

基于横流修正转捩模型的飞艇艇身减阻优化研究^{*}

段欣葵¹ 王圣业^{1†} 符翔¹ 王光学^{1,2} 刘伟¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410015)

(2. 中山大学 航空航天学院, 深圳 518107)

摘要 艇身外形优化设计是平流层飞艇减阻的有效方法之一, 艇身转捩尤其是横流转捩对于三维艇身的阻力特性有很大影响. 采用 SST $k-\omega$ 湍流模型耦合添加了横流修正的 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型在高精度 CFD 软件平台上进行艇身绕流计算. 首先针对标准 6:1 椭球体算例进行数值方法验证, 结果表明 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型能够比原始模型更好地预测旋成体外形的转捩位置, 对于阻力特性的描述较为准确, 且能够反映不同迎角下横流效应对旋成体外形转捩的影响. 在此基础上, 开展了考虑横流效应的艇身外形优化研究, 涉及的几何因素包括艇身长度, 艇身长细比和艇身最大直径的位置. 选取传统的 Goodyear 飞艇艇身为参考, 优化后的艇身在 0° 迎角下的总阻力减少约 40%.

关键词 横流效应, 平流层飞艇, 转捩, 艇身外形优化

中图分类号: V211

文献标志码: A

Drag Reduction Optimization of Airship Hull Based on Cross-Flow Modified Transition Model^{*}

Duan Xinkui¹ Wang Shengye^{1†} Fu Xiang¹ Wang Guangxue^{1,2} Liu Wei¹

(1. National University of Defense Technology, Changsha 410015, China)

(2. Sun Yat-sen University, School of Aeronautics and Astronautics, Shenzhen 518107, China)

Abstract Hull shape optimization is one of the effective methods for drag reduction of stratospheric airship. Transition, especially cross-flow transition, has a great influence on the drag characteristics of three-dimensional hull. SST $k-\omega$ turbulence model coupled with $\gamma-Re_\theta$ -CF transition model considering cross-flow effect was used to calculate the flow around the hull, the calculation was running on the high-precision CFD software platform. Firstly, the numerical method was verified by a classical example of 6:1 prolate spheroid, the results showed that $\gamma-Re_\theta$ -CF transition model can better predict the transition position than the original version, and it also has good accuracy in predicting the drag characteristics. Besides, $\gamma-Re_\theta$ -CF transition model can reflect the influence of cross-flow effect at different angles of attack. On this basis, hull optimization design was carried out considering the cross-flow effect, involving geometric factors including hull length, slenderness ratio and maximum diameter position. Compared with Goodyear airship with traditional ellipsoid hull shape, the drag reduction of optimized hull shape at 0° attack reached around 40%.

Key words stratospheric airship, transition, cross flow effect, hull shape optimization

2022-06-07 收到第 1 稿, 2022-08-22 收到修改稿.

^{*} 国家自然科学基金资助项目 (92252101, 11927803, 12002379), National Natural Science Foundation of China (92252101, 11927803, 12002379).

[†] 通信作者 E-mail: wangshengye13@nudt.edu.cn

引言

平流层飞艇是临近空间飞行器的一种,在无线通信、远程监测、侦查监视等方面有很大吸引力,因而成为了国内外研究的热点^[1].平流层飞艇的工作原理及飞行环境决定了飞艇阻力特性对于其留空时间、巡航特性及飞行经济性有很大影响^[2],而组成飞艇的所有部件中,艇身阻力占整艇阻力的 1/2~2/3^[3],典型的飞艇减阻方法之一是艇身外形优化设计.艇身阻力主要可分为摩擦阻力与压差阻力两部分,其中摩擦阻力与转捩息息相关.

Lutz 等^[4]使用半经验的 e^N 方法模拟转捩,以减阻为目标对不同体积雷诺数区域的艇身外形进行优化,但其采用的方法对于三维情况下的飞艇艇身适用度仍需验证.郭雪岩等^[5]引入 $k-\omega$ 湍流模型以更准确地分析粘性阻力的影响,基于 LOTTE 飞艇外形进行优化设计,优化后阻力系数明显降低.更进一步,张海军和郭雪岩等^[6]比较了 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型耦合 SST $k-\omega$ 湍流模型和 Realizable $k-\epsilon$ 全湍流模型两种情况下对艇身外形进行优化的结果,得出了考虑转捩情况下优化结果的气动性能优于全湍流流动求解的结论.以上研究基于的数值模拟方法各不相同,但都没有考虑到三维艇身流动下的艇身横流转捩情况.

不同于二维边界层,在三维边界层中的近壁区会出现与边界层外势流平面内流线方向相垂直的流动分量,即横流流动,横流流动发生失稳后将引发横流转捩,横流转捩是三维边界层流动转捩的主要形式^[7].在进行飞艇气动分析和外形设计时,引入横流转捩能够更加精准地预测真实三维飞艇艇身的转捩情况,得到较为准确的气动分析结果,为外形设计提供更好的衡量标尺.

对于横流转捩的预测目前主要有两种方法,一是稳定性分析,二是基于雷诺平均方程的横流转捩模型.横流转捩模型是在转捩模型的基础上通过各类横流转捩判据构建而来的,能够与现代 CFD 相结合,所需的计算条件较低、计算资源较少.目前已经发展出了多种横流转捩模型,典型的如:王亮等^[8]提出的基于横流雷诺数的 $k-\omega-\gamma$ 转捩模型, Watanabe 等^[9]提出的基于 Kohama 横流准则的转捩模型和 Langtry 等^[10]提出的基于横流强度的转捩模型.

本文选择 Langtry 等^[11]提出的横流修正模型,该模型与一般横流转捩模型的区别在于实现了考虑壁面粗糙度情况下的横流转捩预测,且完全基于当地变量,适用于现代大规模并行计算,能够较为准确地预测横流转捩位置.将该横流修正模型添加至高精度 CFD 平台的 SST- $\gamma-Re$ 模型中,并针对 6:1 标准椭球体开展不同迎角下的适应性验证.在考虑横流效应的情况下开展艇身优化设计,并对比优化后的艇身外形与传统椭球体艇身外形的阻力特性,检验其减阻效果.

1 数值方法

1.1 转捩模型

本文采用 SST $k-\omega$ 湍流模型耦合添加了横流修正的 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型在高精度 CFD 软件平台上进行计算.

SST $k-\omega$ 湍流模型的守恒型控制方程由 k 方程与 ω 方程组成:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tilde{P}_k - \tilde{D}_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - D_\omega \quad (2)$$

其中 k 为脉动场的动能, ω 为湍流比耗散, σ_k 和 σ_ω 为 k 方程与 ω 方程相应系数, μ_t 是由湍流模型得到的涡粘性, \tilde{P}_k 及 P_ω 分别为 k 方程与 ω 方程的生成项, \tilde{D}_k 及 D_ω 分别为 k 方程与 ω 方程的耗散项. 源项的具体表达及系数可参见文献^[11].

原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的守恒形式为:

$$\frac{\partial(\rho \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \gamma u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\gamma \mu_t) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] + P_\gamma - E_\gamma \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \tilde{R}e_{\theta_t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \tilde{R}e_{\theta_t} u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{Re} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta_t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \tilde{R}e_{\theta_t}}{\partial x_j} \right] + P_{\theta_t} \quad (4)$$

其中 γ 为间歇因子, $\tilde{R}e_{\theta_t}$ 为转捩动量厚度雷诺数,

σ_γ 和 σ_{θ_t} 为方程相应系数, P_γ 及 E_γ 分别为第一个方程的生成项与耗散项, P_{θ_t} 为第二个方程的生成项、源项、具体系数可参见文献[12].

SST $k-\omega$ 湍流模型和 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型的耦合主要是通过间歇因子 γ 修正 k 方程的生成项 P_k 与耗散项 D_k 实现的:

$$\tilde{P}_k = \gamma_{eff} P_k \quad (5)$$

$$\tilde{D}_k = \min[1.0, \max(\gamma_{eff}, \gamma_{D, \min})] D_k \quad (6)$$

同时, 对 SST $k-\omega$ 湍流模型中的过渡函数进行保护:

$$F_1 = \max(F_{1, orig}, F_3) \quad (7)$$

其中 $F_{1, orig}$ 是 SST $k-\omega$ 模型中原来的混合函数, γ_{eff} 是 $\gamma-Re_\theta$ 模型经过分离诱导转捩修正后的间歇函数, $\gamma_{D, \min}$ 和 F_3 的说明可参见文献[11].

对 ω 方程不作修正.

1.2 横流修正

原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型并未考虑横流效应对于转捩的影响. 基于 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型进行横流转捩修正能够提高模型对于三维流动问题的适用性. 横流修正的思想是通过计算横流强度得到新的临界转捩雷诺数, 并以此控制 \tilde{Re}_{θ_t} 输运方程的生成项.

Langtry^[10] 定义流向涡 $\Omega_{streamwise}$ 作为判断当地边界层横流强度的指标:

$$\vec{U} = \left(\frac{u}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}}, \frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}}, \frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \right) \quad (8)$$

$$\vec{\Omega} = \left(\frac{\partial \omega}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}, \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial \omega}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (9)$$

$$\Omega_{streamwise} = |\vec{U} \cdot \vec{\Omega}| \quad (10)$$

无量纲化流向涡得到横流强度 $H_{crossflow}$:

$$H_{crossflow} = \frac{d_w \Omega_{stream}}{U} \quad (11)$$

其中 d_w 为壁面距离, U 为当地速度. 横流强度 $H_{crossflow}$ 在近壁面附近是定值, 层流边界层中部达到峰值, 接近边界层外缘时趋近于 0.

新的横流转捩模型通过静止横流雷诺数 Re_{SCF} 进行判断:

$$Re_{SCF} = \frac{\theta_t \rho \left(\frac{U}{0.82} \right)}{U}$$

$$= -35.088 \ln \left(\frac{h}{\theta_t} \right) + 319.51 +$$

$$f(+\Delta H_{crossflow}) + f(-\Delta H_{crossflow}) \quad (12)$$

其中 θ_t 为动量厚度, $f(+\Delta H_{crossflow})$ 与 $f(-\Delta H_{crossflow})$ 是基于 NASA NLF(2)-0415 翼型实验在对数坐标中的偏移项.

采用静止横流雷诺数在 \tilde{Re}_{θ_t} 输运方程中构成新的耗散项:

$$D_{SCF} = c_{\theta_t} \frac{\rho}{t} c_{crossflow} \min(Re_{SCF} - \tilde{Re}_{\theta_t}, 0.0) (F_{\theta_t 2}) \quad (13)$$

$$c_{crossflow} = 0.6 \quad (14)$$

其中 c_{θ_t} 为模型常数, $F_{\theta_t 2}$ 限定横流汇项 D_{SCF} 仅在层流横流边界层有效.

1.3 软件平台

本文基于国防科技大学自研的高精度 CFD 软件平台开展数值模拟. 该软件基于节点中心型有限差分法, 离散格式包括邓小刚等^[13] 提出的高精度加权紧致非线性格式系列 (Weighted Compact Nonlinear Scheme, WCNS) 和二阶精度 MUSCL 格式等. 本文主要采用 5 阶显式 WCNS 格式结合 LU-SGS 隐式推进方法开展计算. 该方法具有简单高效且鲁棒性较高等优点, 在复杂流动问题中得到了广泛的应用^[14].

2 6:1 标准椭球体艇身模型的验证与计算

平流层飞艇的外形多种多样, 包括了常规布局、升浮混合式布局与多体布局三种. 升浮混合式与多体式布局是目前平流层飞艇布局研究的一个热点, 但大多升浮混合式与多体式布局飞艇仍然处在概念设计的阶段, 飞艇设计的主流布局仍然为椭球体布局^[15]. 对于 6:1 标准椭球体艇身模型, 德国宇航中心 (DLR) 有详细的实验数据可用作对比验证, 因此选作算例验证与研究的模型.

2.1 算例验证

首先对转捩位置的预测进行验证. 计算条件为: 迎角 $\alpha = 15^\circ$, 巡航马赫数 $Ma = 0.136$, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$, 来流湍流度 $Tu = 0.1\%$, 壁面粗糙度 $h = 3.3 \mu\text{m}$. 实验条件为: 迎角 $\alpha = 15^\circ$, 巡航马赫数 $Ma = 0.136$, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$. 分别采用原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和添加了横流修正的 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型进行算例验证.

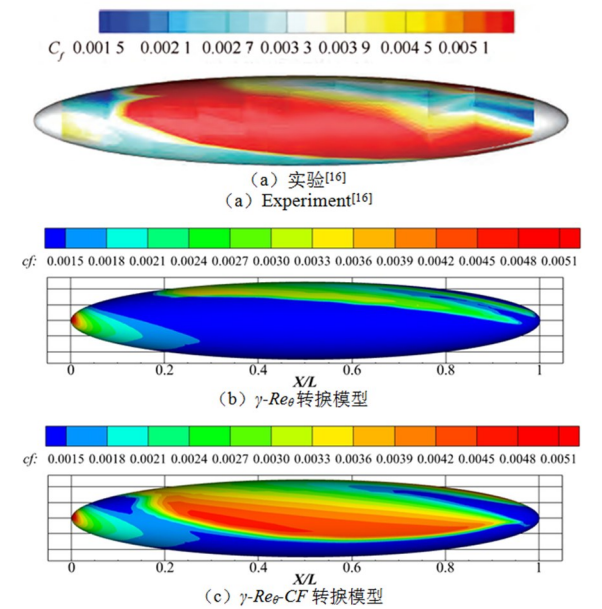


图 1 实验、 $\gamma-Re_\theta$ 和 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型表面摩擦系数云图
Fig.1 Friction coefficient distribution of experiment, $\gamma-Re_\theta$ and $\gamma-Re_\theta-CF$ model

对比图 1 中的艇身表面摩阻系数云图,可以看出 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型与 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型对于转捩的起点都有较好的预测度。

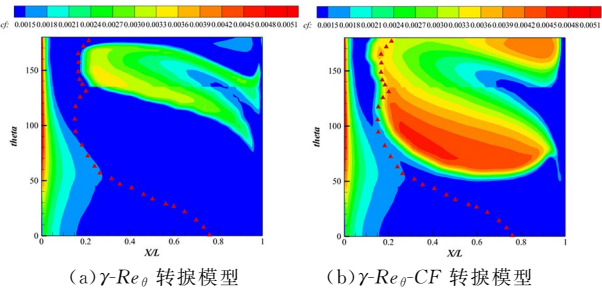


图 2 $\gamma-Re_\theta$ 和 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型表面摩擦系数展开图
Fig.2 Unwrapped contour plot of friction coefficient distribution using $\gamma-Re_\theta$ and $\gamma-Re_\theta-CF$ model

图 2 中红色三角标识代表实验测得的转捩位置,采用表面摩擦系数展开图能够更加直观地展示出: $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型只预测到了部分背风面的转捩,没有预测到迎风面的转捩; $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型在背风面对于转捩的预测整体与实验值吻合良好,而在迎风面吻合效果一般.整体上, $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型对于艇身转捩的预测效果较好。

对阻力特性进行验证.计算条件为:巡航马赫数 $Ma=0.1$,雷诺数 $Re=1.6\times 10^6$,迎角 $\alpha=10^\circ$,来流湍流度 $Tu=0.1\%$,壁面粗糙度 $h=3.3\mu\text{m}$.实验条件为:雷诺数 $Re=1.6\times 10^6$,迎角 $\alpha=10^\circ$.采用原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和添加了横流修正的 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型进行算例验证。

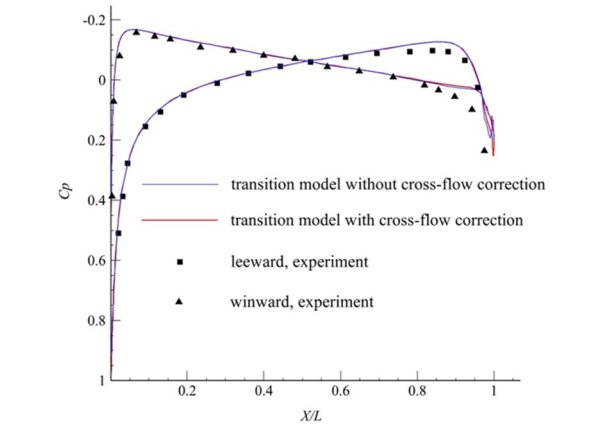


图 3 对称面压力系数分布
Fig.3 Pressure coefficient distribution on symmetry plane

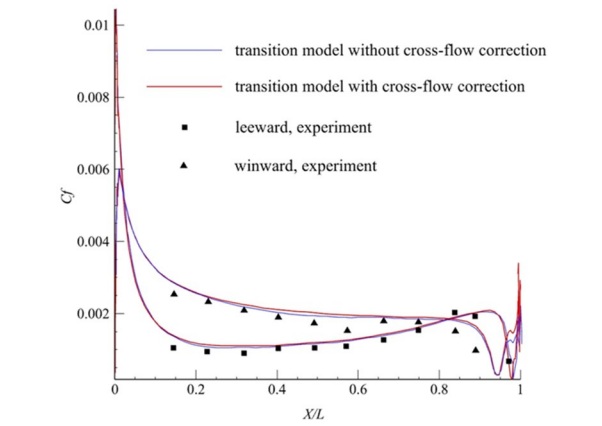


图 4 对称面摩擦系数分布
Fig.4 Friction coefficient distribution on symmetry plane

图 3 与图 4 中离散点为实验数据^[17].图 3 中,采用 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型计算得到的对称面压力系数分布与实验值十分吻合,仅在尾缘处计算的值相较于实验值略微偏高;图 4 中,采用 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和 $\gamma-Re_\theta-CF$ 转捩模型计算得到的对称面摩擦系数值略微偏高。

对转捩位置进行验证时,可以明显看出考虑横流修正的情况下转捩位置的预测更贴近实验情况;对阻力特性进行验证时,是否考虑横流修正所得到的结果相差不大,但对阻力特性的预测都与实验值较为贴合.结合转捩位置与阻力特性两方面的验证来看,考虑横流修正后得到的结果整体更加准确,具有较高的预测度,因此后续的计算在考虑横流修正的情况下进行。

需要说明的是,验证转捩位置时是否考虑横流修正对于结果的影响较大,而验证阻力特性时结果区别较小,此差异是由于实验数据条件限制下两种情况所采用的迎角条件不同所导致的.迎角对转捩情况的影响详见 2.2 节。

2.2 不同迎角下的艇身转捩

计算条件为:巡航马赫数 $Ma=0.136$, 雷诺数 $Re=6.5\times10^6$, 来流湍流度 $Tu=0.1\%$, 壁面粗糙度 $h=3.3\mu\text{m}$, 迎角取 $\alpha=0\sim25^\circ$. 对比不同迎角下采用原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型计算的结果.

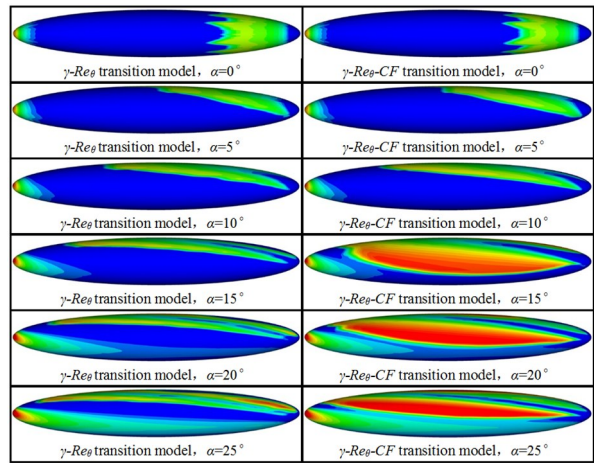


图5 不同迎角下采用两种转捩模型得到的表面摩擦系数云图
Fig.5 Comparison of friction coefficient distribution with different attack

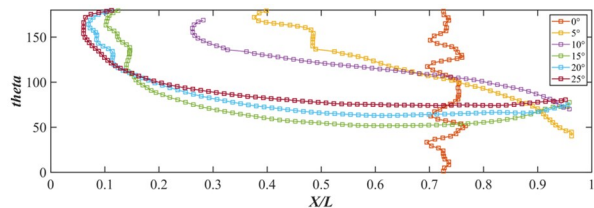


图6 考虑横流修正时不同迎角下的转捩线
Fig.6 Transition line under influence of cross-flow with different attack

由图5与图6中的结果可以发现,在小迎角($0^\circ\sim10^\circ$)范围内,采用原始 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型得到的转捩情况相差不大,而在大迎角($15^\circ\sim25^\circ$)范围内,采用 $\gamma-Re_\theta$ -CF 转捩模型计算得到的转捩位置在艇身中部明显前移,使得艇身表面的湍流区域大大扩张.因此,小迎角条件下,横流效应对于艇身转捩的影响不明显,转捩主要由 T-S(Tollmien-schlichting)波引发,而大迎角时,横流效应显著,使得艇身的转捩位置整体向上游与迎风面移动.

3 艇身外形优化

3.1 飞艇艇身外形生成

由于平流层飞艇艇身多为旋成体,对于艇身外

形的几何描述可简化为对艇身母线的几何描述.参考多种经典飞艇艇身外形设计,从中提取描述几何外形的主要参数为:艇身长度 L , 艇身长度与最大直径之比(即长细比 L/D), 艇身最大直径的位置 a 以及组成艇身的一段或多段曲线 S . 图7展示了描述飞艇艇身外形的关键几何参数.

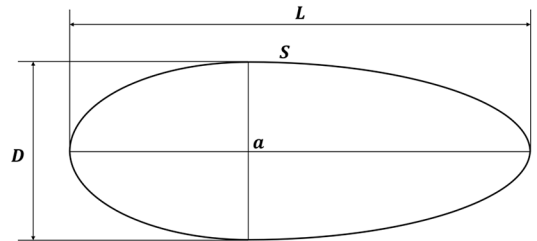


图7 飞艇艇身外形关键几何参数
Fig.7 Key geometric parameters of airship hull shape

为了便于艇身几何外形的修改,在进行优化设计时通常采用艇身外形参数化的表达形式.常用的曲线参数化基本方法包括了 Bézier 曲线法、B-spline 曲线法和 NURBS 曲线法.张海军等^[18]以 LOTTE 飞艇外形为算例,对比相同数目控制点下三种参数化方法所形成的曲线外形与初始 LOTTE 飞艇外形, Bézier 曲线法误差较大,而 B-spline 曲线法与 NURBS 曲线法所生成的外形则与初始 LOTTE 飞艇外形接近且相差不大,但 NURBS 曲线法更为复杂.本文选择 B-spline 曲线法对艇身外形进行参数化表达.

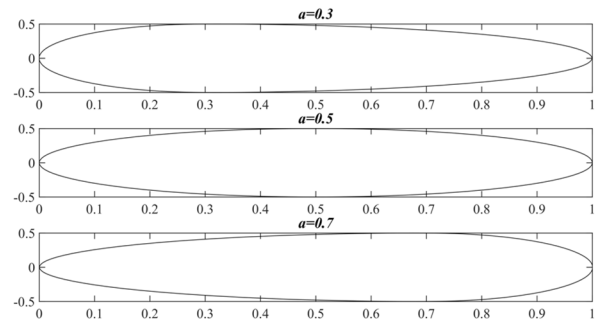


图8 不同艇身最大直径位置下的几何外形
Fig.8 Hull shapes with different hull maximum diameter positions

艇身外形生成方法的具体步骤如下:

- (1) 获取初始艇身外形曲线型值点;
- (2) 采用积累弦长法参数化型值点,得到节点向量 U ;
- (3) 反求飞艇外形曲线 B 样条参数化后的控制点;
- (4) 根据关键参数的设计要求,通过缩放系数

矩阵改变控制点;

(5) B 样条插值得到设计的艇身外形曲线,在曲线上取点输出数据用于 ICEM 软件中建模。

图 8 展示了改变艇身最大直径位置所获得的几何外形。

3.2 艇身几何参数对转捩的影响

保持组成艇身的曲线不变,分别改变椭球体艇身的长细比、艇身最大直径位置与艇身长度,分析其对转捩的影响。

计算条件为:巡航马赫数 $Ma=0.136$,雷诺数 $Re=6.5\times10^6$,来流湍流度 $Tu=0.1\%$,壁面粗糙度 $h=3.3\mu\text{m}$,迎角 $\alpha=0^\circ$ 。

图 9 展示了艇身关键几何参数对转捩位置的影响趋势,其中 d_t 表示转捩开始的位置。

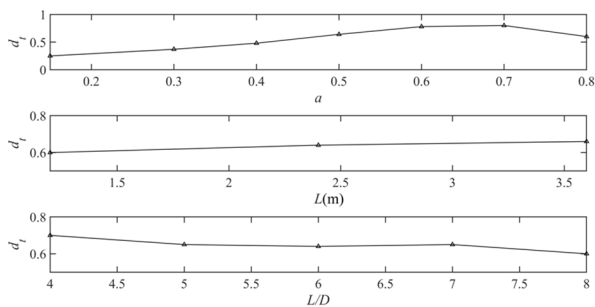


图 9 艇身关键几何参数对转捩位置的影响
Fig.9 Transition start positions with different key geometric parameters

3.3 艇身外形优化设计及气动特性分析

依据 3.2 节中艇身几何参数对转捩的影响趋势可知:

(1) 随着艇身最大直径位置的增大,艇身转捩位置首先逐渐后移,当艇身最大直径位置达到 0.7 时,转捩位置最为靠后;

(2) 随艇身长度的增大,转捩位置有些许后移,但不明显;

(3) 随艇身長细比的增大,转捩位置的变化整体呈前移趋势,但长细比在 4~7 之间时,转捩位置变化不明显。

结合上述几何参数对转捩的影响趋势,同时考虑到艇身长度与长细比的改变对于艇身表面积的影响,优化设计艇身选定长细比为 6,艇身最大直径位置选为 0.7,艇身长度选为 2.4m,使得艇身的摩擦阻力相对较小,同时微调尾部曲线形状以改善

流动分离的情况,减小压差阻力。

保证飞艇艇身体积不变,以传统椭球体飞艇艇身作为对照,验证优化设计艇身的效果并开展气动特性分析。本文以 Goodyear 飞艇艇身作为对照,图 10 展示了传统椭球体艇身与优化设计艇身模型。

在 0° 迎角的情况下进行减阻效果验证,计算条件为:巡航马赫数 $Ma=0.136$,雷诺数 $Re=6.5\times10^6$,来流湍流度 $Tu=0.1\%$,壁面粗糙度 $h=3.3\mu\text{m}$,迎角 $\alpha=0^\circ$ 。

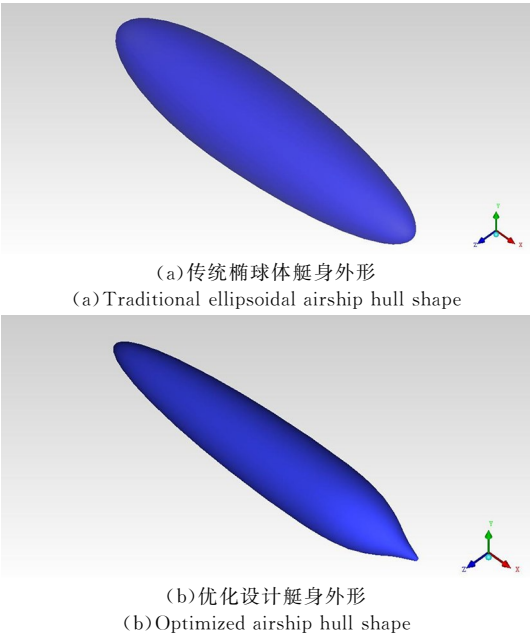


图 10 传统椭球体艇身及优化设计艇身模型
Fig.10 Traditional ellipsoidal and optimized airship hull shape model

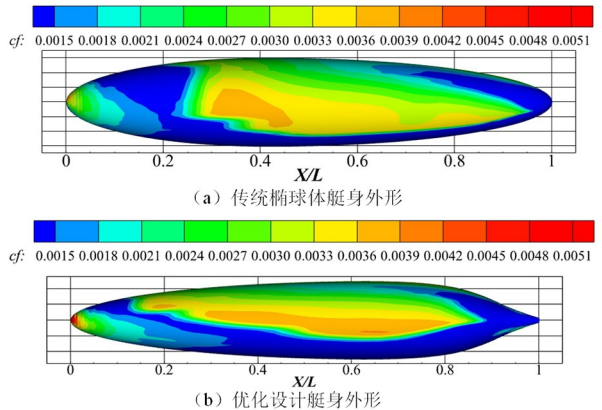


图 11 0° 迎角下两种艇身外形的表面摩擦系数云图
Fig.11 Friction coefficient distribution of two kinds of hull shape under 0° attack

对比图 11 中两种艇身模型下的表面摩擦系数云图,优化设计艇身的转捩开始位置大大推后,表面湍流区域显著减小。表 1 中显示优化设计艇身外形的摩擦系数明显减小,总的减阻效果达到了 40.6%。

表 1 0°迎角下两种艇身外形的摩阻系数与总阻力系数
Table 1 Drag coefficient and friction coefficient of two kinds of hull shape under 0°attack

Hull shape	C_{df}	C_d
Traditional ellipsoid hull shape	0.0101	0.0140
Optimized hull shape	0.00584	0.00827

在 0°~25°迎角范围内开展气动特性分析.

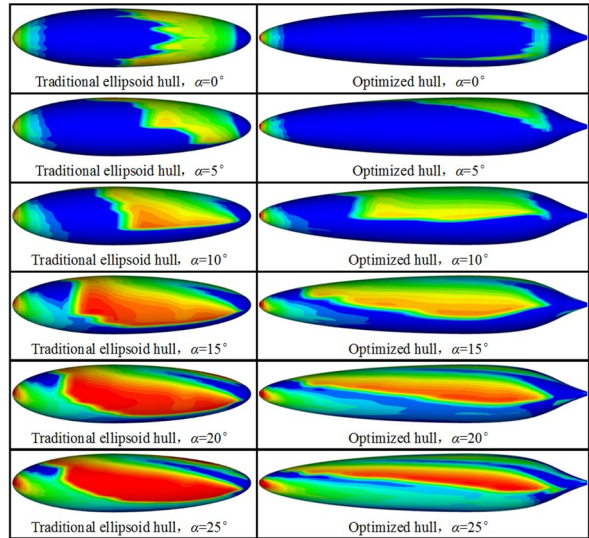


图 12 不同迎角下两种艇身外形的表面摩阻系数分布
Fig.12 Friction coefficient distribution of two kinds of hull shape with different attack

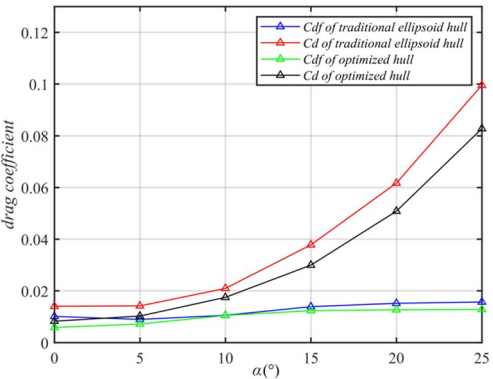


图 13 不同迎角下两种艇身外形的摩阻系数与总阻力系数
Fig.13 Friction coefficient and drag coefficient of two kinds of hull shape with different attack

表 2 不同迎角下的减阻效果

Table 2 Drag reduction at different angles of attack

$\alpha(^{\circ})$	Drag reduction
0	40.6%
5	27.7%
10	16.5%
15	20.7%
20	17.6%
25	16.9%

对比图 12 中两种艇身外形表面摩阻系数分布的结果及图 13 中的摩阻系数与总阻力系数的值, 优化后艇身外形的转捩开始的位置随着迎角增大前移量较大,但转捩线在艇身中部与迎风面前移量相对较少,横流效应引发的转捩较之于传统椭球体艇身外形占比较少,艇身湍流区域相对而言更小;此外,优化设计艇身的尾部设计也使得其压差阻力并未由于最大直径位置的后移而迅速增加.不同迎角下的减阻效果如表 2 所示.总的来说,随着迎角的增大,优化设计艇身外形减阻有所减弱,但整体达到了较好的效果.

4 结论

本文基于标准 6:1 椭球体算例进行了数值方法验证,并在考虑横流修正的条件下开展了艇身外形优化,得到了以下结论:

- (1) 采用添加了横流修正的 $\gamma-Re_{\theta}$ -CF 转捩模型相较于原始 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型能够较好地预测艇身转捩情况,且对于阻力特性的预测较为准确;
- (2) 小迎角条件下,横流效应对于艇身转捩的影响不明显,转捩主要由 T-S 波引发,而大迎角时,横流效应显著,艇身的转捩位置不仅向上游移动,同时也向迎风面移动;
- (3) 通过研究艇身关键几何参数对于转捩的影响,选择一组能够尽量减小艇身摩擦阻力的参数进行艇身外形设计,同时对尾部进行微调以减小压差阻力,设计得到的艇身外形相较于传统椭球体艇身外形在 0°迎角下达到了约 40% 的减阻效果,增大迎角,优化设计的艇身外形也具有较好的减阻效果.

参考文献

[1] 侯中喜,杨希祥,乔凯,等.平流层飞艇技术 [M].北京:科学出版社,2019:1—9.
HOU Z X , YANG X X, QIAO K, et al. Stratospheric airship technology [M]. Beijing: Science Press, 2019:1—9. (in Chinese)

[2] 易海明.平流层飞艇气动特性及减阻研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2013:1—4.
YI H M. Investigation on the aerodynamic performance and drag reduction of the stratospheric airship [D]. Beijing: Beihang University, 2013:1—4. (in

- Chinese)
- [3] 任一鹏, 田中伟, 吴子牛. 飞艇空气动力学及其相关问题 [J]. 航空学报, 2010, 31(3): 431—443.
REN Y P, TIAN Z W, WU Z N. Some aerodynamics problems of airship [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 431—443. (in Chinese)
 - [4] LUTZ T, WAGNER S. Drag reduction and shape optimization of airship bodies [J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(3): 345—351.
 - [5] 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 X Y, ZHANG H J, DAI R. Airship shape optimization with NURBS and gradient based algorithms [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2812—2819. (in Chinese)
 - [6] 张海军, 郭雪岩, 戴韧. 转捩对平流层飞艇外形优化的影响 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1582—1590.
ZHANG H J, GUO X Y, DAI R. Effect of transition on optimization of stratospheric airship hulls [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1582—1590. (in Chinese)
 - [7] 向星皓, 张毅锋, 陈坚强, 等. 横流转捩模型研究进展 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 254—264+180.
XIANG X H, ZHANG Y F, CHEN J Q, et al. Progress in transition models for cross-flow instabilities [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 254—264+180. (in Chinese)
 - [8] 王亮. 高超音速边界层转捩的模式研究 [D]. 北京: 清华大学, 2008.
WANG L. Modelling flow transition in hypersonic boundary layer [D]. Beijing: Tsinghua University, 2008. (in Chinese)
 - [9] WATANABE Y, MISAKA T, OBAYASHI S, et al. Application of crossflow transition criteria to local correlation-based transition model [C]// Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, USA. Reston, USA: AIAA, 2009:1145.
 - [10] Langtry R B, Sengupta K, Yeh D T, et al. Extending the $\gamma-Re_{\theta}$ local correlation based transition model for crossflow effects [C]// Proceedings of the 45th AIAA Fluid Dynamics Conference, Dallas, USA. Reston, USA: AIAA, 2015: 2474.
 - [11] LANGTRY R B, MENTER F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes [J]. AIAA Journal, 2009, 47(12): 2894—2906.
 - [12] MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R B. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, 2003: 625—632.
 - [13] DENG X G, ZHANG H X. Developing high-order weighted compact nonlinear schemes [J]. Journal of Computational Physics, 2000, 165(1): 22—44.
 - [14] DENG X G, LIU X, MAO M L, et al. Investigation on weighted compact fifth-order nonlinear scheme and applications to complex flow [C]// Proceedings of the 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Toronto, Ontario, Canada. Reston, USA: AIAA, 2005: 5246.
 - [15] 郝佳傲, 蒋崇文, 高振勋, 等. 国外临近空间飞艇气动布局设计研究进展分析 [J]. 飞航导弹, 2013, 11: 53—59.
 - [16] GRABE C, KRUMBEIN A. Correlation-based transition transport modeling for three-dimensional aerodynamic configurations [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1533—1539.
 - [17] VATSA V, THOMAS J, WEDAN B. Navier-Stokes computations of prolate spheroids at angle of attack [C]// Proceedings of the 14th Atmospheric Flight Mechanics Conference, Monterey, USA. Reston, USA: AIAA, 1987—2627.
 - [18] 张海军, 郭雪岩, 戴韧. 飞艇外型设计中曲线参数化方法的比较 [J]. 力学季刊, 2011, 32(4): 634—639.
ZHANG H J, GUO X Y, DAI R. Comparisons of curve parameterization methods in airship hull design [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2011, 32(4): 634—639. (in Chinese)