

平流层飞艇尾部形状对气动阻力的影响

张海军, 郭雪岩, 杨帆, 戴韧
(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘 要: 为了研究平流层飞艇尾部动量边界层厚度与尾涡结构,应用 LES(大涡模拟)方法计算了零攻角工况下飞艇绕流场,并对 LOTTE 和 M-LOTTE 两种飞艇进行了对比分析.采用 Q 分布和涡量描述回转体尾涡结构,根据 Q 分布可以确定 M-LOTTE 飞艇较 LOTTE 飞艇尾部分离区显著减小;并分析了回转体的轴对称曲面动量边界层厚度对飞艇气动阻力的影响,随着飞艇尾部厚度逐渐减小,动量边界层厚度逐渐增大,M-LOTTE 飞艇尾部动量边界层厚度明显小于 LOTTE 飞艇.飞艇尾部动量边界层厚度分布说明了 M-LOTTE 飞艇的总阻力系数较 LOTTE 飞艇降低 17.2% 的原因,同时也表明飞艇尾部形状对飞艇气动阻力影响较大.

关键词: 平流层飞艇; 大涡模拟; LOTTE 飞艇; 动量边界层厚度; 尾涡结构

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Influences of geometry of hull tail on aerodynamic drag of stratospheric airships

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

(School of Energy and Power Engineering,
University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: LES (large-eddy simulation) method was used to simulate the external flow field around hulls of the LOTTE and M-LOTTE airships at zero incidence angle in order to analyze the momentum boundary thickness and trailing vortex structure of stratospheric airship. Q distribution together with vorticity was used to visualize the trailing vortex structures of revolutional body. The Q distribution shows that compared with the LOTTE airship, the separation region in the tail of M-LOTTE airship is much smaller. Influence of axial symmetry momentum boundary layer thickness of revolutional bodies on aerodynamic drag of airship was analyzed. It has been found that the momentum boundary layer thickness increases obviously toward to the tail end for both of the two airship hulls and apparently thinner momentum boundary layer thickness exists for the M-LOTTE airship. The distribution of momentum boundary layer thickness explains the fact that the total drag coefficient of the M-LOTTE airship hull was 17.2% smaller than that of the LOTTE airship. It can be concluded that hull tail geometry of the airship can significantly determine the total aerodynamic drag.

Key words: stratospheric airship; large-eddy simulation; LOTTE airship; momentum boundary thickness; trailing vortex structure

收稿日期:2013-10-28

基金项目:国家自然科学基金(51176127,51276116,10902070)

作者简介:张海军(1981-),男,江苏盐城人,博士生,主要研究方向为计算流体力学及气动优化方法.

通讯作者:郭雪岩(1964-),男,辽宁兴城人,副教授,博士,主要研究方向为计算流体力学及气动优化方法.

E-mail:xyguo@usst.edu.cn

平流层飞艇能够在高空长久驻留,具有通讯、导航、中继和对地观测等多种用途,因此受到越来越多的关注^[1].在常规状态下,平流层飞艇以水平姿态向前飞行,相关数据表明其艇身受到的气动阻力约占飞艇总气动阻力的 $2/3$ ^[2].在零攻角工况下,飞艇艇身的气动性能主要取决于飞艇表面边界层的发展和尾部边界层分离流动,控制边界层的发展可以有效地减小或延缓飞艇尾部的分离流动.因此,有必要研究飞艇尾部形状对飞艇尾部边界层厚度的发展和尾涡结构的影响.

风洞实验是研究飞艇流场的重要方法,由于飞艇体积较大,飞艇的风洞实验数据非常有限,根据雷诺数相似准则可以借鉴椭球体和水下航行器的水洞实验结果.Lutz等人^[3]得到了不同攻角工况下 LOTTE 飞艇气动特性的风洞实验数据;Kreplin等人^[4]给出了飞艇在雷诺数为 7.2×10^7 工况下的飞艇气动性能;Chesnakas等人^[5]研究了长径比为 $6:1$ 的椭球体在中等雷诺数和小攻角工况下横流分离特性,并总结了截面处边界层内流动参数分布规律;Su等人^[6]通过水洞实验观测长径比为 $4:1$ 的椭球体流动分离情况,并给出了不同工况下其尾流形态及表面流线的拓扑结构;Ahn^[7]详细探讨了雷诺数和攻角对长径比为 $6:1$ 椭球体边界层内转捩和分离流动的影响;Emre等人^[8]采用雷诺应力模型模拟了长径比为 $6:1$ 椭球体的绕流场;张丹等人^[9]采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型模拟了双轴椭球体飞艇在不同攻角下分离流动情况和涡结构;此后林瑞坤等人^[10]采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型模拟了大攻角下带螺旋桨的飞艇尾部涡结构;Tezuka等人^[11]研究了零攻角工况下长径比为 $6:1$ 椭球体表面流动和分离情况.Constantinescu等人^[12]采用 DES (detached eddy simulation) 模型研究了长径比为 $6:1$ 椭球体在小攻角工况下的表面分离特性;Xiao等人^[13]采用 DES 模型预测了长径比为 $6:1$ 椭球体非零攻角下表面分离流动情况;在前期的工作中,张海军等人^[14]研究了转捩对优化飞艇气动性能的影响,采用 LES 优化前后飞艇的气动特性,并确定了飞艇表面的分离点,本文将优化后的飞艇外形称为 M-LOTTE 飞艇外形.

本文根据文献^[14]中 LES 结果,分别计算出 LOTTE^[15]和 M-LOTTE 飞艇零攻角工况下尾部动量边界层厚度,采用 Q 分布分析了飞艇尾部分离区中涡的基本结构,分析了飞艇尾部外形对飞艇气动阻力变化规律的影响.

1 飞艇绕流的数值计算与验证

1.1 飞艇绕流的数值计算

本文采用商用软件 Fluent,通过 LES 求解飞艇周围三维非定常、不可压湍流流场,压力和速度耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法.LES 结果描述了瞬时流场信息,本文之后的分析均基于流场稳定后的数值结果.

LES 的基本思想是可解尺度湍流由方程直接数值求解,亚格子脉动通过亚格子模型计算^[16],合适的亚格子模型和网格分辨率是获得准确模拟结果的前提条件.目前 LES 中常用的亚格子模型包含:① Smargorinsky 涡黏模型;② 壁面 Smargorinsky 涡黏模型;③ 动力 Smargorinsky 涡黏模型;④ 亚格子湍动能模型;⑤ 亚格子涡扩散模型.文献^[17-18]指出,采用动力 Smargorinsky 涡黏模型结合合适数量的网格,可以获得比较准确的流场信息.LES 网格的分辨率,特别是沿壁面法向网格的分辨率,直接影响数值模拟的准确性.为了比较准确地模拟出飞艇外部流场的分离情况和捕捉飞艇尾涡结构,需对飞艇壁面处网格进行局部加密.图 1 为本文计算 LOTTE 飞艇绕流场划分的 C 型结构性网格,网格总数约为 2.0×10^7 ,研究 LOTTE 飞艇气动性能的坐标系如图所示,LOTTE 飞艇的前缘点为坐标原点, X 方向为回转体的轴向.计算域入口给定来流速度,其湍流强度为 10% ;计算域出口给定压力, LOTTE 飞艇表面则采用无滑移边界条件.

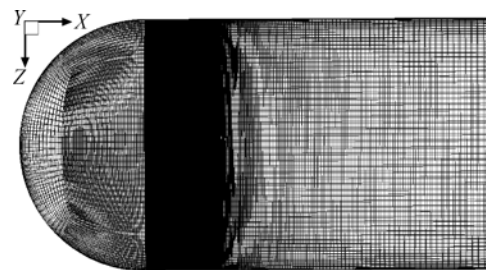


图 1 飞艇外流场的 LES 网格

Fig. 1 LES grid of external flow field of airship

1.2 计算准确性验证

本文采用 LES,对长径比为 $6:1$ 的椭球体飞艇气动性能进行了计算,并同文献中实验结果^[4]及 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 模拟结果^[19]进行比较,以验证 LES 计算的准确性.

图 2 分别给出了实验, RANS 和 LES 在 $X/L=0.56$ 截面处半圆壁面的静压系数 (C_p) 分布, L 为回转体长度, α 为圆周角, 可以看出 LES 静压系数分布更加接近实验结果.

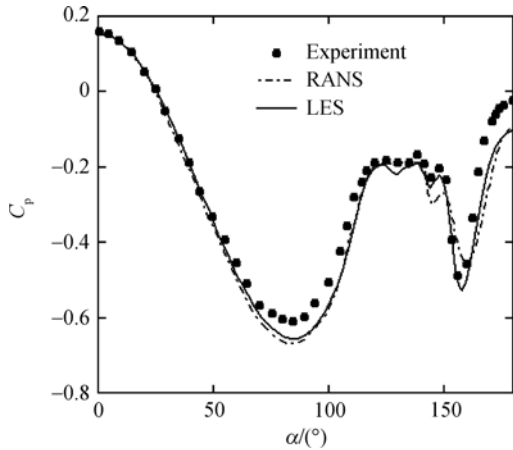


图 2 椭球体在 $X/L=0.56$ 截面处静压系数分布的比较
Fig. 2 Comparison of static pressure coefficient distribution of spheroid at $X/L=0.56$ cross-section

2 结果与讨论

2.1 飞艇尾涡结构

图 3 分别描述 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇轮廓. 可以看出, 两者形状的差异主要体现在以下 3 方面: ① LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇艇身最大厚度的位置分别为 $X/L=0.44$ 和 $X/L=0.47$; ② 两者艇身最大厚度相差约 4.3%; ③ 在 $X/L=0\sim0.70$ 范围前者艇身较厚, 而在 $X/L=0.70\sim0.95$ 范围后者艇身厚度缓慢变薄, 在 $X/L=0.95\sim1.00$ 范围艇身厚度迅速减小. 显然, 两者在 $X/L=0\sim0.70$ 范围内外形的变化趋势基本一致, 但在 $X/L=0.70\sim1.00$ 范围内外形的变化趋势截然不同. 涡量是描述流体微团旋转流动的物理量, 涡量越大, 表征旋转流动强度越高; 但涡量不包含切应变的信息, 无法描述强剪切流动区域内旋转流动. 图 4 分别描述了 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇中心截面的流线和 $|\omega|=0\sim1000$ 涡量分布, 红色区域表示高旋转流动的区域, 蓝色区域表示无旋转流动的区域. 可以看出, LOTTE 飞艇在 $X/L=0.8$ 截面处流线已经发生明显的扰动, 飞艇尾部涡量较高的区域随机分布. 图 4(b) 中 M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.92$ 截面处发生扰动, 高涡量区域脱离壁面. 另外, M-LOTTE 飞艇表面高

涡量区明显小于 LOTTE 飞艇.

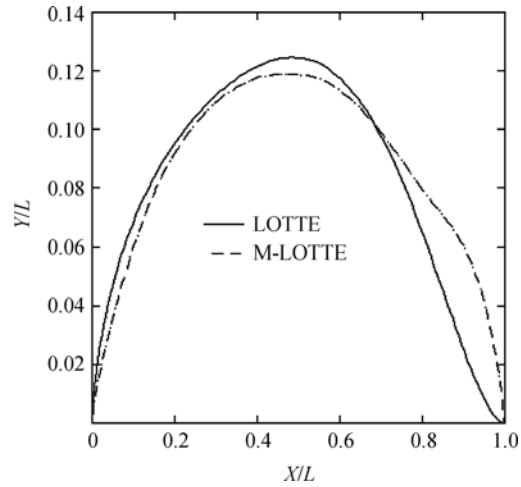
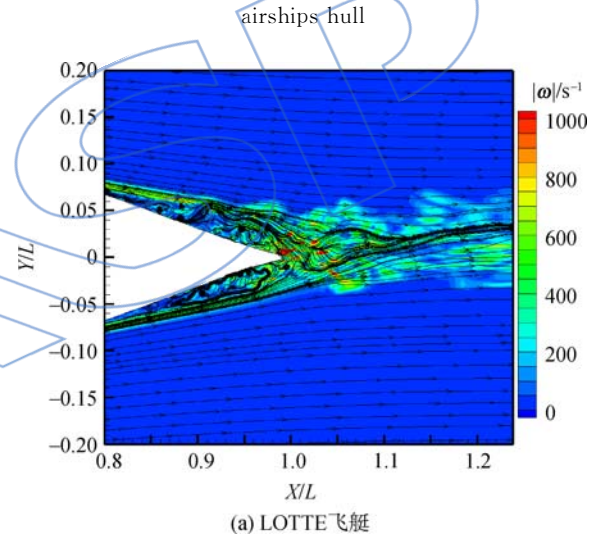
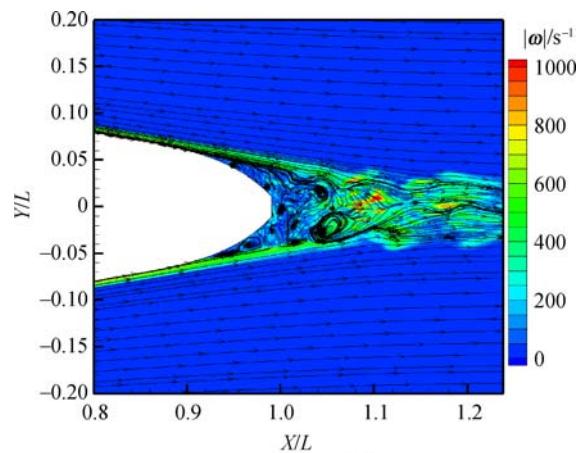


图 3 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇轮廓对比
Fig. 3 Comparison of LOTTE and M-LOTTE



(a) LOTTE 飞艇



(b) M-LOTTE 飞艇

图 4 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇中心截面流线和涡量分布

Fig. 4 Streamlines and vorticity distribution for LOTTE and M-LOTTE airships at central cross-sections

为了克服采用涡量无法描述强剪切流动区域内旋转流动的缺陷,文献[20]引入了描述局部区域内旋转和剪切流动之间平衡的物理量 Q ,其定义如下:

$$Q = -\frac{1}{2}(S_{i,j}S_{i,j} - \Omega_{i,j}\Omega_{i,j}) \quad (1)$$

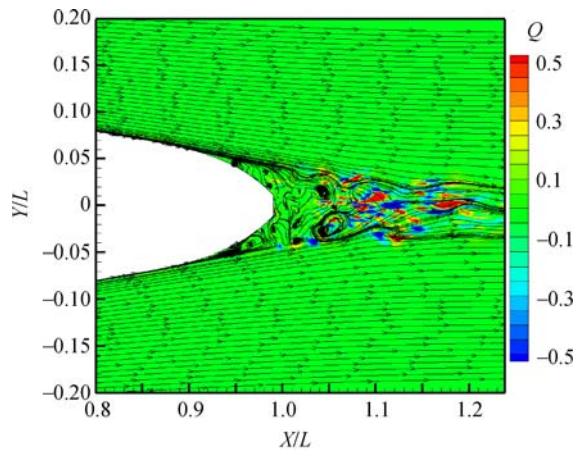
式中 S 是描述剪切流动的对称张量; Ω 是描述旋转的反对称张量; Q 可以描述旋转流动和剪切流动之间的相对强弱; i 和 j 表示坐标轴方向分量.

文献[21]给出压力与涡量的关系式

$$\nabla^2 p = \left[S_{i,j}S_{i,j} - \frac{1}{2}\Omega_{i,j}\Omega_{i,j} \right] \rho \quad (2)$$

式中 p 表示流体静压; ρ 表示流体密度. 文献[21]指出,从式(2)中亦可得到旋涡结构与压力之间的关系,即涡心对应压力最小值. 采用 Q 分布描述飞艇表面的尾涡结构和分离区,分析时将 Q 进行单位化处理,使其介于 $(-0.5, 0.5)$ 之间,当 $Q > 0$ 时,表示旋转占优的流动区域;当 $Q < 0$ 时,表示剪切占优的流动区域;当 $Q = 0$ 时,表示无剪切和无旋转的流动区域. 下文将用 Q 和涡量来显示和分析飞艇的尾涡结构.

图5分别描述了 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇中心截面的流线和在 $-0.5 \sim 0.5$ 范围内 Q 分布,红色区域表示旋转占优流动的区域,蓝色区域表示剪切占优流动的区域,绿色区域表示无旋转和无剪切的流动区域. 从图5(a)可以看出, LOTTE 飞艇表面旋转占优区和剪切占优区在 $X/L=0.90$ 截面处已经充分混合;从图5(b) Q 分布可以看出 M-LOTTE 飞艇表面剪切占优区和旋转占优区脱离飞艇壁面. M-LOTTE 飞艇 $Z=0$ 截面的剪切占优区和旋转占优区明显小于 LOTTE 飞艇. 从式(2)可知,旋转占优处压力最低,对应于流场中的涡心;剪切占优处压力最高,



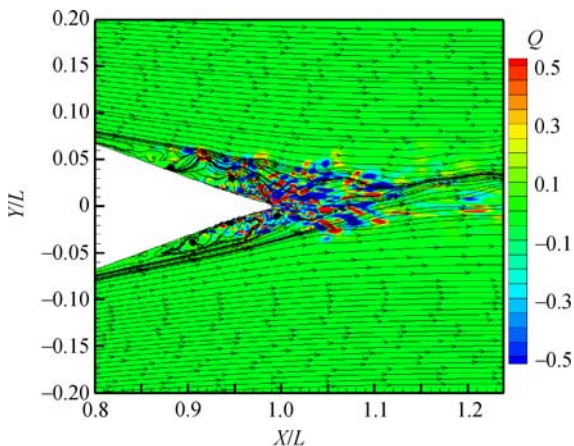
(b) M-LOTTE 飞艇

图5 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇中心截面流线和 Q 分布

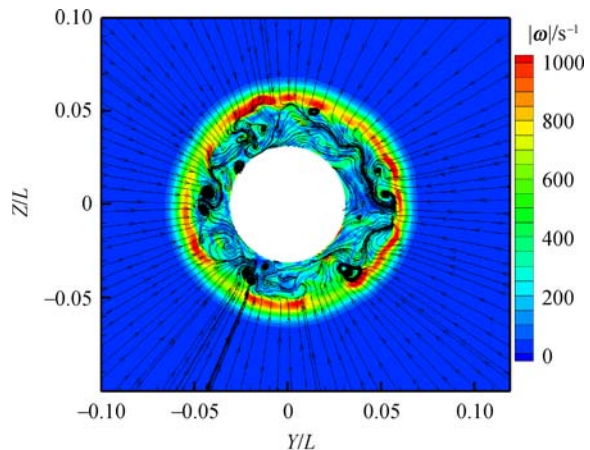
Fig. 5 Streamlines and Q distribution for LOTTE and M-LOTTE airships at central cross-sections

对应于高速流体与低速流体相互作用形成的滞止点. LOTTE 飞艇尾部艇身厚度迅速变薄,流线容易脱离飞艇壁面;当 M-LOTTE 飞艇尾部艇身厚度变薄减缓时,有助于流线紧贴飞艇壁面,然而在 $X/L=0.95$ 截面后艇身厚度迅速变薄,流线迅速脱离飞艇壁面. 因此 Q 分布提供了飞艇尾部涡结构更多的信息;M-LOTTE 飞艇表面的涡结构明显小于 LOTTE 飞艇, LOTTE 飞艇尾部更容易发生分离流动.

图6分别描述了 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇 $X/L=0.90$ 截面处流线和 $|\omega| = 0 \sim 1000$ 涡量分布,两者的高涡量区分布存在明显区别. 涡量分布表明,离 LOTTE 飞艇壁面较远处存在涡量较高的区域. 图6(b)中 M-LOTTE 飞艇壁面附近存在涡量较高的区域.



(a) LOTTE 飞艇



(a) LOTTE 飞艇

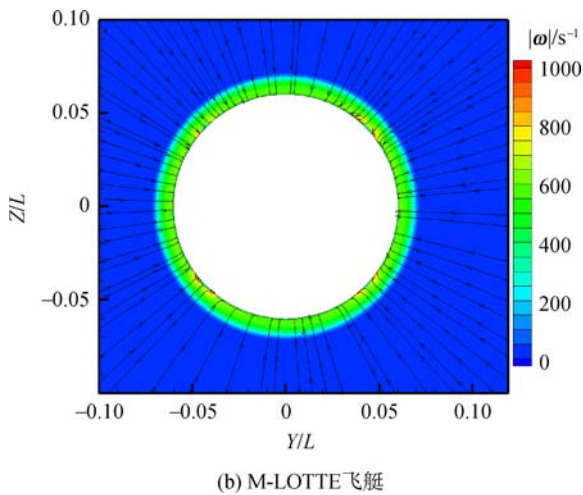


图 6 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.90$ 截面处流线和涡量分布

Fig. 6 Streamlines and vorticity distribution for LOTTE and M-LOTTE airships at $X/L=0.90$ cross-section

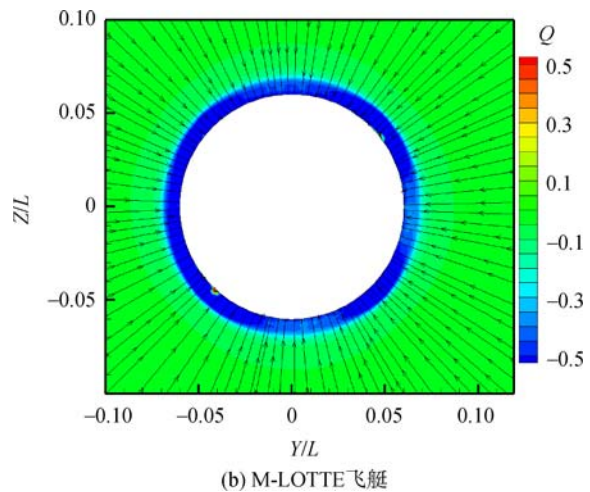
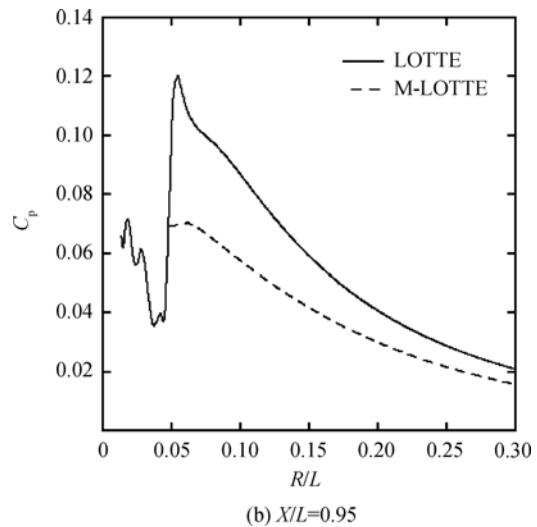
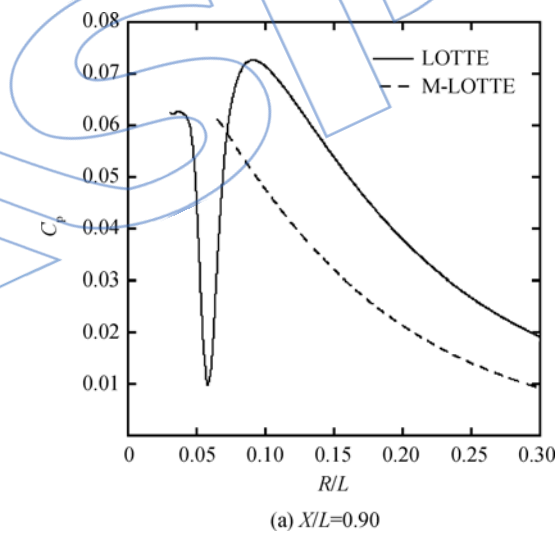
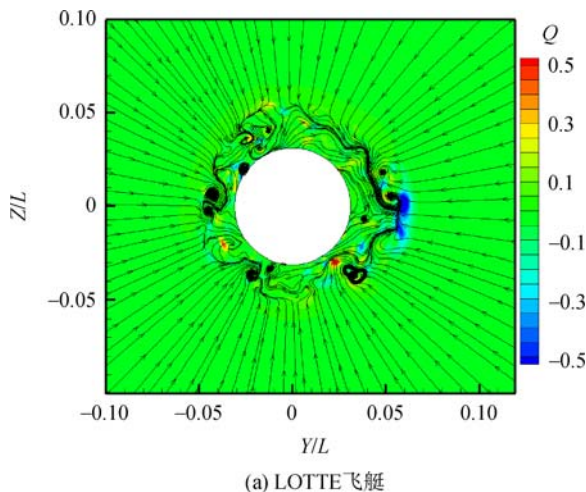


图 7 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.90$ 截面处流线和 Q 分布

Fig. 7 Streamlines and Q distribution for LOTTE and M-LOTTE airships at $X/L=0.90$ cross-section

图 7 分别描述了 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇 $X/L=0.90$ 截面处流线和 Q 分布. LOTTE 飞艇流线显示该处发生了分离流动; 流线表示的涡心与 Q 分布中旋转占优区重合, 而剪切占优区与旋转占优区已经充分混合. 图 7(b) 中 M-LOTTE 飞艇表面流线未发生明显的分离, 剪切占优区紧贴飞艇表面. 显然, LOTTE 飞艇尾部的涡结构十分丰富, 表明发生了强烈的分离, 而 M-LOTTE 飞艇的尾部几乎没有涡存在.

图 8 分别描述了 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.90, 0.95, 0.98$ 截面处沿壁面法向静压系数分布. 图中 R 为艇身半径. 可以看出: ①在靠近壁面处, LOTTE 飞艇存在明显的压力波动, 而 M-LOTTE 飞艇在壁面附近的压力分布波动较小. 剧烈的压力波动反映了此处流场存在较为复杂的旋涡结构, 这与前面给出的 Q 分布是相吻



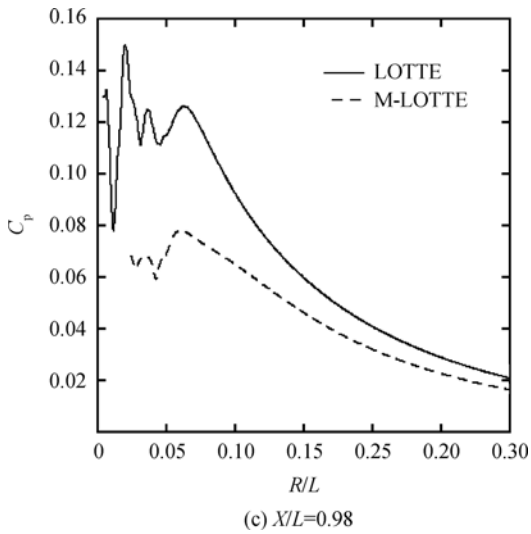


图8 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇尾部不同位置静压系数
Fig. 8 Static pressure coefficient at different positions of tail for LOTTE and M-LOTTE airships

合的;②随着截面向尾部移动,两飞艇表面的静压梯度都逐渐增大,但 M-LOTTE 飞艇在上述 3 处的静压梯度均小于 LOTTE 飞艇。

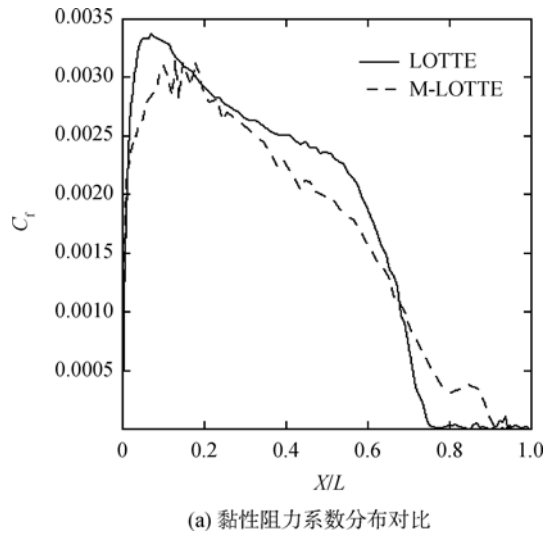
2.2 飞艇尾部动量边界层厚度的发展

图 9 描述了文献 [14] 中 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇的中心截面气动性能分布。从图 9 (a) 可以看出,在 $X/L = 0 \sim 0.70$ 区域内 M-LOTTE 飞艇的黏性阻力系数 (C_f) 明显小于 LOTTE 飞艇, $X/L = 0.70 \sim 1.00$ 区域内 M-LOTTE 飞艇黏性阻力系数则大于 LOTTE 飞艇, M-LOTTE 飞艇的总黏性阻力系数比 LOTTE 飞艇小 8.7%。从图 9(b) 可以看出,虽然 M-LOTTE 飞艇在 $X/L = 0.70 \sim 1.00$ 区域内静压系数(表明静压恢复程度)小于 LOTTE 飞艇,但 M-LOTTE 飞艇总压差阻力系数比 LOTTE 飞艇低 30.7%。因此,与 LOTTE 飞艇相比, M-LOTTE 飞艇总阻力系数减小了 17.2%。

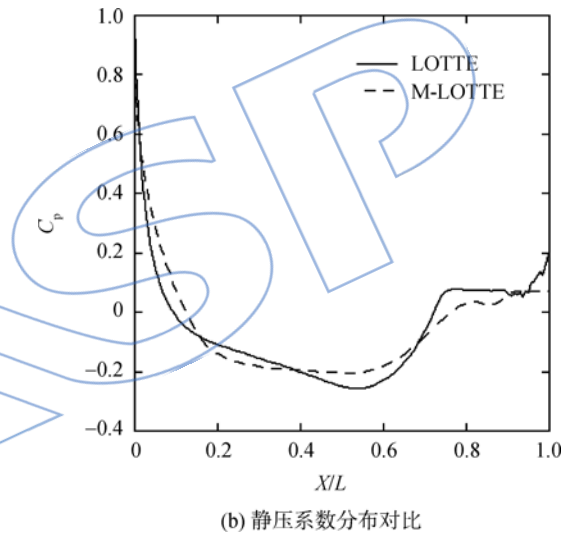
文献[22]给出了适用于回转体的轴对称曲面动量边界层厚度计算方法,该方法考虑了回转体外形对动量边界层厚度的影响,可以用来较为准确地表征同为回转体的飞艇的总阻力系数。文献 [22] 中轴对称曲面的边界层和动量边界层厚度的计算公式如下:

$$\delta_1 = \int_0^\delta \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty} \right) \frac{r}{R} dy \quad (3)$$

式中 δ 表示边界层厚度; δ_1 表示动量边界层厚度; U_∞ 表示主流区内流动速度; U 表示边界层流体速度; y 为垂直壁面的方向; r 表示积分点与中心轴



(a) 黏性阻力系数分布对比



(b) 静压系数分布对比

图9 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇中心截面气动性能分布对比

Fig. 9 Comparison of aerodynamic performance on central cross-sections of LOTTE and M-LOTTE airships

之间的距离。

图 10 分别描述了雷诺数 $Re = 3.75 \times 10^7$ 工况下 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇 $Z=0$ 截面在 $X/L = 0.70 \sim 0.98$ 处艇身半径 R , 以及飞艇轴对称曲面动量边界层厚度。可以看出,在 $X/L = 0.70 \sim 1.00$ 范围内 M-LOTTE 飞艇动量边界层厚度仅为 LOTTE 飞艇的 1/2。在艇身厚度较大位置(在 $X/L = 0.70$)处, LOTTE 与 M-LOTTE 飞艇的艇身厚度和轴对称曲面动量边界层厚度基本保持一致。随着飞艇艇身半径 R 逐渐减小或 X/L 逐渐增加,飞艇外形对动量边界层厚度影响逐渐增大, LOTTE 飞艇在 $X/L = 0.85 \sim 1.00$ 区域动量边界层厚度迅速增大,而 M-LOTTE 飞艇

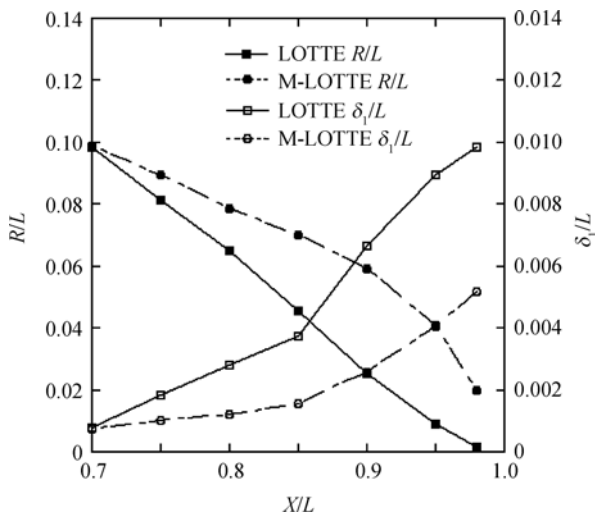


图 10 LOTTE 和 M-LOTTE 飞艇艇身半径和动量边界层厚度

Fig. 10 Body radius and momentum boundary thickness for LOTTE and M-LOTTE airships

在 $X/L=0.90\sim 1.00$ 区域内动量边界层厚度增大较快。

根据边界层理论可知

$$U_\delta \frac{\partial}{\partial X} \int_0^\delta \rho U dy - \frac{\partial}{\partial X} \int_0^\delta \rho U^2 dy = \delta \frac{dp}{dX} + \tau_w \quad (4)$$

式中 τ_w 表示壁面黏性力。将式(3)代入式(4)得

$$\rho U_\delta^2 \frac{\partial \delta_1}{\partial X} = \delta \frac{dp}{dX} + \tau_w \quad (5)$$

由式(5)可知,边界层厚度与静压梯度和壁面切应力有关:①当边界层较薄时,静压梯度可以忽略,即忽略式(5)右侧第 1 项,动量边界层厚度表征壁面的黏性阻力,动量边界层厚度越厚,则飞艇所受黏性阻力越大;②当边界层较厚时,壁面黏性阻力可以忽略,即忽略式(5)右侧第 2 项,此时动量边界层厚度表征静压梯度,动量边界层厚度越厚,表明飞艇在沿流动方向的静压梯度越大。从图 9(a)中可以看出,在飞艇尾部,黏性阻力系数很小,表明在 $X/L=0.70\sim 1.00$ 区域内 LOTTE 飞艇表面的黏性阻力系数小于 M-LOTTE 飞艇。从图 10 中可以看出,在 $X/L=0.70\sim 1.00$ 区域内, LOTTE 飞艇动量边界层厚度明显厚于 M-LOTTE 飞艇。可以确定, LOTTE 飞艇在 $X/L=0.70\sim 1.00$ 区域属于剪切力较小静压梯度较大的厚边界层; M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.90\sim 1.00$ 区域为厚边界层。

根据边界层理论可知,飞艇总气动阻力是黏性阻力和压差阻力两部分因素的综合作用,而通过式(5),可以借助分析动量边界层厚度来衡量这

两部分作用的效果。M-LOTTE 和 LOTTE 飞艇所受黏性阻力虽有一定的差异但大致相当,然而改变飞艇尾部的形状,抑制了 M-LOTTE 飞艇在这一区域动量边界层厚度的增加,因而能够大幅度降低其总气动阻力,达到了改善气动性能的目的。

综上所述,轴对称曲面动量边界层厚度计算方法是分析回转体表面气动阻力的有效方法;在厚边界层范围内,减小飞艇表面的动量边界层厚度可以有效地减小飞艇的总阻力系数。

3 结 论

本文在文献[14]的基础上引入了计算轴对称动量边界层厚度和分析飞艇尾部涡结构的方法,计算出 LOTTE 与 M-LOTTE 飞艇的尾涡结构 Q 分布和曲面动量边界层厚度,进一步分析了飞艇尾部形状对飞艇尾部涡结构和动量边界层厚度的影响,得出如下结论:

1) Q 分布表明 M-LOTTE 飞艇尾部旋转占优和剪切占优的区域明显小于 LOTTE 飞艇,可以确定 M-LOTTE 飞艇尾部分离区明显小于 LOTTE 飞艇。

2) 在厚边界层内,减小动量边界层厚度可以有效地减小飞艇表面静压梯度, M-LOTTE 飞艇在 $X/L=0.70\sim 1.00$ 范围内动量边界层厚度仅为 LOTTE 飞艇的 1/2,这就是 M-LOTTE 飞艇的总阻力系数降低 17.2% 的原因。

参 考 文 献:

[1] Khoury G A, Gillet J D. Airship technology[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999.

[2] Li Y, Nahon M, Sharf I. Airship dynamics modeling: a literature review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 217-239.

[3] Lutz T, Funk P, Jakobi A, et al. Summary of aerodynamic studies on the LOTTE airship[C]// Proceeding of the 4th International Airship Convention and Exhibition. Cambridge, UK: the Airship Association, 2002: 1-12.

[4] Kreplin H P, Vollmers H, Meier H U. Measurements of the wall shear stress on an inclined prolate spheroid[J]. Flugwiss Weltraumforsch, 1982, 6(4): 248-252.

[5] Chesnakas C J, Simpson R L. Detailed investigation of the three-dimensional separation about a 6 : 1 prolate spheroid [J]. AIAA Journal, 1997, 35(6): 990-999.

[6] Su W H, Tao B, Xu L. Three-dimensional separated flow over a prolate spheroid[J]. AIAA Journal, 1993, 31(11): 2175-2176.

[7] 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.
- [8] Emre A, Lyle N L. Separated turbulent flow simulations using a Reynolds stress model and unstructured meshes [R]. AIAA-2005-1094, 2005.
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] Tezuka A, Suzuki K. Three-dimensional global linear stability analysis of flow around a spheroid[J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1697-1708.
- [12] 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.
- [13] Xiao Z, Zhang Y, Huang J, et al. Prediction of separation flows around a 6 : 1 prolate spheroid using RANS/LES hybrid approaches [J]. Acta Mechanica Sinica, 2007, 23(4): 369-382.
- [14] 张海军, 郭雪岩, 戴韧. 转捩对优化平流层飞艇外形的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1582-1590.
ZHANG Haijun, GUO Xueyan, DAI Ren. Influences of transition on optimization of stratospheric airships hull [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1582-1590. (in Chinese)
- [15] 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.
- [16] 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.
- [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.
ZHANG 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] Jiang X, Lai C H. Numerical techniques for direct and large-eddy simulations[M]. London, UK: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2009.
- [19] 林瑞坤. 带螺旋桨飞艇裸艇体气动性能的数值分析[D]. 上海: 上海理工大学, 2011.
- [20] Jeong J, Hussain F. On the identification of a vortex[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285: 69-94.
- [21] Wang L. On properties of fluid turbulence along streamlines[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 648: 183-203.
- [22] Patel V C, Nakayama A, Damian R. Measurements in the thick axisymmetric turbulent boundary layer near the tail of a body of revolution[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1974, 63(2): 345-367.