

文章编号:1000-8055(2011)12-2812-08

基于 NURBS 和梯度法的飞艇形状优化

郭雪岩, 张海军, 戴 韧

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘 要: 采用非一致有理样条曲线(NURBS)作为飞艇外形参数化方法、基于梯度的优化方法、飞艇体积作为约束条件、飞艇的阻力系数作为目标函数的优化流程对平流层流动条件下的飞艇外形进行了优化. 阻力系数通过求解二维黏性不可压缩流场获得, 阻力不但包含了形状阻力也包括了黏性阻力. 优化过程以 LOTTE 飞艇的形状为初始形状, 优化的结果表明优化后飞艇的气动性能明显改善, 阻力系数有了比较明显的降低. 优化的结果也同时证明了该方法适用于飞艇的优化命题.

关 键 词: 平流层飞艇; 优化; 非一致有理样条曲线 (NURBS); 梯度法;

computational fluid dynamics 模拟

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Airship shape optimization with NURBS and gradient based algorithms

GUO Xue-yan, ZHANG Hai-jun, DAI Ren

(School of Energy and Power Engineering,

University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: The present work attempts to conduct shape optimization of stratospheric airships with a method based on a combination of NURBS (non-uniform rational B-spline) and a gradient-based optimization algorithm. Drag coefficient was chosen as the objective function and airship volume as the constraint. NURBS based geometric parameterization was used because of its more efficient representation of the discrete geometric data than other methods (e. g. Bézier curve). Drag coefficient was obtained during the optimization iteration by solving two dimensional incompressible viscous flow field. Both form and viscous drags were considered when drag coefficient was calculated. Using LOTTE airship shape as initial shape, an improved shape with the above algorithm was obtained. Airship with the new shape obviously had better aerodynamic performance. It is eventually proved that the optimization method above can be effectively applied to airship optimization.

Key words: stratospheric airship; optimization; non-uniform rational B-spline (NURBS); gradient algorithm; computational fluid dynamics simulation

平流层飞艇在无线电通讯, 反恐预警, 地质勘测和地面情报收集等方面有广泛的应用前景. 飞艇依靠轻于空气的气体的浮力作为浮升力, 其阻力与飞艇的体积和形状密切相关, 与飞艇的速度

平方大致成正比, 因此在平流层的高风速条件下, 减小飞艇的阻力, 优化飞艇的气动性能具有重要的意义^[1]. 前人做了很多关于飞艇的气动特性研究, Funk 等人^[2]详细测定了他们称之为 LOTTE

收稿日期: 2011-04-07; 修订日期: 2011-07-28

基金项目: 上海市教委重点学科(J50501)

作者简介: 郭雪岩(1964—), 男, 辽宁兴城人, 副教授, 博士, 主要从事计算流体力学及气动优化方法的研究.

的飞艇在不同来流攻角下风洞实验数据,为数值研究提供了验证根据;张丹等人^[3]研究了双轴椭球体飞艇在不同攻角下流动分离的情况;林瑞坤等人^[4]研究了飞艇带螺旋桨在大攻角下气动性能;Emre 等人^[5]采用雷诺应力模型 6:1 椭球体绕流的流动分离问题;刘建闽等人^[6]将 LOTTE 飞艇^[2]作为膜结构,建立了飞艇绕流场和膜结构变形的耦合计算模型,并解决了流固耦合计算中网格变形和界面信息交换等问题;飞艇形状优化也受到国内外学者的重视,Lutz 等人^[7]采用遗传算法和求解势流方程结合边界层积分方法优化双轴椭球体飞艇,获得了 LOTTE 飞艇,结果表明优化后飞艇的阻力系数相对椭球体外形减小了 16%。本文拟基于 Navier-Stokes (N-S) 方程的求解,以准确地分析黏性阻力以及压差阻力对优化飞艇总气动阻力的贡献。

飞艇的气动优化显然可以借鉴航空、叶轮机械等领域的优化方法。Lépine 等人^[8]采用梯度算法优化机翼的三维结构,通过有限差分法获得梯度的信息,优化后机翼的气动性能有了明显提高;Driver 等人^[9]研究翼型表面层流和湍流的转捩问题,其转捩模型能够比较准确地描述翼型表面的转捩点,优化后的压力分布非常接近于目标压力分布;Painchaud-Ouellet 等人^[10]采用梯度算法来优化在不同马赫数工况下翼型优化问题,结果表明多马赫数优化后可以克服非设计工况下气动性能的恶化;据亚平等人^[11]采用遗传算法对风力机的翼型进行多点优化,结果表明优化后翼型的气动性能有明显的提高;王锐等人^[12]采用遗传算法优化离心压缩机弯道,结果表明优化后弯道进出口附近的流动得到明显改善。以上的优化方法可分为两类,梯度法和遗传算法。其中梯度法的计算量相对于遗传算法较小,因此被许多研究者采用。

非均匀有理样条曲线(NURBS)能够准确高效地描述复杂的几何结构,在 Lépine 等人^[8]和 Painchaud-Ouellet 等人^[10]的文章中有详细的分析,本文拟采用 NURBS 对飞艇的外形轮廓进行参数化建模,优化方法采用含条件约束的梯度法,目标函数为阻力系数 C_d 最小;气动性能的评估采用基于压力的 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法和 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,求解不可压 N-S 方程,以更准确地分析黏性阻力的影响。本文的重点是建立飞艇外形优化设计的方法,并通过在变雷诺数零攻角工

况下优化算例来验证该方法的合理性和有效性。

1 优化流程

飞艇气动优化的主要目的是获得低阻外形,使飞艇在平流层流动条件下飞行时具有尽可能小的气动阻力。飞艇的阻力主要由压差(或形状)阻力和黏性阻力构成,改变飞艇的形状将明显改变压差阻力,黏性阻力也可能随之改变。因此,飞艇的优化问题可以视为一个阻力为目标函数,几何形状为其影响变量的一个优化命题。考虑到飞艇的内容积决定其浮力的大小,我们把飞艇的体积作为优化问题的约束条件。一般而论,一个优化问题的求解包括以下 4 个步骤:优化命题的建立以及初始化;目标函数的评估;寻优方向和步长的确立;最优值的收敛判断。其中后 3 个步骤是重复进行,直到获得最优值。

本文求解飞艇外形优化问题的基本思想如图 1 所示。首先从初始形状开始由梯度法优化器确定初始的梯度信息;其次飞艇外形用 NURBS 进行曲线参数化,NURBS 的控制点作为优化变量;再次通过流动求解器获得飞艇的气动性能;最后优化器对气动性能进行评价,若不收敛优化器给出梯度信息,获得新的飞艇形状进行下次迭代,若收敛则获得优化的飞艇形状。

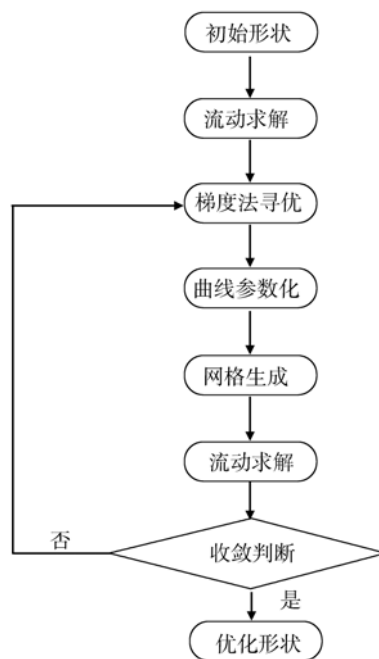


图 1 优化命题的流程图

Fig. 1 Flow chart of optimization

总阻力系数作为优化的目标函数,包含压差

阻力和黏性阻力的贡献,总阻力系数的定义如下:

$$C_d = \frac{2F}{\rho u^2 A} \quad (1)$$

式中 F 表示来流流动方向的阻力, ρ 表示流体密度, u 表示飞艇与空气之间的相对速度, A 表示参考面积,飞艇设计惯例通常把参考面积定义为: $A = V^{2/3}$, V 是飞艇的体积^[13]. 本文二维流场中总阻力系数选取的参考面积 $A = d \times 1$, 其中 d 为飞艇最大横截面处直径.

2 飞艇轮廓的参数化

和航空翼型一样,飞艇的外形轮廓曲线的表达通常是间隔足够密集的离散点,而飞艇轮廓的几何形状是优化命题的影响参数,那么用离散点的坐标直接作为影响变量将有两个问题:其一,变量数过多,优化计算量过大;其二,优化过程可能难以保证曲线的平滑性. 因此,气动优化通常将外形曲线参数化,其优点是仅用少量的控制点得到平滑的曲线,同时大大地减少优化计算量. 气动优化常用的曲线参数化方法有 Bézier, B-spline 和 NURBS.

Bézier 曲线的定义如下:

$$P(t) = \sum_{i=0}^n Q_i J_{n,i}(t) = \sum_{i=0}^n Q_i C_n^i t^i (1-t)^{n-i} \quad (2)$$

式中 $J_{n,i}$ 表示 Bernstein 基函数; Q_i 表示 Bézier 曲线的控制点; C_n^i 表示 $\binom{n}{i}$ 组合, n 表示控制点数目, $P(t)$ 表示 Bézier 曲线上点, $t \in [0, 1]$.

NURBS 是一种应用广泛的曲线/曲面参数化方法,生成的曲线能够保持高阶连续,广泛应用于计算机制图,机械加工和机械制造行业. NURBS 的定义如下:

$$A(t) = \sum_{i=0}^n R_{i,p}(t) P_i \quad (3)$$

其中

$$R_{i,p}(t) = \frac{B_{i,p}(t) \omega_i}{\sum_{i=0}^n B_{i,p}(t) \omega_i} \quad (4)$$

式中 P_i 表示控制点的坐标; ω_i 表示对应点的加权系数; $B_{i,p}$ 表示 p 阶 B-spline 基函数; $A(t)$ 表示 NURBS 曲线上的点,变量 $t \in [u_i, u_{i+1}]$, u_i 和 u_{i+1} 为节点矢量^[14].

通过插值,改变控制点的坐标和加权系数使目标曲线和参数化曲线的误差最小,根据最小二

乘法,参数法生成的参数曲线与飞艇表面离散点之间误差平方和最小,从而获得参数化曲线的控制点. 当误差趋近于零时,目标曲线和参数化曲线基本重合. 飞艇为回转体,飞艇的中心截面为轴对称,四阶 NURBS 曲线对飞艇截面上(下)表面进行参数化建模仅需 7 个控制点,控制点 1 固定前缘位置,控制点 7 固定尾缘的位置,控制点 2, 3, 4, 5, 6 中坐标和加权系数为设计变量. 图 2 描述了 NURBS 控制点、NURBS 的参数化曲线、Bézier 控制点、Bézier 参数化曲线和原始 LOTTE 飞艇的形状^[2].

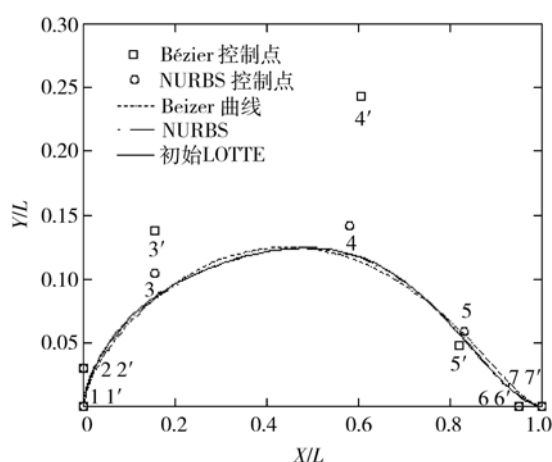


图2 LOTTE 飞艇形状与不同参数化的控制点和参数化曲线

Fig. 2 Curve and control points of NURBS and Bézier with LOTTE airship

对比不同参数化方法中基函数的变量, Bézier 基函数中变量 t 为全局变量,任一控制点的位置变化会影响整条参数化曲线;而 NURBS 基函数中 t 为局部变量,任一控制点的位置变化仅仅影响局部参数化曲线的形状;对比不同参数化方法生成的曲线,可以看出 NURBS 与初始 LOTTE 飞艇外形几乎完全重合, Bézier 参数化曲线与初始 LOTTE 飞艇外形有较大误差,表明 NURBS 的精度明显高于 Bézier 曲线. 图 3 描述了采用 Bézier 和 NURBS 参数法描述 LOTTE 飞艇外形循环迭代收敛曲线, NURBS 与 Bézier 参数化在迭代次数相同情况下,收敛残差分别为 4.5×10^{-4} 和 4.9×10^{-3} ,表明 NURBS 曲线收敛快. 从以上的比较看出 NURBS 参数化显然优于 Bézier 参数化. 因此本文采用 NURBS 参数法对飞艇的外形轮廓进行参数化建模.

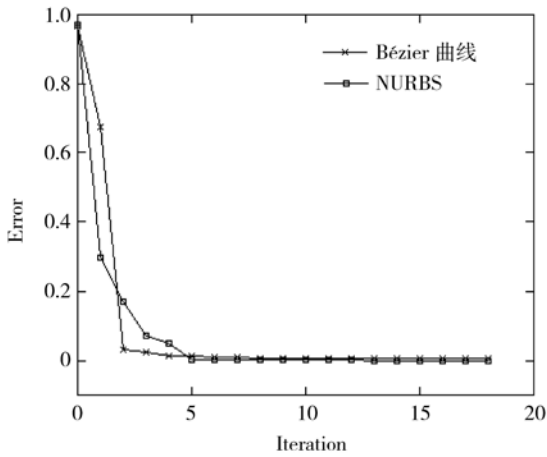


图 3 两种参数化方法的收敛曲线

Fig. 3 Residual curves of Bézier and NURBS

3 梯度算法

本文飞艇的形状优化问题可定义为有约束的非线性优化问题. 序列二次规划(sequential quadratic programming, 简称 SQP)是解决非线性最优化问题最常用、最有效的方法之一, 可以解决包含等式和不等式约束优化问题, 具体形式如下:

$$\begin{aligned} \min f(x) \\ \text{s. t. } h(x) = 0 \\ g(x) \geq 0 \end{aligned} \quad (5)$$

其中设计变量 x 为飞艇外形曲线参数化的控制点坐标, 且满足在实数范围内 f, h, g 二阶可微^[15-16], 本文中目标函数 f 是关于设计变量 x 的飞艇总阻力系数, 等式约束条件 h 是飞艇的体积, 不等式约束条件 g 是控制点变量 x 的范围. 式(5)存在局部最小值的充要条件为 Kuhn-Tucker(K-T)条件, 形式如下:

$$\nabla f(x^*) - \nabla g(x^*)\lambda^* - \nabla h(x^*)\mu^* = 0$$

$$\lambda^* \geq 0 \quad (6)$$

其中 λ^* 和 μ^* 为分别为等式和不等式约束条件的拉格朗日乘子. 式(5)可简化为如下形式:

$$\min \frac{1}{2} \mathbf{d}^T \mathbf{B}_k \mathbf{d} + \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d} \quad (7)$$

$$\text{s. t. } [\nabla h(\mathbf{x}_k)]^T \mathbf{d} + h(\mathbf{x}_k) = 0$$

$$[\nabla g(\mathbf{x}_k)]^T \mathbf{d} + g(\mathbf{x}_k) \geq 0$$

其中目标函数梯度的计算公式

$$\nabla f \approx \frac{\partial f}{\partial x} = \frac{f_{k+1} - f_k}{\mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_k} \quad (8)$$

寻优点的迭代公式为

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \alpha_k \mathbf{d}_k \quad (9)$$

其中 α_k 为步长, $\mathbf{d}_k$ 为矢量搜索方向.

$$\mathbf{d}_k = -\mathbf{B}_k \cdot \nabla f(\mathbf{x}_k) \quad (10)$$

式中 $\mathbf{B}_k$ 为哈森矩阵, 采用拟牛顿法(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno, 简称 BFGS)^[16] 获得. 梯度的近似迭代公式

$$\nabla f(\mathbf{x}_{k+1}) \approx \nabla f(\mathbf{x}_k) + \mathbf{B}(\mathbf{x}_k) \cdot \mathbf{d}_k \quad (11)$$

4 飞艇绕流的数值计算

平流层中的风速较高, 但是飞艇周围的流动仍然处于不可压缩流动的范围, 本文通过 Fluent 6.3 流动求解器数值求解二维定常不可压绕流场. Fluent 采用有限体积法对控制方程进行离散, 压力和速度耦合采用 SIMPLE 算法求解二维 N-S, 为了提高精度, 所有变量采用二阶迎风格式和双精度计算. 流动求解器获得的流场信息传递给 SQP 优化器用于计算梯度信息. 图 4 描述了 LOTTE 飞艇外的 C 型结构性网格, 飞艇壁面布置 20 层边界层网格, 可以有效地捕捉飞艇表面分离流动情况. Fluent 流动求解用无界面、脚本控制运行的方式嵌入到我们的 Fortran 优化程序中.

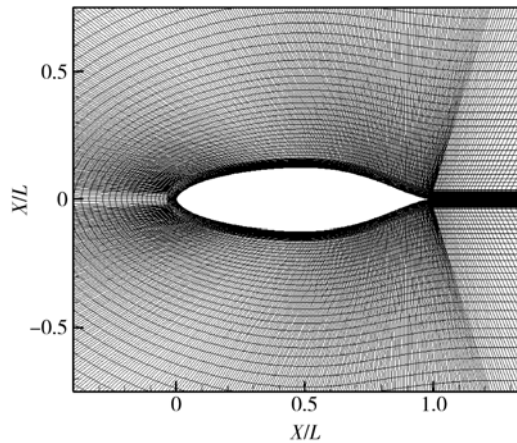


图 4 LOTTE 飞艇表面网格

Fig. 4 Grid of LOTTE airship surface

5 结果与讨论

本文优化过程中使用的初始形状是 LOTTE 飞艇的外形^[2], 其几何参数如下, 长度为 $L=16$ m, 最大直径为 $D=4$ m, 飞艇外形母线方程

$$L(x) = 0.2277 \sqrt{x}, \quad 0 < x < 0.08$$

$$L(x) = 0.0197 + 0.7184x - 2.3751x^2 + 5.0166x^3 - 5.8339x^4 + 2.4551x^5$$

$$0.08 < x < 1.00 \quad (13)$$

优化前后飞艇气动性能的比较必须以相同的体积为基准,初始 LOTTE 飞艇的体积约为 109 m^3 ,优化后飞艇体积误差在 $\pm 0.2\%$ 范围内.图 5 描述了优化前后的二维飞艇形状,优化后飞艇与初始 LOTTE 飞艇的形状差异主要体现在以下两方面:①优化后飞艇前半部分厚度增加,后半部分厚度减小;②优化前后飞艇的最大截面的位置存在较大差异,最大截面厚度基本保持不变.当雷诺数大于 2.5×10^6 时,优化后飞艇形状差异较小;随着雷诺数增大,飞艇最大截面位置逐渐向尾缘移动,但优化后飞艇最大截面位置都在 LOTTE 飞艇前半部分.

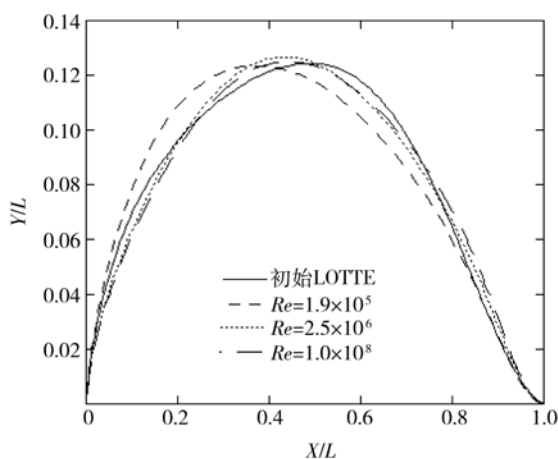


图 5 优化前后的飞艇形状对比

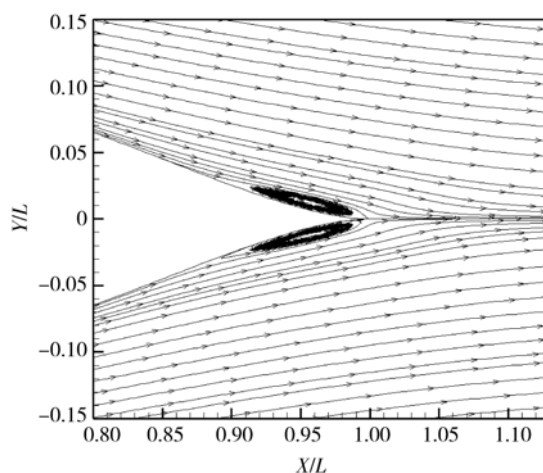
Fig. 5 Comparison of initial and optimized airship shape

为了对比不同雷诺数下飞艇形状和气动性能,对飞艇尺寸进行归一化,以 X/L 和 Y/L 表示,但以下飞艇气动性能的讨论采用飞艇长度的百分比进行描述.

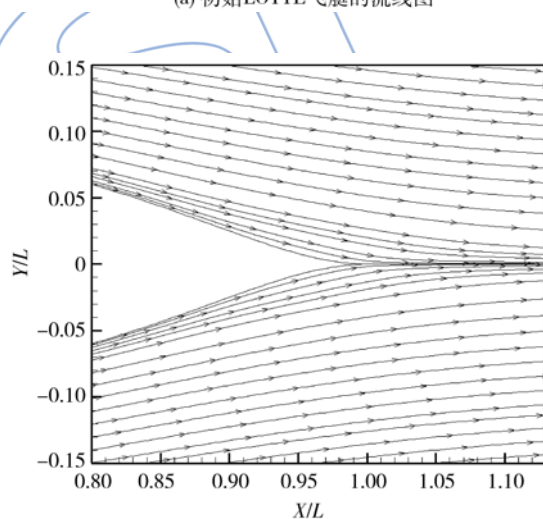
图 6(a)和图 6(b)分别描述了在雷诺数为 1.9×10^5 工况下优化前后飞艇尾缘处的流动情况.可以明显看出优化前后流动状态存在明显差异,LOTTE 飞艇尾缘有较大分离,优化后飞艇尾缘没有发生明显的分离.

飞艇的形状影响其气动性能,最大截面的位置 and 高度与气动性能的密切相关,根据伯努利方程可知,流动截面的大小决定速度大小,最大截面处速度最大,压力最小.根据最大截面的位置可以将绕流场分成两部分:①加速区域;②减速区域.

加速区域包含两部分:①前缘加速区,飞艇前缘的流场梯度非常大的区域;②最大截面加速区,在前缘加速区和最大截面之间.减速区也包含两部分:①尾部分离区;②最大截面减速区,在最大截面和分离区之间.



(a) 初始 LOTTE 飞艇的流线图



(b) 优化后的流线图

图 6 $Re=1.9 \times 10^5$ 初始 LOTTE 飞艇和优化后的流线图

Fig. 6 Streamline of optimized and initial LOTTE airship at $Re=1.9 \times 10^5$

图 7 描述了不同雷诺数工况优化前后飞艇的局部黏性阻力系数(C_f)和静压系数(C_p)分布.图 7(a)和图 7(b)分别描述了雷诺数为 1.9×10^5 优化前后飞艇局部黏性阻力系数和静压系数分布.按照上述 4 个区域分析流场:①优化前后飞艇在前缘加速区内黏性阻力和静压的大小基本一致;黏性阻力迅速增大,静压迅速减小,意味着在前缘附近空气速度迅速增加.②结合图 5 可以看出,LOTTE 飞艇

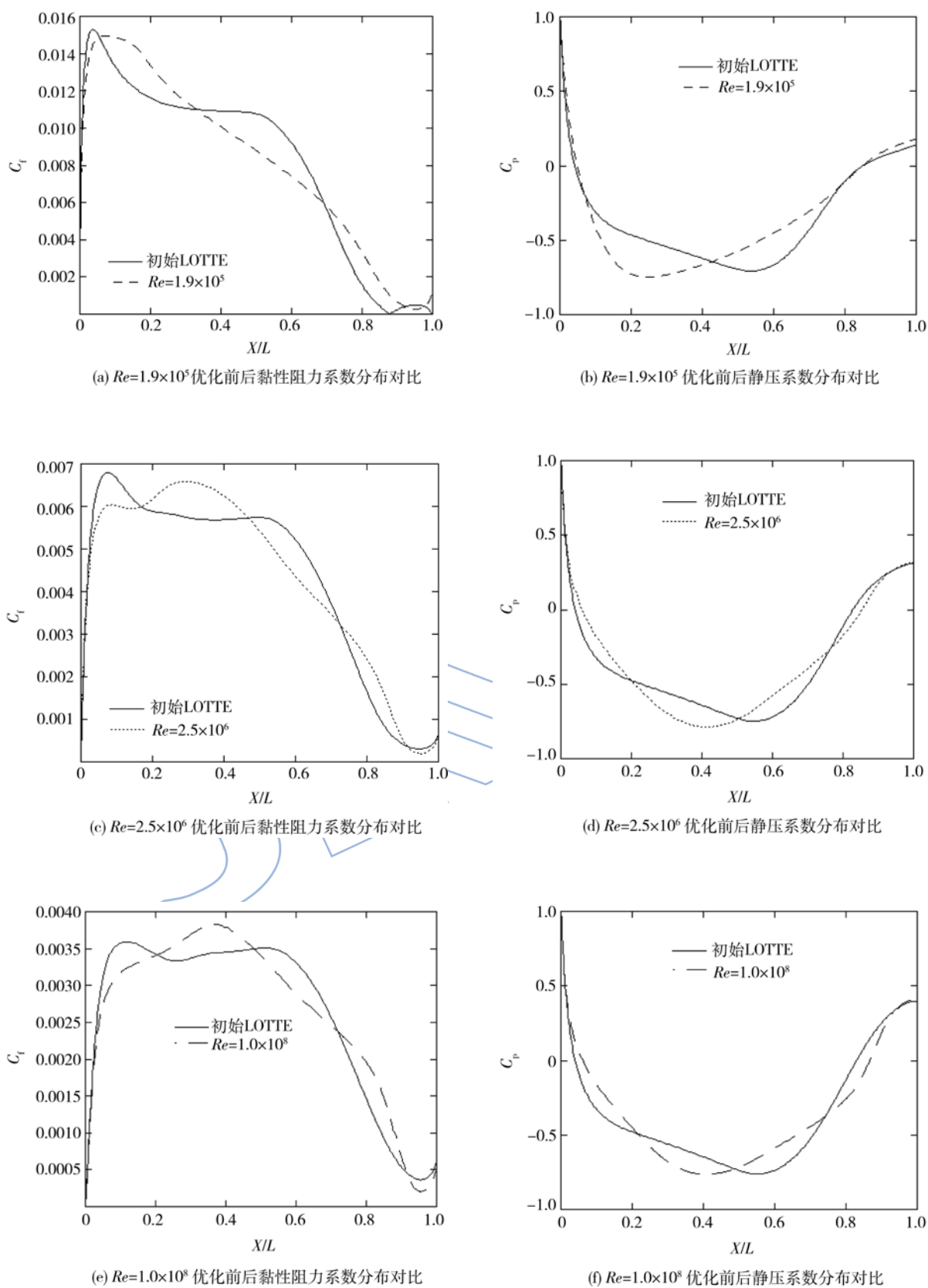


图 7 不同雷诺数工况下初始 LOTTE 飞艇和优化后的气动性系数分布对比

Fig. 7 Comparison of initial and optimized airship aerodynamics at different Re

和优化后飞艇最大截面高度基本一致,但最大截面的位置分别在飞艇长度 50% 和 25% 处附近;优化后飞艇最大截面加速区较小,其黏性阻力大于 LOTTE 飞艇,静压则明显低于 LOTTE 飞艇. ③ 由于最大截面位置前移,优化后飞艇最大截面的减速区明显大于飞艇 LOTTE,黏性阻力系数较 LOTTE 飞艇下降缓慢,静压的回升也比 LOTTE 飞艇缓慢. ④ 结合图 6(a) 可以看出,LOTTE 飞艇在飞艇长度 90% 处发生分离,在尾缘发生再附着;优化后飞艇尾部表面无明显的分离区;显然尾缘分离流动影响黏性阻力系数的分布,也影响了表面的静压系数分布.

如图 7(a),图 7(c) 和图 7(e),对比不同雷诺数下的黏性阻力系数分布可以看出,随着雷诺数的增大,在前缘加速区域 LOTTE 飞艇的黏性阻力系数的峰由尖锐变平缓,而在最大截面加速区黏性阻力系数都几乎不变. 优化后飞艇前缘的加速区都较小, $Re=1.9 \times 10^5$ 工况下黏性阻力系数的最大值在前缘加速区(图 7(a)),但是在 $Re=2.5 \times 10^6$ (图 7(c)) 和 $Re=1.0 \times 10^8$ (图 7(e)) 工况下, C_f 最大值则位于最大截面附近,这种变化显示在较高雷诺数下优化得到的形状所决定的边界

层速度分布明显不同于基于 LOTTE 飞艇.

根据伯努利方程可知,在黏性流场中任一流线上总压近似保持不变. LOTTE 飞艇前缘加速区较小,静压系数变化较大;最大截面加速区范围较大,静压系数变化较小. 结合图 7(b),图 7(d) 和图 7(f) 可以看出,对比不同雷诺数工况下的静压系数可以看出,随着雷诺数的增大,LOTTE 飞艇的静压系数分布趋势基本保持不变. 优化后飞艇前缘加速区较小,静压系数变化非常大;最大截面加速区域较小,静压系数变化较大. 对比不同雷诺数工况下的静压系数分布可以看出,随着雷诺数的增大,前缘和最大截面加速区域增大,静压系数变化比较明显.

表 1 对比了 LOTTE 飞艇和不同雷诺数工况优化后飞艇的压差阻力系数(C_{dp})、黏性阻力系数(C_{df})和总阻力系数(C_d). 可以看出三个工况优化后飞艇的气动性能有不同程度提高,压差阻力系数明显减小,黏性阻力系数略微增大;小雷诺数工况优化后飞艇的气动性能改善最明显. 从表中可以看出,小雷诺数工况优化后黏性阻力系数大;大雷诺数优化后黏性阻力系数小. 湍流边界层内黏性阻力系数与 Re^m (m 为 $1/7$ 或 $1/5$) 成反比,因此,随着雷诺数的增大,黏性阻力系数逐渐减小.

表 1 初始和优化后飞艇的阻力系数的比较

Table 1 Comparison between initial and optimized airship drag coefficient

工况 (Re)	初始 LOTTE 气动性能			优化后气动性能			结果对比		
	C_{dp}	C_{df}	C_d	C_{dp}	C_{df}	C_d	$\Delta C_{dp}/\%$	$\Delta C_{df}/\%$	$\Delta C_d/\%$
1.9×10^5	0.0970	0.0648	0.1618	0.0856	0.0667	0.1522	-11.8	2.9	-5.9
2.5×10^6	0.0550	0.0346	0.0896	0.0519	0.0348	0.0867	-5.6	0.6	-3.2
1.0×10^8	0.0431	0.0211	0.0642	0.0411	0.0211	0.0622	-4.6	0	-3.1

从表 1 还可以看出,黏性阻力在不同的雷诺数下都占总阻力很大的比例(30%~40%),因此在优化过程中适当的表达和准确的计算黏性阻力对于平流层飞艇的形状优化是十分必要和重要的. Lutz 等人^[7] 优化方法采用势流理论与边界层积分法相结合的方法求解飞艇的气动阻力. 其中势流理论求解飞艇表面的无黏流场;边界层积分法用于求解黏性阻力. 将势流理论计算获得的速度分布作为边界层积分法的初值条件;边界层积分法是在边界层内采用经验性的方法考虑了黏性作用,可以计算飞艇表面的黏性阻力和压差阻力. 在边界层厚度很小而且边界层与固体附着的情况下,压力分布可以假设不受黏性影响;然而当表面

发生分离时,黏性会影响势流方程中的压力系数分布. 因此在边界层较厚和存在流动分离的情况下通过边界层积分法获得的黏性阻力系数则不够准确. 表 1 的结果表明,本文优化方法获得了优于文献[7]的新形状,分析其原因应该与气动分析采用直接数值求解 N-S 方程,获得了更准确的黏性流场信息相关.

6 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 本文采用 NURBS 作为曲线参数化方法,进行的飞艇气动外形优化表明 NURBS 的参数化效率明显高于其他方法.

2) 飞艇的初始形状为 LOTTE 形状,优化后的飞艇的总阻力系数都有不同程度改善,考虑到 LOTTE 飞艇形状是一个很好的低阻形状,证明本文的优化方法是可行而有效的。

3) 在优化过程中黏性流场的求解采用 FLUENT 软件的黏性流动求解器,因此黏性阻力的求解比文献[7]的结果精确。这可能是我们获得比 LOTTE 飞艇更优的结果的原因之一,可以认为,准确获得飞艇的黏性阻力有利于获得更好的飞艇形状,因此充分地考虑黏性阻力对于飞艇的形状优化和减阻是十分必要的。

参考文献:

- [1] Khoury G A, Gillett J D. Airship technology[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999.
- [2] Funk P, Lutz T, Wagner S. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(8): 603-610.
- [3] 张丹, 郭雪岩. 平流层双轴椭球体飞艇绕流场的数值分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(4): 556-564.
ZHANG Dan, GUO Xueyan. Numerical analyses on ambient flow of a double-axis ellipsoidal stratospheric airship[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(4): 556-564. (in Chinese)
- [4] 林瑞坤, 郭雪岩. 带螺旋桨平流层飞艇气动性能的数值模拟[J]. 力学季刊, 2010, 31(3): 355-362.
LIN Ruikun, GUO Xueyan. Numerical analysis of aerodynamic performance for stratospheric airship with a propeller[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2010, 31(3): 355-362. (in Chinese)
- [5] Emre A, Lyle N L. Separated turbulent flow simulations using a reynolds stress model and unstructured meshes[R]. AIAA Paper 2005-1094, 2005.
- [6] 刘建闽, 薛雷平, 鲁传敬. 平流层飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[J]. 力学季刊, 2006, 27(3): 440-448.
- LIU Jianmin, XUE Leiping, LU Chuanjing. Coupling computation of ambient flow and deformation of elastic membrane body[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(3): 440-448. (in Chinese)
- [7] Lutz T, Wagner S. Numerical shape optimization of natural laminar flow bodies[R]. AIAA Paper 98-31525, 1998.
- [8] Lépine J, Guibault F, Trepanier J Y. Optimized nonuniform rational B-spline geometrical representation for aerodynamics design of wings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(11): 2033-2041.
- [9] Driver J, Zingg D W. Optimized natural-laminar-flow airfoils[R]. AIAA Paper 2006-247, 2006.
- [10] Painchaud-Ouellet S, Tribes C, Trépanier J Y, et. al Airfoil shape optimization using a nonuniform rational B-splines parameterization under thickness constraint [J]. AIAA Journal, 2001, 40(10): 2170-2178.
- [11] 据亚平, 张楚华. 基于人工神经网络与遗传算法的风力机翼优化设计方法[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(20): 106-111.
JU Yaping, ZHANG Chuhua. Optimal design method for wind turbine airfoil based on artificial neural network model and genetic algorithm[J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(20): 106-111. (in Chinese)
- [12] 王锐, 祁大同, 王学军. 离心压缩机弯道回流器子午型线的改进研究[J]. 中国电机工程学报, 2010, 30(2): 109-114.
WANG Rui, QI Datong, WANG Xuejun. Improvement of meridian plane profile for return channel of a centrifugal compressor[J]. Proceedings of the CSEE, 2010, 30(2): 109-114. (in Chinese)
- [13] 吴子牛, 王兵, 周睿, 等. 空气动力学(下册)[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [14] Rogers D F. An introduction to nurbs with historical perspective[M]. London: Academic Press, 2001.
- [15] Spellucci P. DONLP2 short user guide[R]. Darmstadt: Technical University at Darmstadt, 1999.
- [16] Nocedal J, Wright S J. Numerical optimization[M]. New-York: Springer, 1999.