机翼的外形优化设计迭代了10步后阻力系数 C_D 趋向于收敛,优化过程中升力系数 C_L 及阻力系数 C_D 随迭代步数

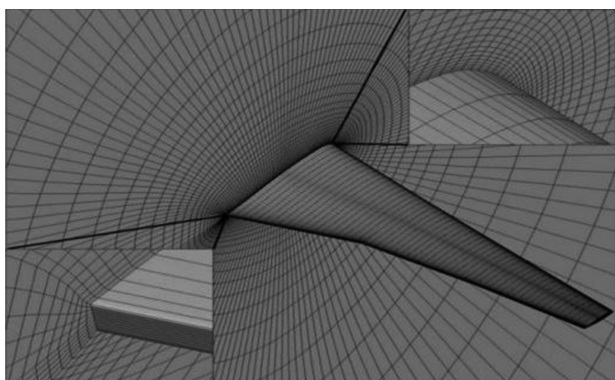


图4 波音737-800翼面网格

Fig.4 Boeing737-800 wing grid

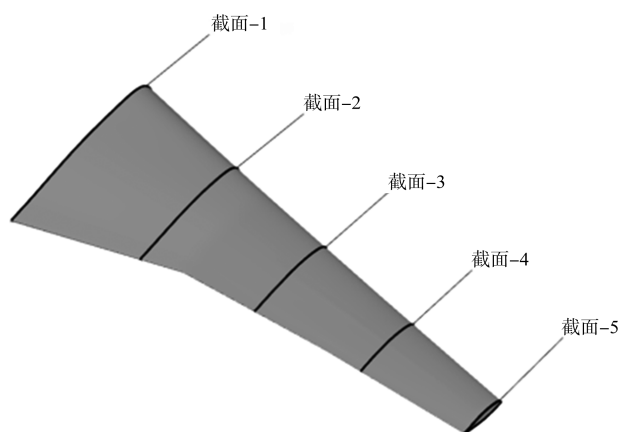


图5 截面分布情况

Fig.5 Section distribution

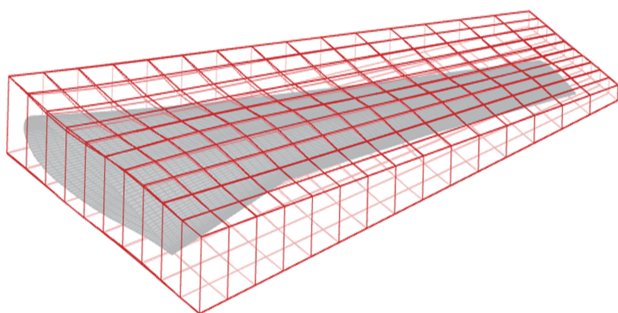


图6 FFD-box(红色)

Fig.6 FFD-box(red)

的变化情况如图7所示。从图7中可以看出,在优化设计过程中升力系数基本保持不变,较好地满足了约束条件,阻力系数则显著降低。

优化设计前后的升力及阻力系数的对比情况见表1,优化前机翼的阻力系数为 $C_D=0.0137$,优化后变为 $C_D=0.0078$,较优化前降低了43%,升阻比则提高了 $L/D=77.8\%$ 。图8给出了5个截面优化前后的几何形状对比情况。由图8可以

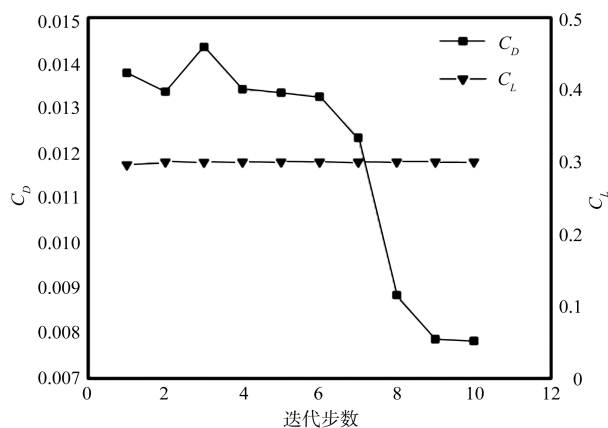


图7 优化收敛历程

Fig.7 Optimization convergence process

表1 优化前后升力及阻力系数对比

Table1 Comparison between lift and drag coefficients before and after optimization

翼型	C_L	C_D	L/D	C_M
优化前	0.2961	0.0137	21.6	0.0091
优化后	0.2999	0.0078	38.4	0.0198
相对变化率/%	1.3	43	77.8	117.6

看出,机翼截面的形状变化不大,满足约束条件。

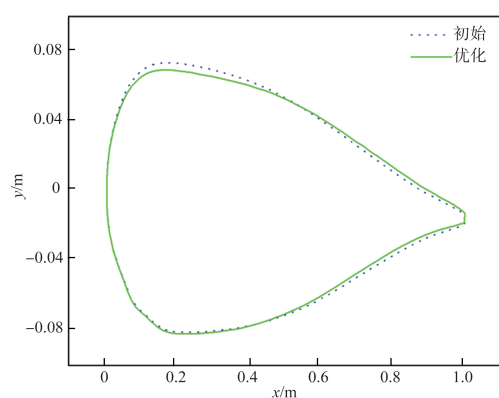
选取机翼上均匀分布的5个截面的上下翼面马赫数分布、压力系数分布作为对整体优化效果的评判,如图9、图10所示。从图中可见,在机翼同一位置处,优化后的压力系数大于优化前的压力系数,因而其产生的向前的推力大于优化前的,可见压差阻力减小,这与图11、图12所示云图情况相符合。

图11给出了优化前后的压力云图对比情况,从图11中可看出,优化前上翼面的激波强度较大,低压区分布不规则,压差阻力较大;优化后的机翼低压区显著减少,压力分布较为均匀,压差阻力较小。图12给出了优化前后的马赫数云图对比情况,从图12中可以看出,优化前机翼上表面高流速区域与低流速区域分隔明显,因此具有较高的激波阻力,而优化后的机翼在升力几乎不变的情况下极大地降低了高流速区域的覆盖面积,马赫数沿弦向的变化趋于平缓。

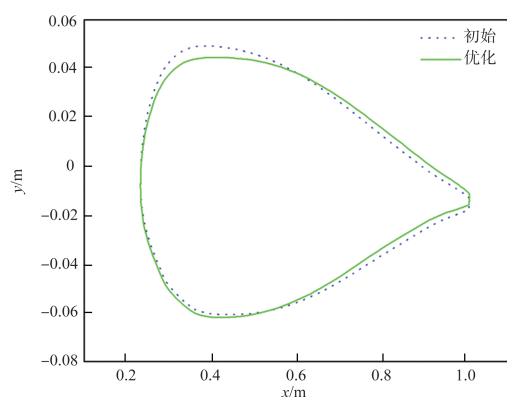
5 结论

通过研究,可以得出以下结论:

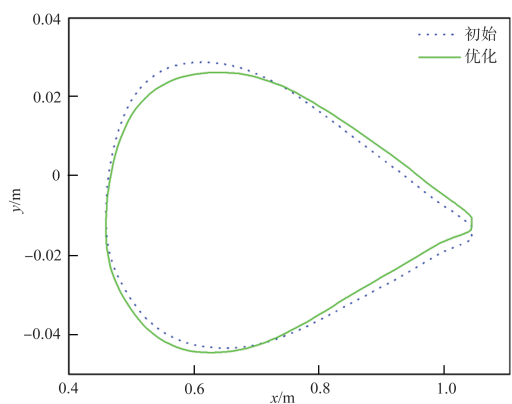
(1) 本文基于离散伴随方法,以降低飞机阻力为目标,用机翼表面压力分布和马赫数分布作为评价指标,开展了多约束气动优化设计研究,具有工程应用价值。



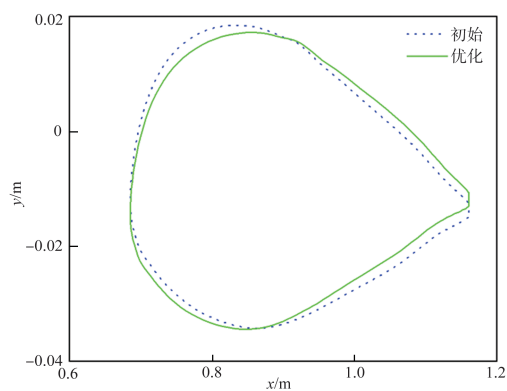
(a) 截面 1



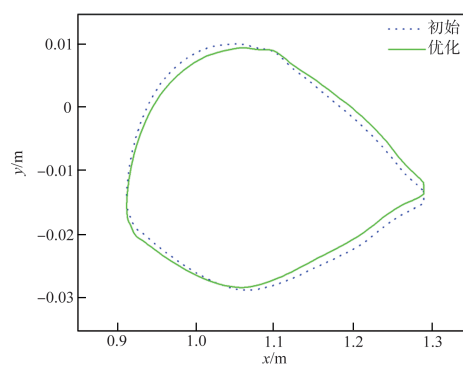
(b) 截面 2



(c) 截面 3



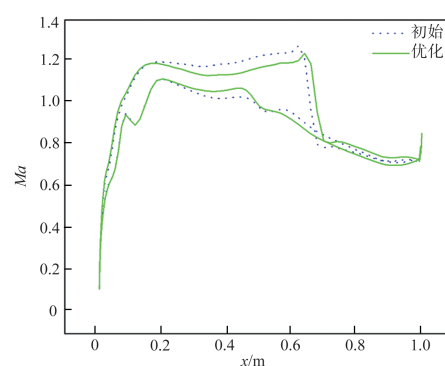
(d) 截面 4



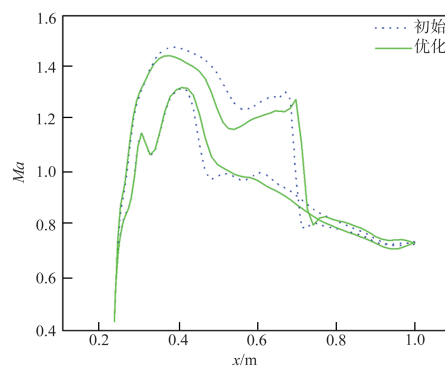
(e) 截面 5

图 8 优化前后机翼截面几何形状对比

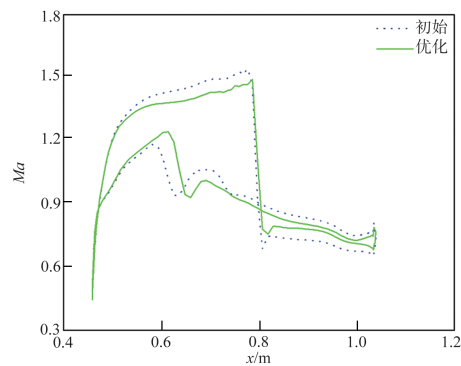
Fig.8 Comparison between wing section geometry before and after optimization



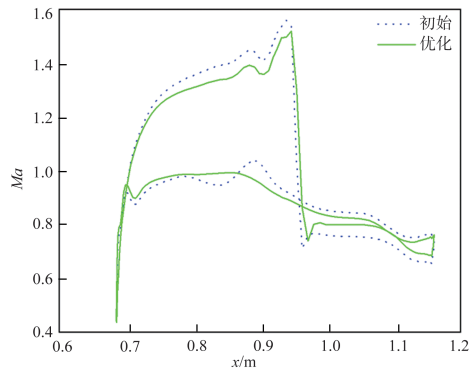
(a) 截面 1



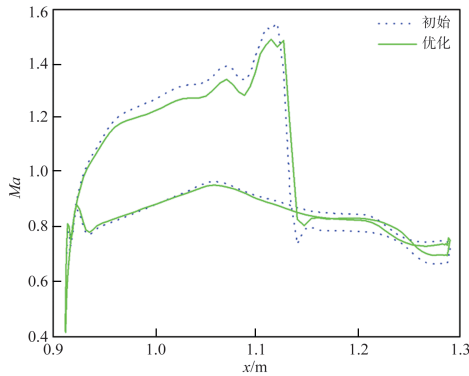
(b) 截面 2



(c) 截面 3



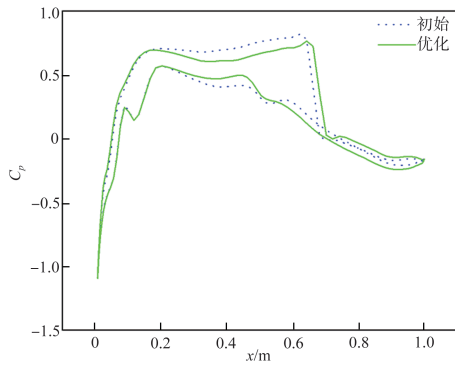
(d) 截面4



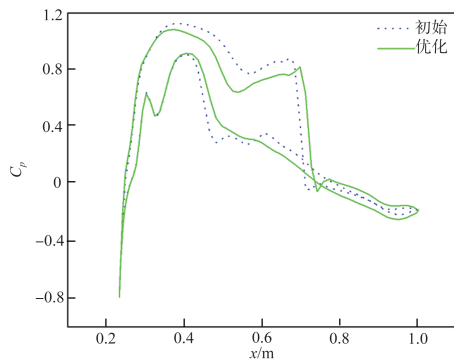
(e) 截面5

图9 机翼截面上下翼面马赫数分布图

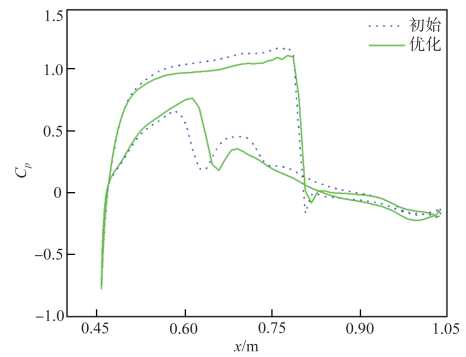
Fig.9 Mach number distribution diagram of upper and lower wing section



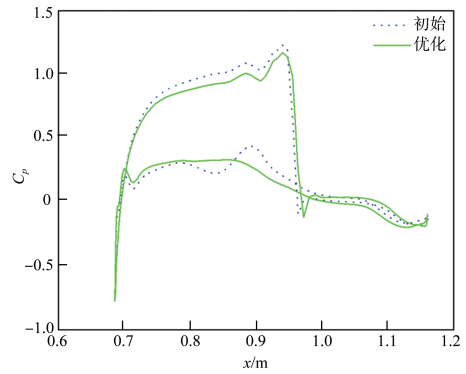
(a) 截面1



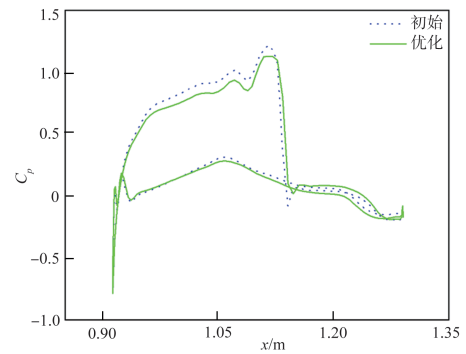
(b) 截面2



(c) 截面3



(d) 截面4



(e) 截面5

图10 机翼截面上下翼面压力系数对比

Fig.10 Comparison between pressure coefficients of upper and lower wing section

(2)在跨声速条件下,机翼表面激波强度大,通过本文建立的优化设计平台阻力降低43%、升阻比提高77.8%,证明了此方法的有效性。

(3)基于离散伴随的梯度类优化方法计算速度相对较快,计算量相对较小,可以应用于其他设计方案。

AST

参考文献

- [1] Lynch F T. Commercial transports-aerodynamic design for cruise performance efficiency[J]. Transonic Aerodynamics,

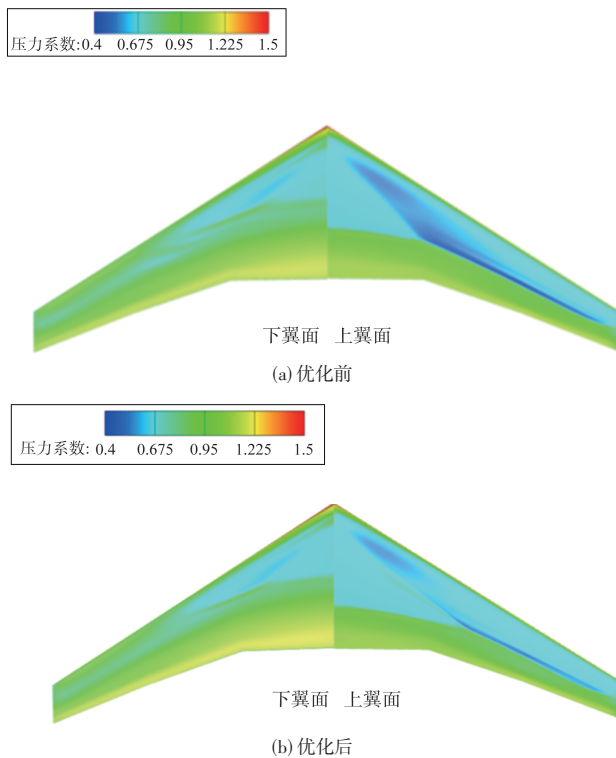


图 11 优化前后机翼上下翼面压力云图

Fig.11 Pressure contour of upper and lower wings before and after optimization

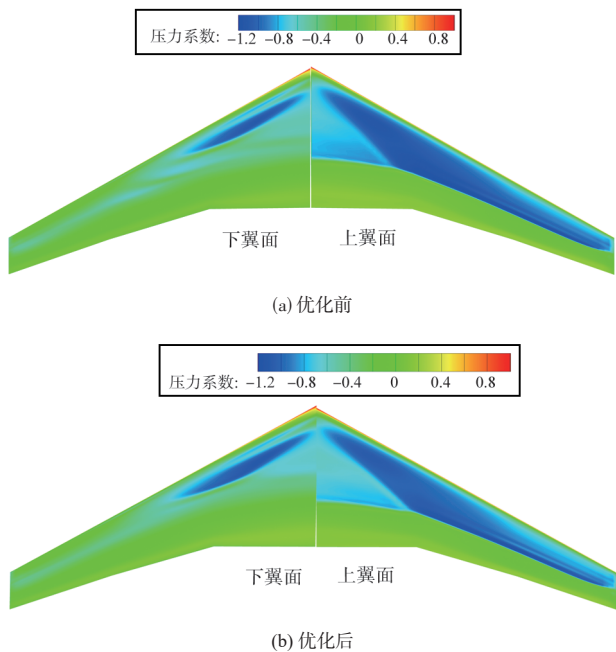


图 12 优化前后机翼上下翼面马赫数云图

Fig.12 Mach contour of upper and lower wings before and after optimization

- 1981, 30(5): 81-147.
- [2] Jameson A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.
 - [3] Mavriplis D J. Formulation and multigrid solution of the discrete adjoint problem on unstructured meshes[M]. Berlin: Springer, 2004.
 - [4] Mavriplis D J. Discrete adjoint-based approach for optimization problem on three dimensional unstructured meshes[J]. AIAA Journal, 2007, 45(4): 741-750.
 - [5] Christakopoulos F, Jones D, Müller J D. Pseudo-timestepping and verification for automatic differentiation derived CFD codes[J]. Computers & Fluids, 2011, 46(1): 174-179.
 - [6] Lyu Z, Kenway G K, Paige C, et al. Automatic differentiation adjoint of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with a turbulence model[C]. 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2013: 2581.
 - [7] 杨旭东. 基于控制理论的气动优化设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2002.
- Yang Xudong. Research on pneumatic optimization design technology based on control theory[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002.(in Chinese)
- [8] 吴文华, 范召林, 陈德华, 等. 基于伴随算子的大飞机气动布局精细优化设计[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 719-724+760.
- Wu Wenhua, Fan Zhaolin, Chen Dehua, et al. Fine optimization design of large aircraft aerodynamic layout based on concomitant operator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 719-724+760.(in Chinese)
- [9] 陈晓东. 基于遗传算法的翼型优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
- Chen Xiaodong. Optimized design of airfoil based on genetic algorithm[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018.(in Chinese)
- [10] 张科施, 凌圣博, 韩忠华. 跨声速运输机机翼气动/结构优化平台 AeroStruct 的发展及应用[J]. 航空科学技术, 2022, 33(4): 47-56.
- Zhang Keshi, Ling Shengbo, Han Zhonghua. Development and Application of AeroStruct, an aerodynamic/structural optimization platform for transonic transport aircraft wings[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(4): 47-56.(in Chinese)
- [11] 顾文婷, 马坤, 韩杰. 动力短舱多点气动优化设计[J]. 航空科

学技术, 2024, 35(2): 23-30.

Gu Wenting, Ma Kun, Han Jie. Multipoint aerodynamic design optimization of powered-on nacelle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(2): 23-30.(in Chinese)

- [12] Economon T D, Palacios F, Copeland S R, et al. SU2: an open-source suite for multiphysics simulation and design[J]. AIAA Journal, 2016, 54(3): 828-846.
- [13] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solution of the

Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes[C]. 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference, 1981: 1259.

- [14] Sederberg T W, Parry S R. Free-form deformation of solid geometric models[C]//Proceedings of the 13th Annual Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques, 1986: 151-160.

Optimization Design of 3D Wing Shape Based on Discrete Adjoint Method

He Jiandong¹, Cui Yuan¹, Yang Xiuqing¹, Guo Jianguo²

1. Inner Mongolia University of Technology, Hohhot 010051, China

2. Hohhot Branch Ameco, Hohhot 010051, China

Abstract: Nowadays, the fuel consumption problem of civil aircraft is serious, so it is important to carry out aerodynamic shape optimization to improve the aerodynamic performance and fuel efficiency. Under the condition that the lift force is constant, the wing thickness and pitching moment is no lower than the constraint value, the aerodynamic shape optimization design of Boeing 737-800 wing is carried out with the design goal of reducing the wing drag and improving the lift-drag ratio of the wing. The gradient information is obtained based on discrete adjoint method, the FFD is used in the wing surface parametrization and the numerical simulation is based on the compressible Euler equation for shape optimization. The results show that FFD is feasible, the resistance of 3D wings decreases significantly, the lift-drag ratio increases markedly, and the optimization effect is significant under the conditions of transonic speed and small angle of attack. The optimization design method established in the paper provides a reference for the aerodynamic optimization design of civil aircraft and can be widely used in engineering practice.

Key Words: discrete adjoint method; FFD technique; aerodynamic shape optimization; lift-drag ratio; CFD technology

Received: 2024-03-28; **Revised:** 2024-06-17; **Accepted:** 2024-08-20

Foundation item: Inner Mongolia Natural Science Fund(2024LHMS01012)