

文章编号:1000-8055(2013)07-1582-09

转捩对平流层飞艇外形优化的影响

张海军, 郭雪岩, 戴 韧

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘 要: 采用梯度算法优化了平流层飞艇外形以减少气动阻力, 目标函数飞艇总阻力系数通过求解 Navier-Stokes 方程获得. 优化过程中采用了 SST $\kappa\omega$ 转捩湍流模型和 Realizable $\kappa\epsilon$ 全湍流模型求解绕流流场. 采用大涡模拟方法详细分析了获得的两种飞艇外形的气动性能和特点, 并且比较了两种湍流模拟方法的流场求解对梯度法优化的目标函数以及飞艇形状特点的影响. 结果表明: 是否考虑转捩对优化的结果有明显的影响, 考虑转捩优化方案的气动性能明显优于全湍流流动求解优化方案. 采用转捩模型的优化由于层流区域的存在改变了飞艇尾部的形状, 从而获得了尾部分离区较小的飞艇外形轮廓.

关 键 词: 平流层飞艇; 转捩; 湍流; 外形优化; 梯度算法

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Effect of transition on optimization of stratospheric airship hulls

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

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Shape optimization of a stratospheric airship was conducted with a gradient algorithm to reduce the aerodynamic drag. The total drag coefficient as the objective function was evaluated by solving the Navier-Stokes equations. The shear stress transport (SST) $\kappa\omega$ turbulent model with transition criterion and the Realizable $\kappa\epsilon$ full turbulent model were applied when solving the flow field in the optimization steps. The aerodynamic performance of the flow structure around these two optimized airships was thoroughly analyzed based on the flow field obtained through large-eddy simulation. The influences of the transition model and the full turbulent model on the optimized objective function and the hull shape itself were compared. It is found that aerodynamic performance of the optimized hull taking laminar-turbulent transition into account is obviously better than the other. The existence of the laminar region enables to change the shape of rear part of the hull and determine a better shape with smaller separation zone.

Key words: stratospheric airship; transition; turbulent; optimization; gradient algorithm

平流层大气风速较大, 平流层飞艇尺寸巨大, 这两个因素决定了平流层飞艇在大雷诺数下

飞行. 飞艇附面层内的流动大部分区域为湍流, 因此有关的流动分析和气动优化常假设平流层飞艇

收稿日期: 2012-07-03

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1582_023.html

基金项目: 国家自然科学基金(51176127); 上海市教委重点学科(J50501)

作者简介: 张海军(1981-), 男, 江苏盐城人, 博士生, 主要从事计算流体力学及气动优化方法的研究.

通讯作者: 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.

的绕流场为全湍流,小部分层流区域和转捩过程被忽略.但是平流层飞艇表面前缘存在部分层流流动的区域并非小到可以忽略的程度,考虑层流部分及其转捩过程有助于获得更准确的飞艇气动性能.但在优化问题中,关于转捩如何影响优化后飞艇形状的研究较少.

其他学者之前的实验和数值模拟考察了转捩对回转体气动性能的影响,但没有详细地对比全湍流和转捩模型对优化飞艇气动性能的影响. Ahn^[1]详细地研究了实验中雷诺数和攻角对6:1椭圆体的边界层内转捩和分离流动的影响; Parsons 等^[2]优化了回转体的气动性能,结果表明回转体外形轮廓的变化和边界层的控制是改善回转体气动性能的重要途径;宋保维等^[3-4]采用势流边界积分法优化了回转体航行器外形和尾部形状,结果表明增加层流区域的长度可以有效地减小回转体的阻力系数;Kale 等^[5]通过求解轴对称湍流 N-S(Navier-Stokes)方程优化了飞艇的气动性能;郭雪岩等^[6]通过求解二维湍流 N-S 方程来优化飞艇的气动性能,结果表明采用湍流模型优化后的飞艇气动性能有不同程度的改善;Lutz 等^[7-8]在无体积约束的条件下,采用势流边界积分法与 e^n 转捩模型优化飞艇的外形轮廓,结果表明随着雷诺数的增大,飞艇最大截面厚度向前缘移动,最大截面和尾部的厚度增大,采用转捩模型可以有效地改善飞艇的气动性能;Wang 等^[9]采用势流与边界层积分法结合不同的转捩模型,优化了飞艇的气动性能.综合上述文献可以看出:转捩是影响回转体气动性能的重要因素之一.采用势流边界层积分法和转捩模型无法准确地获得其黏性阻力系数;而采用全湍流模型的 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)求解器无法获得转捩点位置. Driver 等^[10]通过求解欧拉方程结合转捩模型确定出转捩点的位置,然后在 N-S 方程中分别计算层流和湍流区域内的阻力系数,显然该方法可以获得比较准确的气动性能;但在优化过程中需同时求解欧拉和 N-S 方程,增加了优化问题的计算量. Menter 等^[11-12]和 Langtry 等^[13-14]提出的 SST(shear stress transport) $\kappa-\omega$ 转捩模型在气动性能分析中具有广泛的应用.

大涡模拟 LES(large-eddy simulation)在流动分析中已经得到广泛应用, Michelassi 等^[15]研究低压透平叶栅气动性能的方法,结果表明在合适计算资源条件下,LES 模拟和实验结果吻合较好;Constantinescu 等^[16]采用 RANS 和 detached-

eddy simulation (DES) 模拟 6:1 椭圆体在 10° 和 20° 攻角下气动性能与实验结果的对比,结果表明 RANS 和 DES 模拟在描述平均流动的气动性能基本一致,但 DES 可以获得较好的脉动气动性能;张楠等^[17]采用大涡模拟水下航行器的气动性能,结果表明采用动态 Smagorinsky 亚格子涡模型结合合适网格数量,可以获得比较准确的气动性能.

本文在飞艇气动性能的计算中分别采用了 Realizable $\kappa-\epsilon$ 全湍流模型和 SST $\kappa-\omega$ 转捩模型并以此来优化飞艇的外形轮廓,使用转捩模型可以获得比较准确的气动性能;采用大涡模拟对比了全湍流和转捩模型对优化后飞艇形状和气动性能,从而分析转捩模型如何影响优化后飞艇的气动性能,并详细地对比了优化前后飞艇的三维气动性能.

1 基本方法

飞艇形状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,基本流程见图 1. 上述步骤中目标函数的评估是通过求解流场获得飞艇气动性能来进行的;寻优的方向和步长的确定则采用梯度法的序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP);以飞艇体积不变为约束条件,和总阻力系数最小为目标函数,该优化方法的细节请参阅文献[6,18]. 将 Funk 等提出的 LOTTE 飞艇^[19]的轮廓曲线作为飞艇优化的初始形状,飞艇的中心截面为轴对称,对飞艇截面的上、下面进行 NURBS(non-uniform rational B-spline)曲线参数化建模共需 7 个控制点,控制点 1 固定前缘的位置,控制点 7 固定尾缘的位置,控制点 2,3,4,5 和 6 的坐标与加权系数为设计变量^[6,20],如图 2 所示.

优化前后飞艇的气动性能是以总阻力系数作为评估的标准,定义如下:

$$C_{d,v} = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 V} \quad (1)$$

式中 F_d 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, V 表示飞艇的体积^[8]. 气动阻力包含压差阻力和摩擦阻力,总阻力 F_d 通过在飞艇表面上压差阻力和摩擦阻力来流方向分量的积分求得.

本文通过求解轴对称定常、不可压流动的控

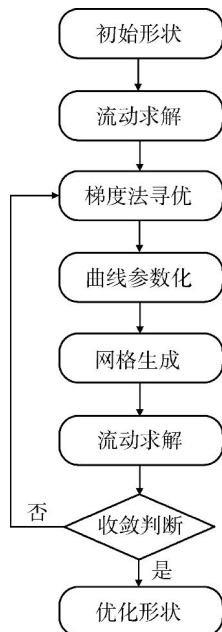


图1 优化命题的基本流程

Fig. 1 Basic flow chart of optimizational proposition

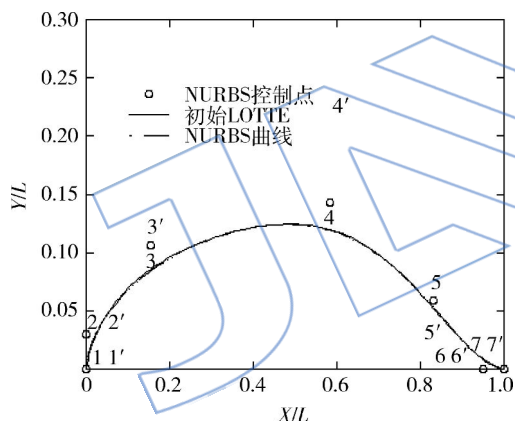


图2 LOTTE飞艇形状与NURBS控制点

Fig. 2 Control points of NURBS and LOTTE airship

制方程组获得飞艇绕流场的气动性能,采用的流动求解器是 Fluent 6.3,基于有限体积法和压力速度耦合的 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法,采用了2阶迎风格式对控制方程进行离散,湍流模型分别采用 Realizable κ - ϵ 模型和带有四方程转捩模型的 κ - ω 模型.采用这两种不同的湍流模型旨在比较考虑转捩与否对优化结果的影响.事实上,张丹等^[21]和林瑞坤等^[22]已经验证了 Realizable κ - ϵ 全湍流模型可以比较准确地模拟飞艇绕流场. Menter 等在 κ 和 ω 两方程湍流模型的基础上增加了 γ 和 Re_θ 方程,提出了关于 κ , ω , γ 和 Re_θ 四方程的转捩模型,其中中间变量 γ 用来确定局部转捩点位置,

局部雷诺数 Re_θ 描述自由流动中边界层附近的湍流强度和压力梯度非局部效应,在层流区内不含中间变量 γ 方程,在湍流区域内中间变量 γ 方程包含湍动能的生成项.

在优化计算时采用二维轴对称求解器以减小运算量;为对比两种不同条件(考虑转捩和不考虑转捩)下的优化结果,流场及飞艇气动性能的分析采用三维模拟以提高准确性.湍流模拟采用大涡模拟以排除不同湍流模型(Realizable κ - ϵ 和四方程的转捩模型)的影响.压力和速度耦合同样采用 SIMPLE 算法,为了提高精度对控制方程组采用高阶差分格式进行离散. LES 的基本思想是对可解尺度的湍流由方程直接数值求解,亚格子脉动对可解尺度的影响通过亚格子模型计算^[23],采用动力型 Smagorinsky-Lilly 亚格子模型,可以获得大尺度的脉动信息. LES 的网格分辨率直接影响数值模拟的准确性,对飞艇壁面处网格进行局部加密,在近壁面区内布置了20层边界层网格,根据文献[24]可知,在实际中,对大雷诺数工况需要较好的网格分辨率,边界层 y^+ 往往无法满足小于1.因此,在实际工程应用中 y^+ 在30~50范围内结合壁面函数,可以获得比较准确的模拟结果.

图3描述了 LOTTE 飞艇绕流场的 C 型结构性网格,飞艇绕流场的计算域是由一个半球体和一个圆柱体构成网格的计算区域,半球体的半径为6倍艇长,圆柱体的高度为8倍艇长,网格总数达 $1.5 \times 10^7 \sim 2.0 \times 10^7$. 本文研究飞艇气动性能的坐标系如图所示,飞艇的前缘点为坐标原点, X 方向为回转体的轴向.来流速度通过计算域入口边界条件设定(第一类边界条件),计算域出口也采用第一类边界条件设定出口压力(即平流层大气压力),飞艇表面采用无滑移边界条件.入口来流湍流强度为10%.

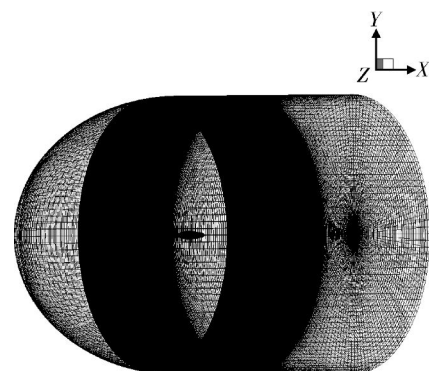


图3 飞艇外流场的网格划分

Fig. 3 Grid division of airship external flow field

2 结果与讨论

本文采用文献[6]中的优化方法,但流场求解采用轴对称二维求解器,并增加了 SST $\kappa-\omega$ 转捩模型.根据平流层空气的物性和飞艇的实际飞行速度,在雷诺数为 3.75×10^7 工况下分别采用全湍流和转捩模型优化飞艇的形状,分析和比较转捩对优化飞艇气动性能的影响.

2.1 转捩对优化后飞艇的形状和气动性能的影响

图4描述了雷诺数为 3.75×10^7 工况下 LOTTE、采用全湍流和转捩模型优化后飞艇外形轮廓.可以看出:优化前后飞艇形状的差异主要体现在以下3方面:①采用全湍流和转捩模型优化后飞艇的最大截面厚度减小,长径比增大;②采用全湍流模型优化后飞艇的最大截面位置向前缘移动,采用转捩模型优化后飞艇的最大截面位置基本保持不变;③采用全湍流模型优化后飞艇在 $X/L=0.80 \sim 1.0$ 范围内的厚度略微增大,采用转捩模型优化后飞艇在 $X/L=0.70 \sim 1.0$ 范围内的艇身厚度明显增大.

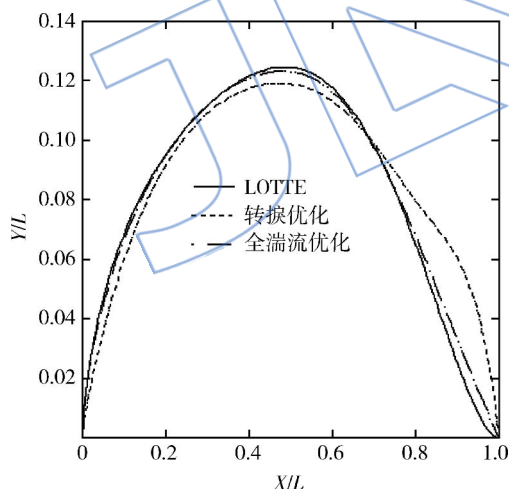


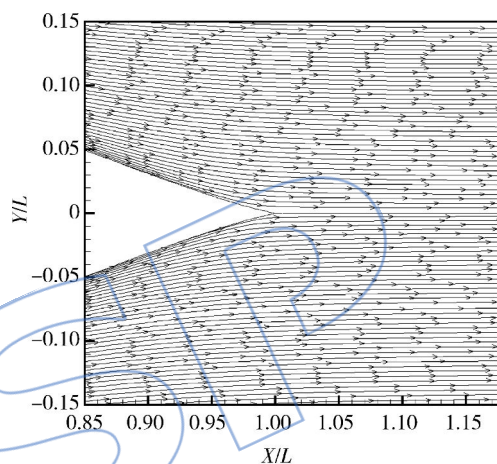
图4 全湍流和转捩优化前后形状对比

Fig. 4 Comparison of airship shapes of full turbulent and transition

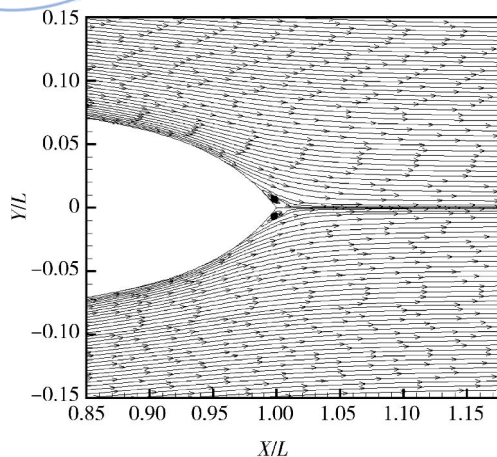
图5(a)~图5(c)分别描述了该工况下优化前后飞艇尾部的流场.可以看出优化前后流动状态存在明显差异,采用转捩模型优化后飞艇的尾部有明显地分离流动,LOTTE和采用全湍流模型优化后飞艇尾部没有发生明显地分离.飞艇的形状影响其气动性能,其中最大截面的位置 and 高度与气动性能的密切相关;根据伯努利方程可知:流动截面的大小影响速度大小,最大截面处流动

截面最小、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.加速区域即飞艇前缘与最大截面之间;减速区包含两部分: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.

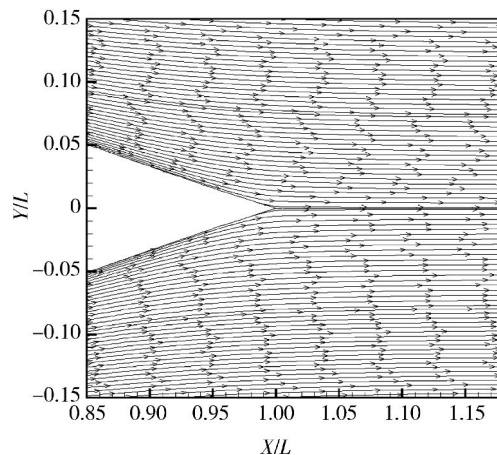
图6(a)和图6(b)分别描述了该雷诺数工况下优化前后飞艇表面黏性阻力系数分布 C_f 和压力系数分布 C_p .可以看出:LOTTE与采用湍流模

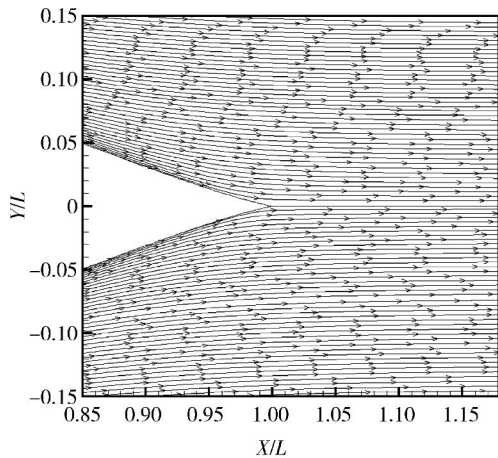


(a) 初始LOTTE飞艇的流线图



(b) 转捩优化后飞艇的流线图

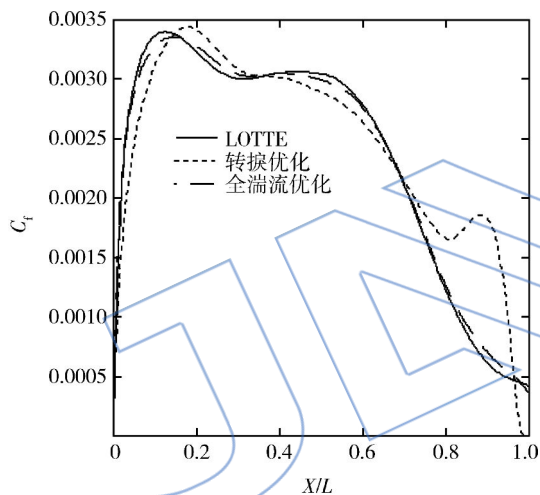




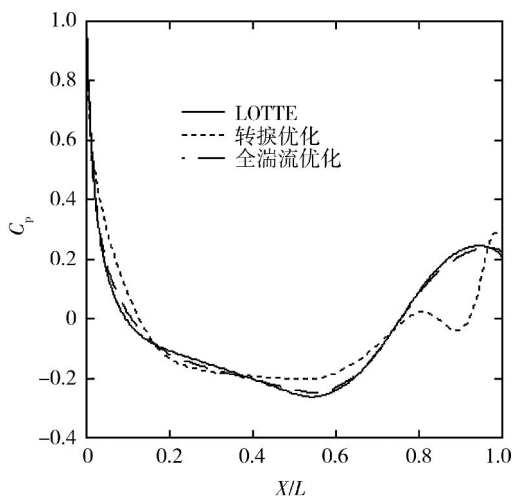
(c) 全湍流优化后飞艇的流线图

图5 初始和优化后飞艇的流线图

Fig. 5 Streamline of optimized and initial airship



(a) 优化前后黏性阻力系数分布的对比



(b) 优化前后压力系数分布的对比

图6 初始和优化后飞艇气动性能系数的对比

Fig. 6 Comparison of initial and optimized airship aerodynamics coefficient of performance

型优化后飞艇的表面的气动性能非常接近;然而 LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇表面的气动性能差异比较大. 因此, 这里主要对比 LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇的整个表面压力系数和黏性阻力系数的差异. 按照上述 3 个区域分析流场: ①可以看出, 虽然 LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇最大截面高度相差约 5%, 但其最大截面的位置都在飞艇 $X/L=0.5$ 处附近; LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇的加速区域基本一致, LOTTE 飞艇在加速区内黏性阻力系数和静压系数明显小于采用转捩模型优化后飞艇. ②采用转捩模型优化后飞艇最大截面的减速区明显小于飞艇 LOTTE, 黏性阻力系数明显大于 LOTTE 飞艇, 静压系数的回升也比 LOTTE 飞艇缓慢. ③结合图 5(b) 可以看出: 采用转捩模型优化后飞艇在 $X/L=0.97$ 处发生分离, LOTTE 和采用全湍流模型优化后飞艇尾部表面无明显的分离区.

表 1 描述了该雷诺数工况下优化前后飞艇的压差阻力系数 $C_{p,v}$, 黏性阻力系数 $C_{f,v}$ 和总阻力系数 $C_{d,v}$ 的差异. 可以看出: 采用转捩模型优化后飞艇压差阻力系数改善比较明显, 总阻力系数减小了 2.1%, 显然采用转捩模型优化后飞艇的气动性能略优于采用全湍流模型优化后飞艇. 转捩表示流动状态从层流转变湍流流动, 而湍流状态下流体进行剧烈的动量交换, 边界层厚度增大, 黏性阻力显著增大, 壁面处速度梯度也发生变化. 根据边界层理论可知: 层流区内飞艇表面的阻力系数明显小于湍流区内飞艇表面的阻力系数. 从图 6 可以看出: 在 $X/L=0 \sim 0.15$ (层流区域) 范围内, 采用转捩模型优化后飞艇表面的黏性阻力系数和压力梯度明显小于 LOTTE 和采用全湍流模型优化后飞艇. 图 6 还显示使用转捩模型优化的飞艇尾部区域的压力系数和黏性阻力系数分布也发生了改变.

表 1 LOTTE 飞艇和优化后飞艇阻力系数的对比

Table 1 Comparison of drag coefficients between initial and optimized airship

	$C_{p,v}$	$C_{f,v}$	$C_{d,v}$
LOTTE	0.0030	0.0162	0.0192
湍流优化	0.0029	0.0160	0.0189
与 LOTTE 对比/%	-3.3	-1.2	-1.6
转捩优化	0.0027	0.0161	0.0188
与 LOTTE 对比/%	-10.0	-0.06	-2.10

2.2 优化前后三维阻力系数的对比

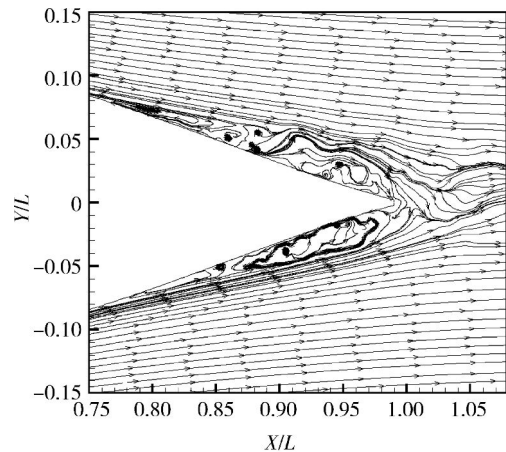
在优化过程中为了减小流动求解的计算量采用了二维轴对称求解器. 湍流模型则分别采用 Realizable κ - ϵ 模型和带有 4 方程转捩模型的 κ - ω 模型, 前者实际上是全湍流模拟, 后者则根据转捩点的位置将飞艇表面划分为层流区和湍流区. 为了更充分的评估 2 种不同优化结果的气动性能, 本文进行了三维流动求解. 考虑到优化过程中的二维流动求解分别采用了不同的涡黏度类的湍流模型, 本文的三维模拟采用大涡模拟以回避不同的涡黏度类湍流模型带来的影响.

表 2 给出了 LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇在该雷诺数工况下三维气动性能的对比. 可以看出, 采用转捩模型优化后飞艇的压差阻力系数和黏性阻力系数改善都比较明显, 因此采用转捩模型优化后飞艇的三维总阻力系数比 LOTTE 飞艇低 17.2%. 同时也可以看出三维模拟结果与表 1 所示的二维轴对称结果差异明显. 采用转捩模型优化后飞艇的二维轴对称压差阻力系数改善比较明显, 黏性阻力系数基本保持不变, 因此采用转捩模型优化后飞艇轴对称的总阻力系数仅改善了 2.1%.

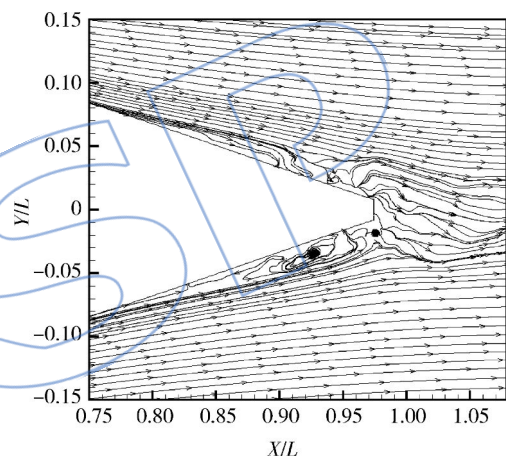
表 2 LOTTE 和优化后飞艇的三维阻力系数对比
Table 2 Comparison of three-dimensional drag coefficients between initial and optimized airship

	$C_{p,v}$	$C_{t,v}$	$C_{d,v}$
LOTTE	0.0121	0.0077	0.0198
湍流优化	0.0121	0.0076	0.0197
与 LOTTE 对比/%	0	-1.3	-0.1
转捩优化	0.0111	0.0053	0.0164
与 LOTTE 对比/%	-8.7	-30.7	-17.2

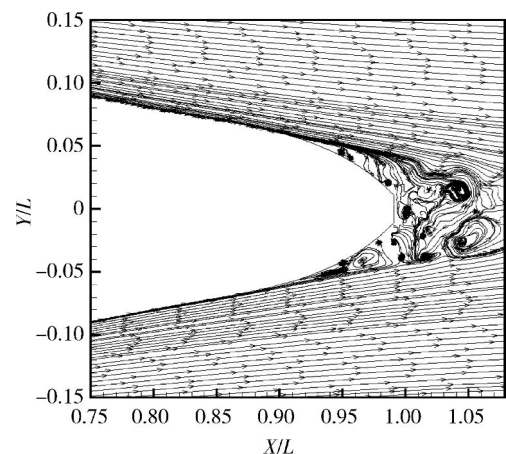
图 7(a)~图 7(c)分别显示了 LOTTE 与采用全湍流和转捩模型优化后飞艇在 $Z=0$ 处中心截面尾部的流动情况. 可以看出: 在该截面处 LOTTE 和采用全湍流模型优化后飞艇上下表面的分离点位置基本一致, 约在 $X/L=0.78$; 采用转捩模型优化后飞艇上下表面的分离点位置在 $X/L=0.92$ 处. 图 8(a)~图 8(c)的三维图分别显示了 LOTTE、全湍流优化和转捩模型优化飞艇表面分离线的位置. 可以看出 LOTTE 和优化后飞艇的分离线并不是规则圆, LOTTE 和全湍流模型优化飞艇的分离区基本保持一致, 在 $X/L=$



(a) 初始LOTTE飞艇的中心截面流线



(b) 全湍流模型优化后飞艇中心截面流线



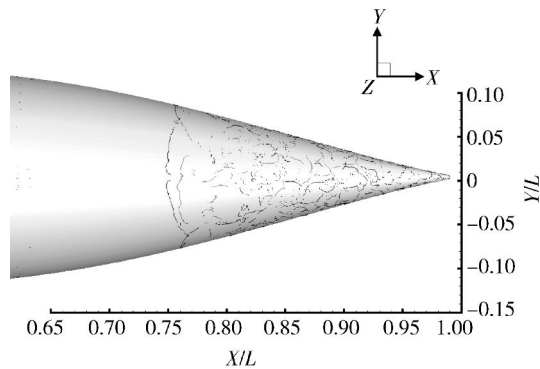
(c) 转捩模型优化后飞艇中心截面流线

图 7 初始和优化后飞艇中心截面流线

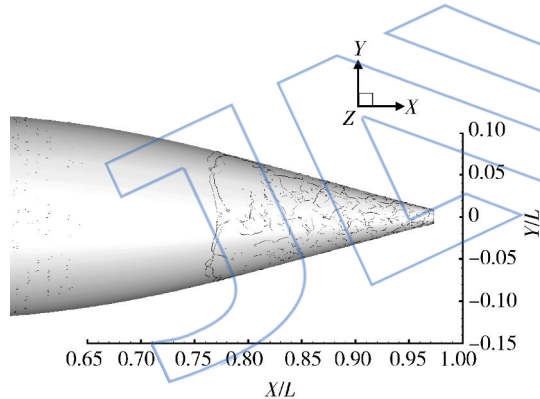
Fig. 7 Streamline of cross-section of initial and optimized airship

0.75~0.80; LOTTE 和采用转捩模型优化后飞艇的分离线分别在 $X/L=0.90\sim0.95$ 范围内; 三维模拟的结果与图 5 显示的二维轴对称模拟结果有所不同, 从图 5 可以看出: LOTTE 和采用全湍

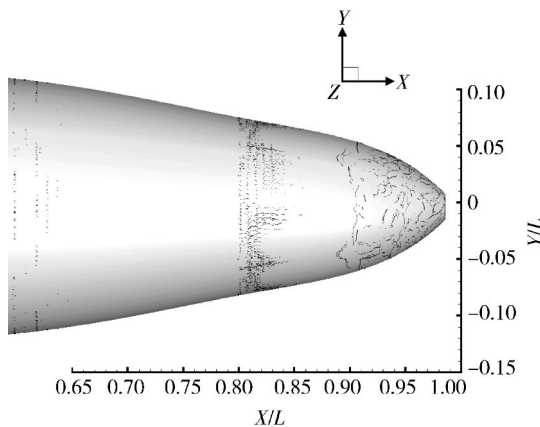
流模型优化后飞艇表面都没有发生明显分离,采用转捩模型优化后飞艇尾部发生了明显的分离.另外,从图8可以发现即使在 0° 攻角下,飞艇实际三维流动也不完全对称,LES获得了湍流场中的脉动信息,也获得了飞艇表面脉动的分离线,可以更真实地描述出飞艇表面分离线的位置.显然通过分离线的位置确定了采用转捩模型优化后飞艇尾部的分离区明显小于LOTTE飞艇.



(a) 初始LOTTE飞艇表面分离线的位置



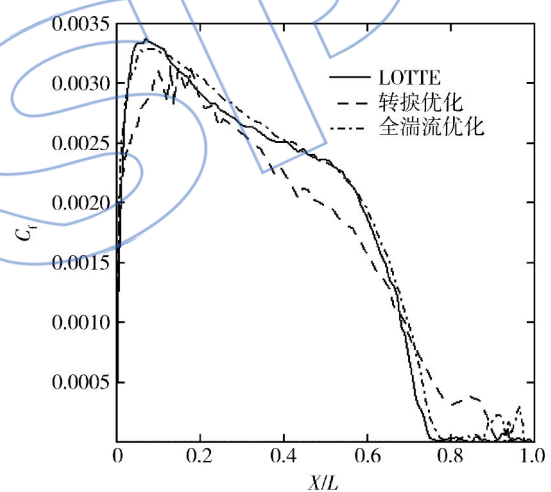
(b) 全湍流模型优化后飞艇表面分离线的位置



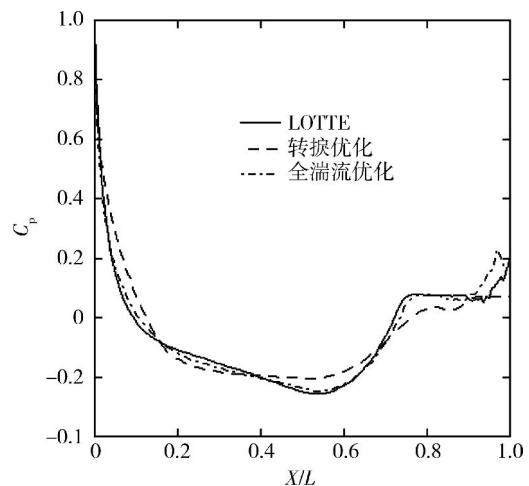
(c) 转捩模型优化后飞艇表面分离线的位置

图8 初始和优化后飞艇表面分离线的位置
Fig. 8 Location of separation of surface lines of initial and optimized airship

图9(a)和图9(b)分别描述了LOTTE与采用全湍流和转捩模型优化后飞艇在 $Z=0$ 处中心截面的压力系数分布 C_p 和黏性阻力系数分布 C_f .可以明显看出LOTTE和采用全湍流模型优化后飞艇的压力系数和黏性阻力系数分布基本一致,在加速区内采用转捩模型优化后飞艇的静压系数变化较小;LOTTE和采用全湍流模型优化后飞艇的静压系数变化非常明显,采用转捩模型优化后飞艇壁面的速度梯度较小,黏性阻力较小.采用转捩模型优化后在最大截面处附近的静压系数基本保持不变;LOTTE在最大截面处附近的静压系数变化较大.在最大截面处附近LOTTE和采用全湍流模型优化后飞艇表面的摩擦阻力系数远远大于采用转捩模型优化后飞艇.在 $X/L=0.70\sim 1.0$ 范围内,LOTTE和采用转捩模型优化后飞艇的



(a) 优化前后飞艇中心截面黏性阻力系数分布对比



(b) 优化前后飞艇中心截面压力系数分布对比

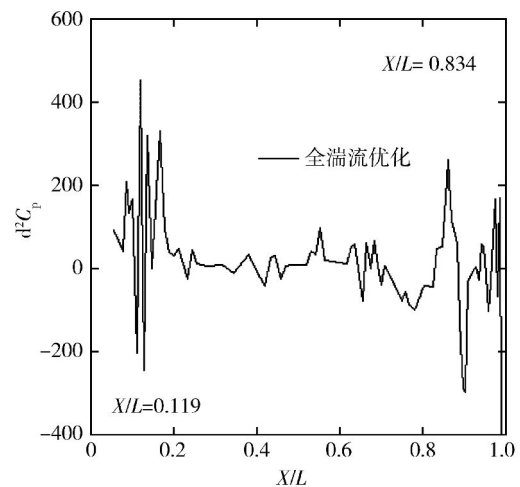
图9 优化前后飞艇中心截面气动性能系数分布对比
Fig. 9 Comparison of cross-section aerodynamics coefficient of performance of initial and optimized airship

静压系数和黏性阻力系数分布存在明显差异。

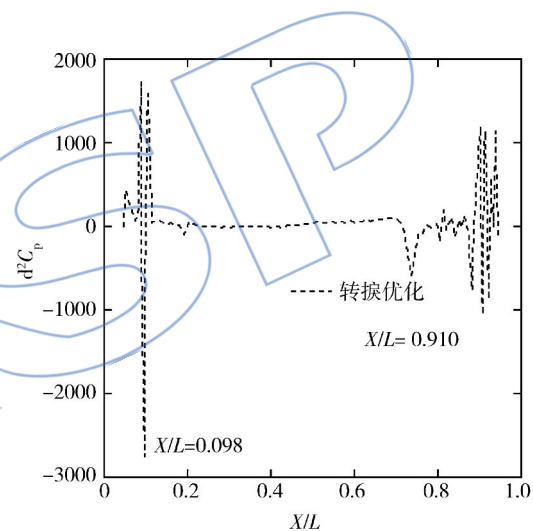
结合图6和图9对比了轴对称和三维中心截面的气动性能差异。可以看出:飞艇的轴对称和中心截面在加速区和最大截面减速区内的气动性能差异比较小。飞艇中心截面与轴对称的气动性能存在明显差异主要体现在飞艇尾部 $X/L=0.70\sim 1.0$ 范围内。因此,LOTTE和采用转捩模型优化后飞艇的尾部形状差异较大,气动性能差异比较明显。事实上,飞艇尾部形状决定压力恢复的好坏和分离区的大小,直接影响飞艇的气动能,因此尾部的形状是影响飞艇气动性能的关键因素。

Popov等^[25]根据翼型吸力面压力系数的分布判断中等雷诺数工况下转捩点的位置,将吸力表面压力系数2阶导数(曲率)的极值确定为转捩点,通过样条曲线的插值方法获得转捩点的位置。本文将该转捩点的判定方法用于确定回转体飞艇表面转捩点的位置,采用样条曲线描述中心截面压力系数的曲率分布。图10(a)和图10(b)分别描述了采用全湍流和转捩模型优化后飞艇在 $Z=0$ 处中心截面的压力系数的曲率分布。可以看出:采用全湍流和转捩模型优化后飞艇在 $X/L=0\sim 0.20$ 范围内仅存在唯一的压力系数曲率的最大值,可以确定两者的转捩点位置分别为 $X/L=0.119$ 和 0.098 。因此,可以确定采用全湍流模型优化后飞艇表面的层流区大于采用转捩模型优化后飞艇。同样可以看出:采用全湍流和转捩模型优化后飞艇在 $X/L=0.70\sim 1.0$ 范围内压力系数曲率的存在最大值,结合图8飞艇表面的分离线的位置可以看出,采用全湍流和转捩模型优化后飞艇中心截面的分离点位置分别为 $X/L=0.082$ 和 0.909 ;通过该方法获得的分离点的位置与采用全湍流和转捩模型优化后飞艇表面分离线的位置完全吻合。因此,可以确定采用转捩模型优化后飞艇表面的分离区明显小于采用全湍流模型优化后飞艇,采用转捩模型优化后飞艇表面的湍流未分离区域明显大于飞艇。上述结果表明:通过吸力表面压力系数曲率的极值可以确定出回转体表面转捩点和分离点的位置。

飞艇表面的层流区域的存在似乎影响了飞艇分离区的大小,尾部的分离区越大,气动性能越差,采用转捩模型优化后飞艇尾部分离区明显小于采用全湍流模型优化后飞艇。气动性能分析过程中发现,飞艇气动性能差异不是取决于转捩点位置的不同,而是取决于飞艇尾部分离区大小和尾涡的结构。在优化过程中,采用准确的转捩模型



(a) 全湍流模型优化后飞艇中心截面压力系数的曲率



(b) 转捩模型优化后飞艇中心截面压力系数的曲率

图10 优化后飞艇中心截面压力系数的曲率

Fig. 10 Comparison of cross-section pressure coefficient curvature of optimized airship

可以影响飞艇尾部的形状,避免或延迟分离现象的发生,有效地改善飞艇的气动性能。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 转捩是优化后飞艇的形状的重要因素之一,考虑转捩与否将产生明显不同的飞艇外形轮廓,考虑转捩的优化方案气动性能较初始飞艇方案有明显改善。

2) 在优化过程中,转捩模型通过层流内域内的气动性能影响了飞艇尾部的形状,从而获得了尾部分离区较小、气动性能较好的飞艇外形轮廓。

3) 飞艇尾部的形状是影响飞艇气动性能的关键。

致谢:

衷心感谢 Spellucci 教授在优化程序 Donlp2 的使用方面给予的莫大帮助。

参考文献:

- [1] Ahn S. An experimental study of flow over a 6 to 1 prolate spheroid at incidence[D]. Blacksburg, VA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1992.
- [2] Parsons J S, Goodson R E, Goldschmied F R. Shaping of axisymmetric bodies for minimum drag in incompressible flow[J]. Journal of Hydronautics, 1974, 8(3): 100-107.
- [3] 宋保维, 李福新. 回转体最小阻力外形优化设计[J]. 水动力学研究与进展. 1994, 9(5): 523-530.
SONG Baowei, LI Fuxin. Optimun shaping design of axisymmetric bodies for minimum drag[J]. Chinese Journal of Hydrodynamics, 1994, 9(5): 523-530. (in Chinese)
- [4] 宋保维, 徐德民. 基于最小阻力的回转体尾部外形优化设计[J]. 机械科学与技术. 1997, 16(6): 997-1001.
SONG Baowei, XU Demin. Optimun shaping design of axisymmetric bodies tail for minimum drag[J]. Mechanical Science and Technology, 1997, 16(6): 997-1001. (in Chinese)
- [5] Kale S M, Joshi P, Pant R S. A generic methodology for determination of drag coefficient of an aerostat envelope using CFD[R]. Arlington, VA: 5th AIAA Aviation, Technology, Integration and Operations Conference, 2005.
- [6] 郭雪岩, 张海军, 戴韧. 基于 NURBS 和梯度法的飞艇形状优化[J]. 航空动力学报. 2011, 26(12): 2812-2819.
GUO Xueyan, ZHANG Haijun, DAI Ren. Airship shape optimization with NURBS and gradient based algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2812-2819. (in Chinese)
- [7] Lutz T, Wagner S. Numerical shape optimization of natural laminar flow bodies[R]. Melbourne, Anstrailan: Proceedings of 21st ICAS Congress, 1998.
- [8] Lutz T, Funk P, Jakobi A, et al. Considerations on laminar flow for a stratospheric airship platform[R]. Fridrichshafen, German: Preceeding 3rd International Airship Convention and Exhibiton, 2000.
- [9] Wang X, Shan X. Shape optimization of stratosphere airship[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 283-287.
- [10] Driver J, Zingg D W. Numerical aerodynamic optimization incorporating laminar-turbulent transition prediction[J]. AIAA Journal, 2007, 45(8): 1810-1818.
- [11] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part I model formulation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.
- [12] Menter F R, Langtry R, Völker S. Transition modelling for general purpose CFD codes [J]. Flow, Turbulence and Combustion. 2006, 77(1/4): 277-303.
- [13] Langtry R B, Menter F R. Transition modeling for general CFD applications in aeronautics[R]. AIAA-2005-522, 2005.
- [14] Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part II test cases and industrial applications[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 423-434.
- [15] Michelassi V, Wissink J, Rodi W. Analysis of DNS and LES of flow in a low pressure turbine cascade with incoming wakes and comparison with experiments [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2002, 69(3/4): 295-330.
- [16] Constantinescu G S, Pasinato H, Wang Y Q, et al. Numerical investigation of flow past a prolate spheroid[J]. Journal of Fluids Engineering, 2002, 124(4): 904-910.
- [17] 张楠, 沈泓萃, 姚惠之, 等. 水下航行体壁面脉动压力的大涡模拟研究[J]. 水动力学研究与进展, 2010: 25(1): 106-112.
HANG Nan, SHEN Hongcui, YAO Huizhi, et al. Large eddy simulation of wall pressure fluctuations of underwater vehicle[J]. Chinese Journal of Hydrodynamics, 2010, 25(1): 106-112. (in Chinese)
- [18] Spellucci P. DONLP2 short user guide[M]. Darmstadt: Technical University at Darmstadt, 1999.
- [19] Funk P, Lutz T, Wagner S. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship[J]. Aerospace Sciences and Technology, 2003, 7(8): 603-610.
- [20] 张海军, 郭雪岩, 戴韧. 飞艇外形设计中曲线参数化方法的比较[J]. 力学季刊, 2011, 32(4): 634-639.
ZHANG Haijun, GUO Xueyan, DAI Ren. Comparisons of Curve parameterization methods in airship hull design[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2011, 32(4): 634-639. (in Chinese)
- [21] 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)
- [22] 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)
- [23] 张兆顺, 崔桂香, 许春晓. 湍流大涡数值模拟的理论和应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008.
- [24] Jiang X, Lai C H. Numerical techniques for direct and large-eddy simulations[M]. London UK: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2009.
- [25] Popov A V, Botez R M, Labib M. Transition point detection from the surface pressure distribution for controller design[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 23-28.