

文章编号: 1674-8190(2022)05-104-12

浮升一体化飞艇高升阻比新型布局研究

孙恺¹, 杨旭东¹, 赵博伟¹, 宋文萍¹, 张华²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国航空工业集团有限公司 特种飞行器研究所, 荆门 448000)

摘要: 高升阻比设计是浮升一体化飞艇研制中亟待解决的关键难题, 艇身是决定全艇升阻比高低的关键部件。针对飞艇高升阻比布局设计的难度及复杂约束性要求, 有效结合艇身精细化气动设计、流动控制和升力体理念, 引入高精度气动数值模拟等多种手段, 探讨构建中央翼+边条耦合、中央翼+端板融合等多种艇身新布局形式, 揭示关键几何参数表征与高升阻比特性的影响关系, 获得具有高升阻比特征的浮升一体化飞艇艇身新型布局形式。结果表明: 与传统混合飞艇艇身构型相比, 在保证艇身体积不变和艇身宽度适当控制的前提下, 中央翼+边条耦合艇身构型可提高最大升阻比约77%以上; 中央翼+端板式融合艇身构型可实现最大升阻比值由2.13提高到3.95以上, 至少提高了85.4%。

关键词: 飞艇; 浮升一体化; 升力体; 高升阻比设计; CFD

中图分类号: V274

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.05.11

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Novel Layout of Buoyancy-lifting Integrated Airship with High Lift-to-drag Ratio

SUN Kai¹, YANG Xudong¹, ZHAO BOWEI¹, SONG Wenping¹, ZHANG Hua²

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. China Special Vehicle Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Jingmen 448000, China)

Abstract: High lift-to-drag ratio design for buoyancy-lifting integrated airship has become a urgent key problem to be solved, and the hull is the decisive part to the lift-to-drag ratio of the whole airship. Aiming at the difficulty of the high lift-to-drag ratio airship configuration design and complicate constrained requirements, effectively combined with airship hull fine design, flow control technology and lifting body concept, using high precision aerodynamic numerical simulation method, several new airship hull configuration types are explored and built, such as airship hull with lift-enhanced strake wing and center airfoil body hull with end-plates. The influence of key geometric parameters on the high lift-to-drag ratio features is studied, and a new buoyancy-lifting airship hull with high lift-to-drag ratio is received. The result shows that compared with the original airship hull, under the constraint of volume and adjusting the width of the hull properly, the maximum lift-drag ratio of the airship hull with lift-enhanced strake wing can be increased about 77%, the maximum lift-drag ratio of the center airfoil body hull with end-plates is 3.95, compared with the original airship hull's maximum lift-drag ratio which is 2.13, the promotion amount is at least 85.4%.

Key words: airships; buoyancy-lifting; lifting body; high lift-to-drag ratio design; CFD

收稿日期: 2021-09-22; 修回日期: 2022-02-17

基金项目: 民机专项科研项目(MJZ-2016-F-10)

通信作者: 孙恺, sunkai@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 孙恺, 杨旭东, 赵博伟, 等. 浮升一体化飞艇高升阻比新型布局研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 104-115, 122.

SUN Kai, YANG Xudong, ZHAO BOWEI, et al. Study on novel layout of buoyancy-lifting integrated airship with high lift-to-drag ratio[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(5): 104-115, 122. (in Chinese)

0 引言

大型重载飞艇具备优良的安全性、较大的有效载荷、超长航时与超远航程、垂直起降功能等独特优势,民用领域可应用于货物运输、起重吊装、抢险救灾、旅游观光、资源勘探、气象预报、环境监测等用途,军事领域可应用于执行远程预警、长期监视与战场侦察、后勤保障与空中运输等任务。现代重载飞艇广泛采用浮升一体化设计,结合一系列固定翼飞机设计技术,充分利用艇身产生的气动升力,以改善飞艇的控制特性。

浮升一体化飞艇是一种将浮力与气动升力结合的新型浮空器,浮升气体产生的浮力提供总升力的60%~70%,其余部分由飞艇升力体在运动过程中产生的气动升力提供^[1]。浮升一体化飞艇相比传统旋成体艇身飞艇具有更高的升阻比特征,采用此类布局能够改善飞艇操纵性、稳定性,减小飞艇体积和长宽尺寸,使飞艇具备优秀的长航时飞行能力和升力控制能力。随着飞艇应用场景及任务要求的多元化与复杂化,进一步提升传统飞艇综合性能的需求日益增强,浮升一体化飞艇布局研究也得到了广泛重视^[2],其关键难题是综合考虑艇身体积、几何尺寸、艇身结构布置等复杂多约束要求的浮升一体化飞艇外形高升阻比气动优化设计。

针对飞艇增升减阻、新型布局设计等关键气动问题,国内外开展了系统性的研究工作。例如,T. Lutz等^[3]进行了LOTTE飞艇模型的风洞试验,得到了不同攻角工况下LOTTE飞艇气动特性的风洞实验数据;V. Nejati等^[4]以阻力系数最小为目标,通过遗传算法在不同雷诺数范围内对飞艇艇身外形进行了优化计算;T. Kanikdale等^[5]针对GNVR艇型,对其艇身外形的阻力系数、飞艇体积和飞艇表面积开展了多学科优化,并给出了相应结果;B. Buerge^[6]设计了一套数值模型,比较了浮升一体化飞艇与传统旋成体艇身飞艇在常规持续性留空监视任务中的优缺点;A. D. Andan等^[7]利用CFD数值模拟方法和风洞试验方法初步评估了带翼飞艇与传统飞艇的升阻力特性和操纵稳定性,同时研究了飞艇各翼面几何参数对带翼飞艇气动特性的影响;D. O. Shaw^[8]参考翼伞设计了一款火星翼伞飞艇,兼具了飞艇长时间留空特点和

翼伞操纵稳定性特点,预期未来能够成为高效执行火星探索任务的必要设备;J. K. Bock等^[9]论证了凸透镜形艇身布局在重心控制、载荷布置、侧风稳定性等方面的优势;M. Muregaiah等^[10]建立代理模型对三体飞艇的阻力系数进行预测,结合粒子群算法与遗传算法以阻力最小为目标对三体飞艇进行外形优化。

国内也对飞艇气动特性和外形优化设计进行了研究。解亚军等^[11]在NF-3低速风洞对一组不同长细比飞艇进行了测力实验,分析并给出了不同飞艇在十字形尾翼和X形尾翼下的气动特性;张丹等^[12]对双轴椭球体飞艇进行了数值模拟,分析了不同攻角下艇身表面摩擦阻力系数、压力分布以及分离流动规律;WANG Xiaoliang等^[13]对致远1号飞艇的气动特性进行了风洞模型测力实验,分析了不同布局、不同流动条件下飞艇的气动特性并给出了减小阻力的外形改进建议;曹鹏钧等^[14]基于CFD技术采用试验设计和响应面法相结合的方法对某双体飞艇艇身进行了气动外形优化设计;马东立等^[15]利用CFD方法计算分析了带翼飞艇全艇、机翼等各部件的动导数,并与常规飞艇进行了比较;孟军辉等^[16-17]提出了一种基于高升力翼型的组合艇身浮升一体化飞艇气动布局,并利用CFD方法评估其气动性能,表明该布局具有优良的气动性能和总体性能;杨跃能等^[18]设计了一种以僧帽水母为仿生对象的飞艇艇囊气动外形,经过评估,其与常规气动外形相比升阻比大幅提升;韩庆等^[19]提出了一种在两个常规流线型艇囊中间加一段机翼的联翼式布局设计,并进行了总体设计、气动分析、参数敏感性分析,初步验证了该方案的可行性;周萌等^[20]对双囊体飞艇布局方式进行气动特性分析,证明双囊体飞艇升阻比比单囊体飞艇大,并进一步研究了囊体距离和攻角对飞艇气动特性的影响。

重载浮升一体化飞艇概念虽已验证多年,各国机构也都推出了众多验证机,但至今仍没有一款该类型飞艇投入实际运营^[21]。纵观国内外研究现状,浮升一体化飞艇研究的重点逐渐由流动机理、流场结构研究转向多学科优化设计、高升阻比布局设计研究。建立新概念高升阻比艇身布局带来的收益显著,可以有效提高飞艇的运载能力和续航时间,必将成为未来飞艇进入航运市场的重

要突破口。

综上所述,针对飞艇高升阻比布局设计的难度及复杂约束性要求,通过艇身参数优化、流动控制及新概念艇身布局构建的角度,本文尝试开展浮升一体化飞艇艇身外形高升阻比布局气动设计研究,通过提出中央翼、边条增升与端板式中央翼身等多种艇身布局形式,探讨关键几何参数表征与升阻比特性的影响关系,提出满足工程实用要求的浮升一体化飞艇艇身高升阻比布局形式,以为新概念大型重载浮升一体化飞艇研发提供技术支持和研究思路。

1 数值方法

1.1 控制方程和湍流模型

流场控制方程为雷诺平均N-S方程(RANS),RANS方程在结构网格上进行离散,保证物面第一层网格无量纲高度 $y^+ < 1$,以正确模拟附面层流动。空间离散方法采用基于有限体积法的格点格式。为减少计算量,对于对称流动,采用对称边界条件。物面采用无滑移绝热边界条件。

湍流模型采用 $k-\omega$ SST湍流模型,该模型是在标准 $k-\omega$ 湍流模型的基础上发展而来的,对 $k-\omega$ 模型的涡黏模式进行了修正,考虑了湍流剪切应力输运的影响。该模型由于对分离流动的良好预测能力,在工程领域应用十分广泛。

1.2 数值方法验证

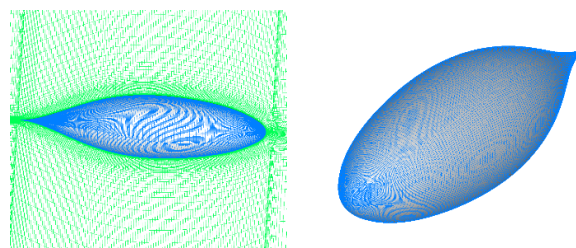
选用德国斯图加特大学的LOTTE飞艇(如图1所示)进行数值方法验证,LOTTE飞艇气动实验数据完备,是各国进行飞艇气动力数值模拟研究验证的标模之一,体积 109 m^3 ,长 16 m ,最大直径 4 m ,文献[22]中给出了艇身母线方程。



图1 LOTTE飞艇^[3]
Fig.1 LOTTE airship^[3]

为了分析不同网格量下的网格敏感性,生成4组网格,网格量由低到高,计算LOTTE飞艇在迎

角为 4° 时的升阻力特性。飞艇为轴对称结构,为减小计算量,仅对 $1/2$ 飞艇进行建模计算,采用结构化网格,如图2所示,飞艇几何参数和计算状态如表1所示,计算结果如表2和图3所示。



(a) 空间对称面网格 (b) 艇身表面网格

图2 LOTTE飞艇结构化网格

Fig.2 The structured grid of LOTTE airship

表1 LOTTE飞艇几何参数和计算状态

Table 1 Geometric parameters and calculation status of LOTTE airship

参数	数值	参数	数值
艇身长度/m	0.8	速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	24
参考面积/ m^2	0.058	雷诺数	1.3×10^6
参考长度/m	0.241	迎角/ $(^\circ)$	4

表2 迎角为 4° 时不同网格量下升阻力特性数据

Table 2 The lift and drag efficiency varies with mesh size when attack angle is 4°

网格编号	网格量	升力系数 (C_L)	阻力系数 (C_D)	俯仰力矩系数 (C_m)
1	1 200 472	0.016 54	0.031 65	0.052 73
2	1 763 424	0.016 56	0.031 32	0.052 85
3	2 694 905	0.016 52	0.031 15	0.053 01
4	5 173 820	0.016 48	0.031 13	0.053 12

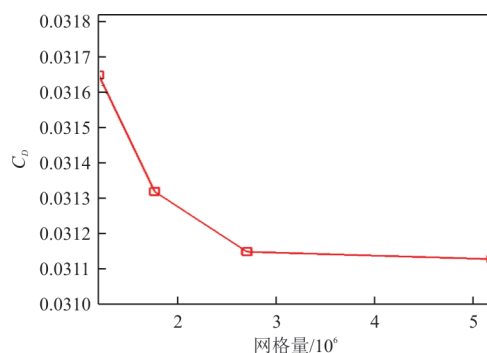


图3 阻力系数随网格量变化曲线

Fig.3 The drag coefficient varies with mesh size

从表2和图3可以看出:阻力系数的数值随网格量的增大先迅速下降,而后趋向平缓,网格3与

网格 4 下阻力系数的偏差量为 0.06%, 可见计算结果已经不再随着网格数量的增加而发生变化, 故可以认为, 在网格量达到网格 3 的 269 万时, 已经足以正确模拟 LOTTE 飞艇的气动特性。

采用网格量为 269 万的网格 3 对 LOTTE 飞艇在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 迎角下的流动情况进行数值模拟计算, 计算状态与表 1 中条件相同。将所得气动特性系数与实验值进行对比, 结果如图 4 所示, 可以看出: 计算结果与实验结果吻合良好, 计算方法合理可行。

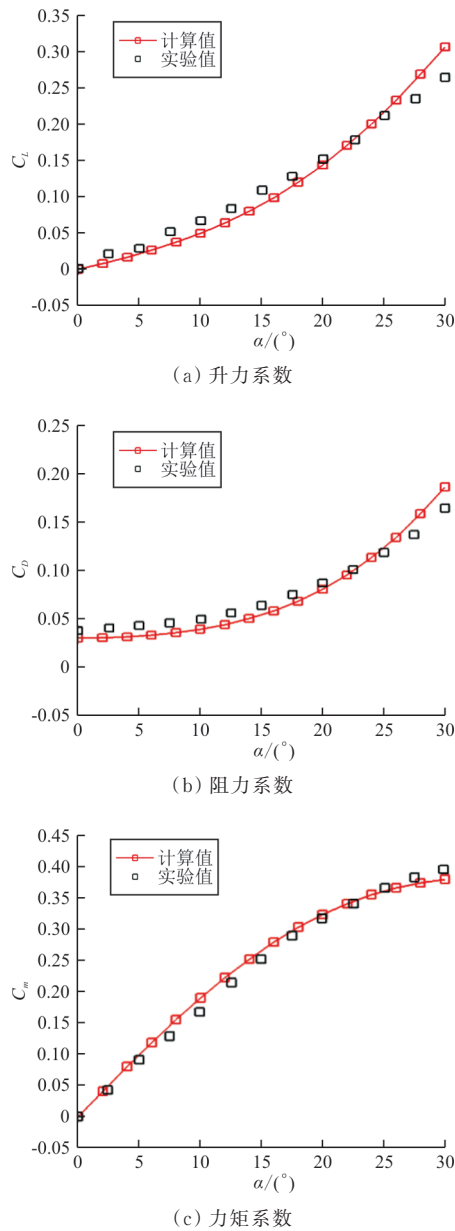


图 4 计算结果与实验值对比
Fig. 4 Contrast between calculated results and experimental data

2 原始艇身构型气动特性研究

2.1 原始艇身构型模型

某型浮升一体化飞艇数模如图 5 所示, 艇身呈扁水滴形, 上下对称, 左右对称, 纵向剖面外形轮廓为对称翼型。将其去除尾翼后的艇身作为浮升一体化飞艇新概念布局研究的原始艇身构型, 艇身尺寸参数如表 3 所示, 其力矩参考点位于气囊形心。原始艇身具备浮升一体化飞艇特征, 但最大升阻比仅有 2 左右, 动升力占总升力占比较小, 气动特性接近传统飞艇, 有较大的提升空间。

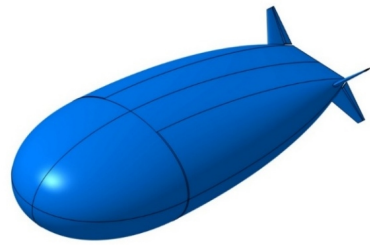


图 5 原始飞艇模型
Fig. 5 The original airship model

表 3 原始艇身构型尺寸参数
Table 3 Geometric parameters of the original airship hull

参数	数值
艇身体积/ m^3	169 975
艇身表面积/ m^2	18 500
艇身长度/m	140
最大宽度/m	60.0
参考面积/ m^2	3 068.48
参考长度/m	140

注: 飞艇参考面积为艇身体积的三分之二次方, 与传统飞艇参考量计算方法一致。

2.2 原始艇身构型气动特性计算与分析

由于飞艇为对称结构, 为减小计算量, 对 1/2 艇身进行建模计算。飞艇气动特性计算采用结构化网格, 网格量约 332 万, 飞艇表面网格及对称面网格如图 6 所示。迎角范围 $0 \sim 16^\circ$, 采用 $k-\omega$ SST 湍流模型。飞艇飞行高度 3 000 m, 飞行速度 20 m/s。

计算结果如图 7 所示, 可以看出: 由于原始艇身外形上下对称, 艇身的升力系数在 0° 迎角时为 0, 之后随迎角增大近似线性增加; 零升阻力系数约为 0.017, 且阻力系数在小迎角时增速较慢, 在

8°之后开始迅速增大;艇身的升阻比随迎角增大而上升,在8°左右增速开始趋缓,在迎角为16°时,原始艇身的最大升阻比达到2.126。

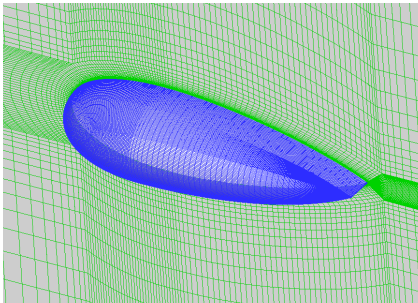
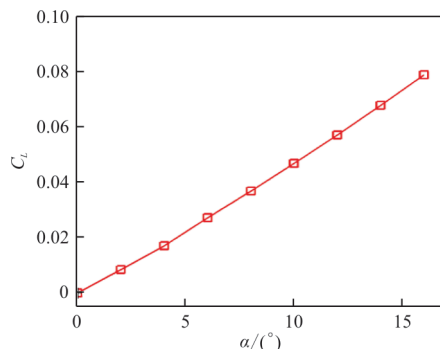
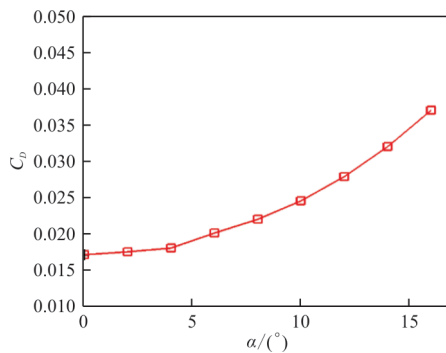


图6 原始艇身构型结构化网格

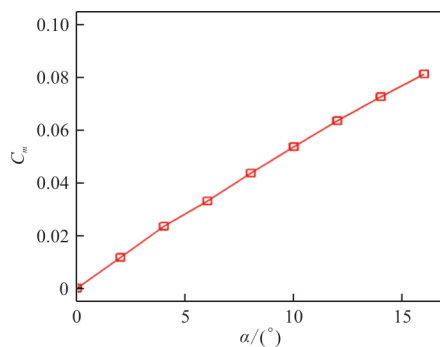
Fig. 6 The structured grid of the original airship hull



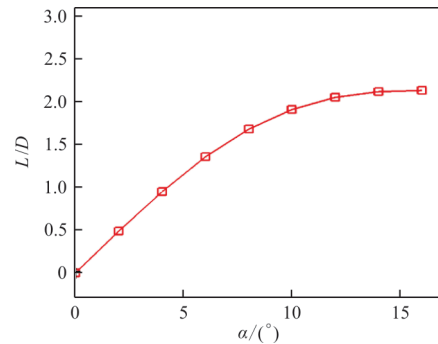
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数



(d) 升阻比

图7 原始艇身构型升阻力特性

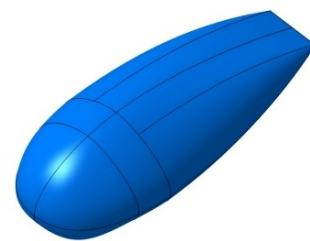
Fig. 7 Lift and drag efficiency of the original airship hull

3 新构型艇身构型研究

3.1 艇身翼型改进设计

原始艇身的纵向剖面轮廓为对称翼型,通过对剖面翼型的优化,以期提高最大升阻比。优化过程要求保持艇身外形构造方式不变,艇身长度、宽度不变,体积、参考面积基本不变,艇身表面积与厚度变化范围均不超过10%。原始艇身的最大相对厚度约为28.6%,在常规翼型之中,NA-CA4428翼型与之厚度接近,且气动性能较为优良,故以此翼型为基础,进行剖面形状对飞艇气动性能的影响研究。

在满足上述艇身长度、宽度、厚度、体积、参考面积等约束条件的前提下,将原模型纵向剖面轮廓曲线置换为NACA4428翼型,再通过调整每组翼型的控制点改变其上下表面外形,各得到4种模型(将其命名为N1~N4),如图8所示。



(a) NACA4428系列艇身模型



(b) N1(最大相对厚度27%,0.38弦长处)

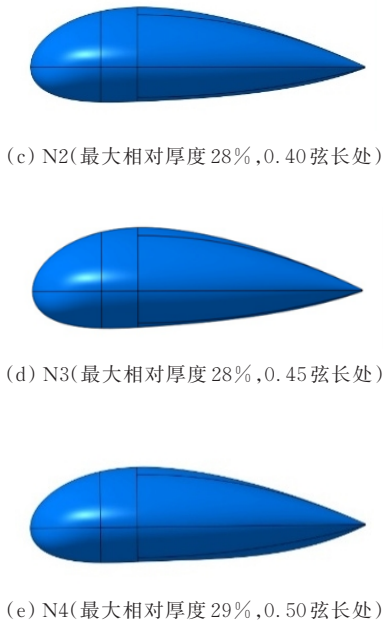


图 8 纵向剖面翼型 NACA4428 系列艇身模型
Fig. 8 The NACA4428 airship hull model

以上外形设计方案的气动特性计算均采用结构化网格,网格量约 360~370 万,飞艇表面网格及对称面网格如图 9 所示。计算迎角范围 $-6^{\circ} \sim 12^{\circ}$, 采用 $k-\omega$ SST 湍流模型。飞艇飞行高度 3 000 m, 飞行速度 20 m/s。

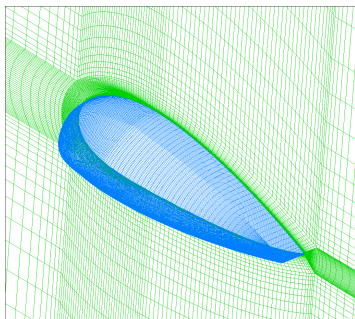
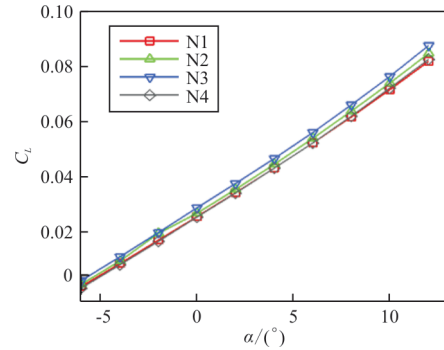


图 9 NACA4428 系列艇身结构化网格
Fig. 9 The structured grid of the NACA4428 airship hull

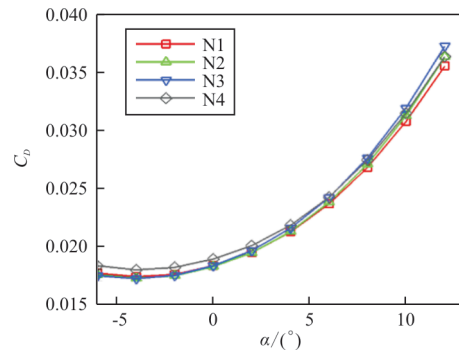
计算结果如图 10 所示,可以看出:NACA4428 系列艇身的气动特性相当接近,升力系数线性增大,均略高于原始艇身,其中 N3 构型的升力系数最高;4 种艇身的阻力系数与原始艇身相近,零升阻力系数约为 0.017 5。其中 N3 构型的升阻特性最优,在迎角 10° 最大升阻比为 2.37,相较原始艇身提升了约 11.5%。

由此可知,在控制艇身各外形关键参数基本不变的前提下优化纵向剖面翼型,艇身升阻性能有所提升,但提升有限,进一步提升需放宽尺寸限

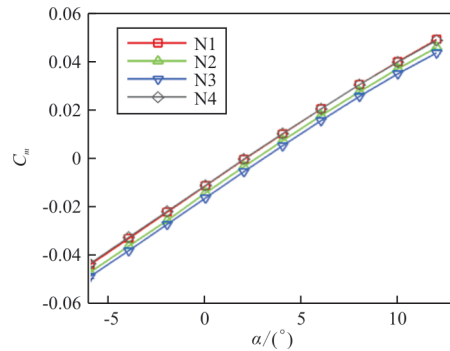
制及采用新概念布局形式。



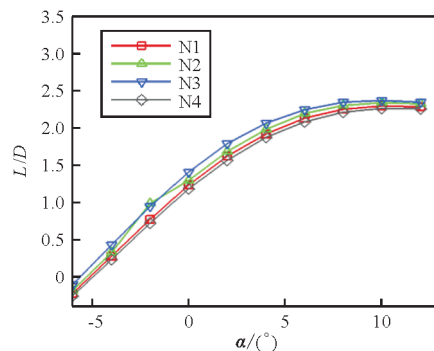
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数



(d) 升阻比

图 10 NACA4428 系列艇身升阻力特性对比
Fig. 10 Lift and drag efficiency of the NACA4428 airship hull

3.2 边条增升艇身构型

(1) 边条长度对艇身气动特性的影响

对艇身构型 A (艇身中央翼型由 NACA4428 调整控制点得到, 最大相对厚度 28% 于 0.45 弦长处) 增加边条, 边条位于艇身两侧上下表面交界处, 边条前后缘与艇身光滑过渡。将得到的艇身命名为 Strake-1 和 Strake-2, Strake-1 的边条长度为 62 m, Strake-2 的边条长度为 88 m, 二者边条宽度均为 4.7 m, 厚度 0.65 m, 尺寸参数如表 4 所示, 力矩参考点位于气囊形心, 布局如图 11~图 12 所示。

表 4 Strake-1 和 Strake-2 艇身构型尺寸参数

Table 4 Geometric parameters of Strake-1 and Strake-2

参数	数值
艇身体积/m ³	169 970
艇身表面积/m ²	19 678
艇身长度/m	143
最大宽度/m	69.4
参考面积/m ²	3 068.42
参考长度/m	143
边条长度/m	62/88
边条宽度/m	4.7

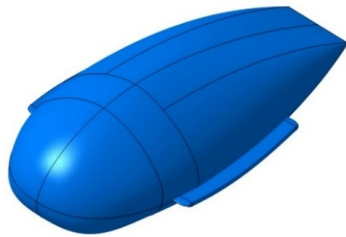


图 11 Strake-1 艇身模型
Fig. 11 The Strake-1 hull

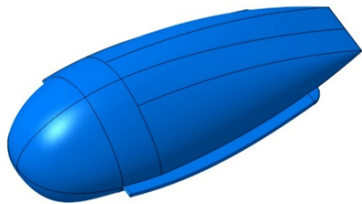


图 12 Strake-2 艇身模型
Fig. 12 The Strake-2 hull

Strake-1、Strake-2 艇身构型气动特性计算采用结构化网格, 网格量约 390 万, 表面网格如图 13 所示。计算迎角范围 $-6^\circ \sim 12^\circ$, 飞艇飞行高度为

3 000 m, 飞行速度为 20 m/s。

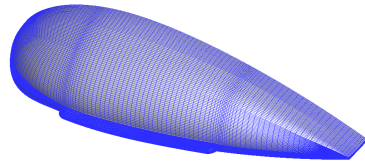
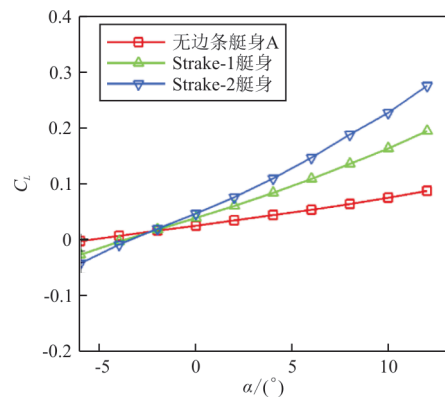
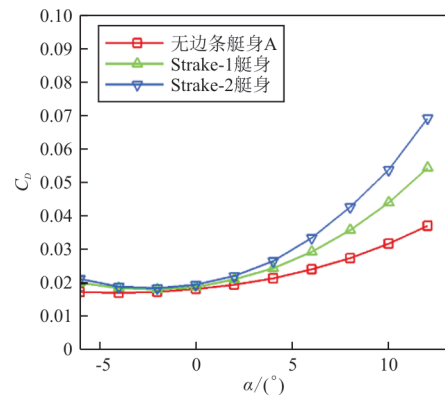


图 13 Strake-1 和 Strake-2 边条艇身构型结构化网格
Fig. 13 The structured grid of Strake-1 and Strake-2 hull

计算得到的升阻力特性曲线如图 14 所示, 可以看出: 在负迎角状态下, 边条增升构型的升力特性较差, 升阻比小于无边条艇身 A; 在 0° 迎角之后, Strake-1 与 Strake-2 艇身的升力系数迅速超过无边条艇身 A; 而在迎角为 $-6^\circ \sim 6^\circ$ 区间内, 二者的阻力系数与无边条艇身 A 接近, 零升阻力系数约为 0.018 8; Strake-1 的最大升阻比在迎角为 8° 时达到 3.78, Strake-2 的最大升阻比在迎角为 6° 时达到 4.40, 均明显超过无边条艇身 A 的最大升阻比 2.37; 而 Strake-1 与 Strake-2 的对比, 也说明在一定范围内, 边条越长, 增升效果越好。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

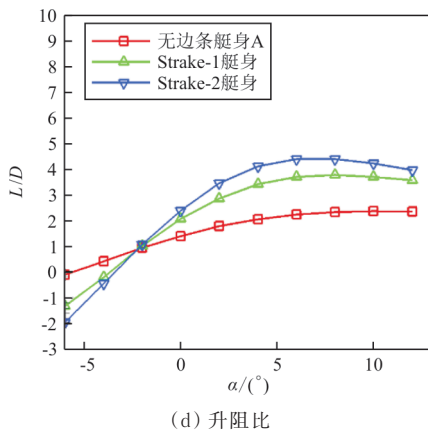
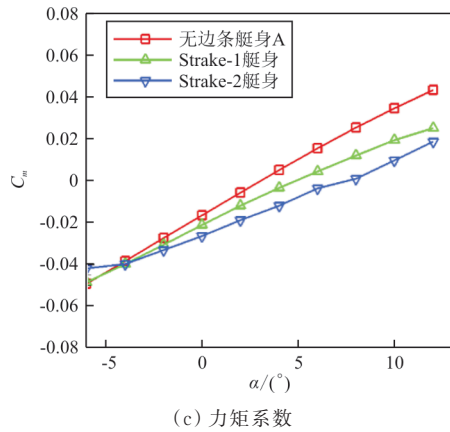


图 14 Strake-1 和 Strake-2 艇身构型升阻力特性对比
Fig. 14 Contrast between the lift and drag efficiency of Strake-1 and Strake-2

(2) 边条宽度对艇身气动特性的影响

对艇身构型 A 进行加宽处理并作修形,得到艇身构型 B,在艇身构型 B 两侧增加边条,将得到的艇身命名为 Strake-3 和 Strake-4, Strake-3 边条宽度 4 m, Strake-4 边条宽度 2.5 m,二者边条长度均为 80 m,厚度 0.65 m,布局如图 15~图 16 所示。尺寸参数如表 5 所示,力矩参考点位于气囊形心。Strake-3 和 Strake-4 边条艇身构型结构化网格如图 17 所示。

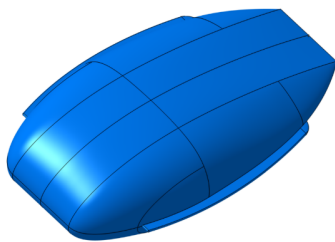


图 15 Strake-3 艇身模型
Fig. 15 The Strake-3 hull

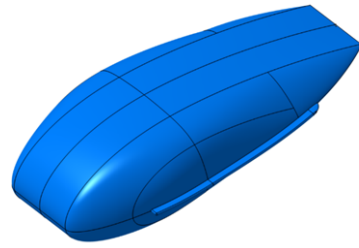


图 16 Strake-4 艇身模型
Fig. 16 The Strake-4 hull

表 5 Strake-3 和 Strake-4 艇身构型尺寸参数
Table 5 Geometric parameters of Strake-3 and Strake-4

参数	数值
艇身体积/m ³	169 593
艇身表面积/m ²	21 462
艇身长度/m	133
最大宽度/m	79.5/73.2
参考面积/m ²	3 063.88
参考长度/m	133
边条长度/m	80
边条宽度/m	4.0/2.5

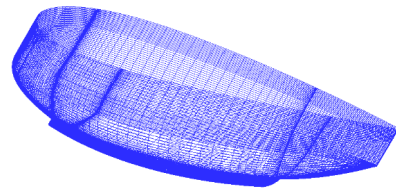
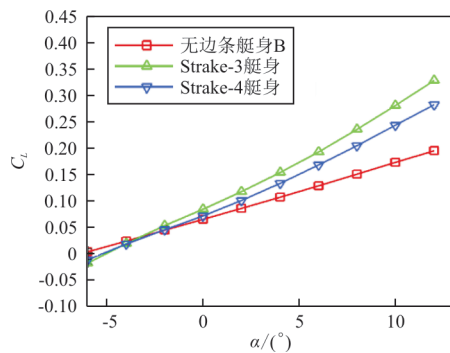
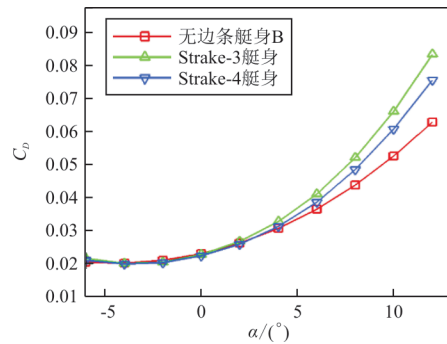


图 17 Strake-3 和 Strake-4 边条艇身构型结构化网格
Fig. 17 The structured grid of Strake-3 and Strake-4 hull

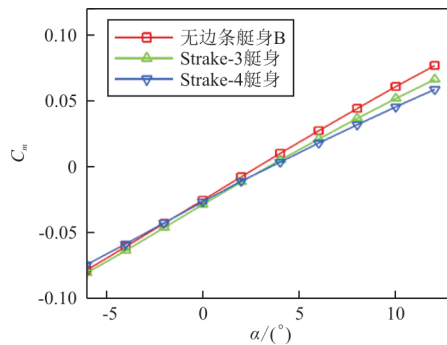
计算得到的升阻力特性曲线如图 18 所示,可以看出:Strake-3 与 Strake-4 的升阻特性在负迎角状态下与无边条艇身 B 相近;在 0°迎角之后,二者的升力系数迅速超过无边条艇身 B,而阻力系数直到 6°迎角之后才明显超过无边条艇身 B,零升阻力系数约为 0.021;Strake-3 的最大升阻比在迎角为 4°时达到 4.71, Strake-4 的最大升阻比在迎角为 6°时达到 4.36,均远超无边条艇身 B 的最大升阻比 3.53; Strake-3 与 Strake-4 的升阻特性对比,也说明在一定范围内,边条越宽,增升效果越好。



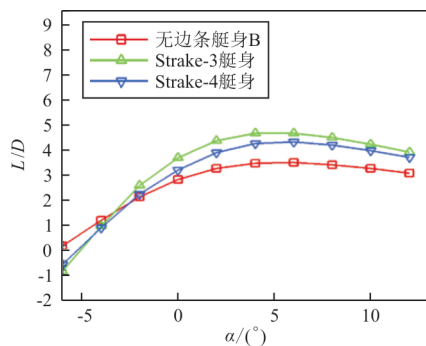
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数



(d) 升阻比

图 18 Strake-3 和 Strake-4 艇身构型升阻力特性对比
Fig. 18 Contrast between the lift and drag efficiency of Strake-3 and Strake-4

以上两组边条增升艇身构型的计算结果表明,边条对于艇身模型具有显著的增升作用。边条的长度、宽度越大,增升效果越好,且边条长度的影响程度比宽度更大。但是边条在增升的同时也显著增加了艇身的最大宽度,Strake-3的最大宽度由原始艇身的 71.54 m 增加到 79.54 m,相较原始模型艇身尺寸的差别较大。过长的边条会带来额外的附加重量和结构设计难题,因此将边条增升艇身布局应用于工程实际时,应结合飞艇总体设计结构权衡设计边条的长度和宽度。

3.3 端板式中央翼型艇身构型

考虑到艇身宽度尺寸不宜过大,综合国外几种重载飞艇新概念布局设计,将中央升力体构型、扁平式构型、中央翼型式构型的优点互相融合,设计端板式中央翼型构型,如图 19 所示。

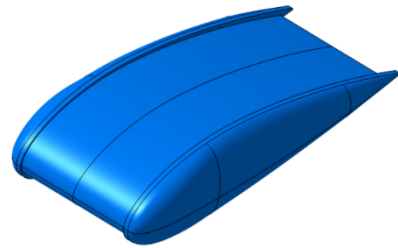


图 19 端板式中央翼型艇身构型
Fig. 19 Center airfoil body hull with end-plates

端板式中央翼型构型的中部为机翼段,利用翼型的良好气动特性提供升力。两侧艇身凸出构成端板,使得气流在流过中部机翼段时受到聚拢压缩,形成中央升力体,多方面因素共同作用,从而获得更好的升阻特性。

(1) 艇身布局设计

放宽剖面翼型厚度限制,选定中央翼型段的基本翼型为 NACA4420,翼型相对厚度小于 NACA4428,升阻力特性均优于 NACA4428。控制艇身最大宽度,调整中央翼型段宽度和相对厚度,优化改善端板位置和高度等多方面因素,获得四种不同的端板式中央翼型构型:上下端板艇身构型 M1、中央翼型式艇身构型 M2、下端板艇身构型 M3 和下端板艇身构型 M4。对这四种构型的气动特性进行数值模拟和对比分析。

①上下端板艇身构型 M1 的端板沿翼型曲线凸出 1.2~2.2 m,后缘凸出部分大于前缘,下表面凸出部分厚于上表面,端板内侧垂直于中央翼型段,外侧为近似纺锤体曲面;端板上下边线以及与翼型段交接位置均作圆滑处理以降低阻力,如图 20(a)所示。

②中央翼型式艇身构型 M2 的整体尺寸相较 M1 构型缩小,取消两侧端板,在控制总宽度的同时增大中央翼型段宽度至 56 m,两侧艇身从翼型上下表面光滑过渡为近似纺锤体曲面,如图 20(b)所示。

③下端板艇身构型 M3 的主要尺寸参数与 M2 构型相同。中央翼型段宽度为 56 m,保留下表面端板,并在翼型段前中部相对厚度较大的区域增大端板凸出部分高度,使得端板从前缘开始先逐渐加高,再从中段收拢至后缘与翼型段平齐,加强对下表面气流的聚拢压缩作用,以实现更好的增升减阻效果,如图 20(c)所示。

④下端板艇身构型 M4 相较 M3 构型进一步压缩端板部分的最大厚度至 3 m,在控制艇身总体宽

度的同时保证中央翼型段宽度达到 54 m,下表面端板凸出部分的变化趋势与 M3 构型相同,先逐步增高至翼型段相对厚度最大位置,在逐步收拢至与后缘平齐,如图 20(d)所示。

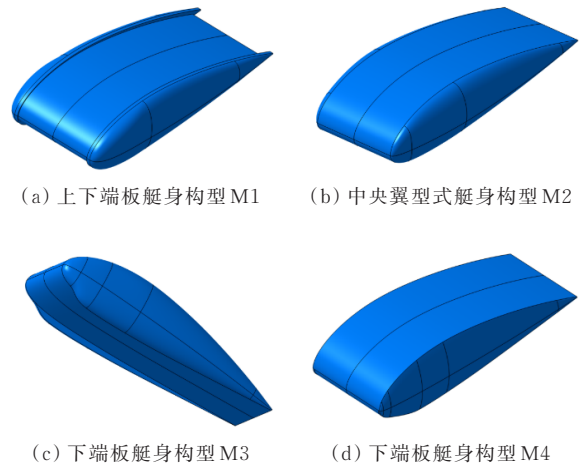


图 20 4 种端板式中央翼型艇身构型模型
Fig. 20 Center airfoil body hulls with 4 kinds of end-plates

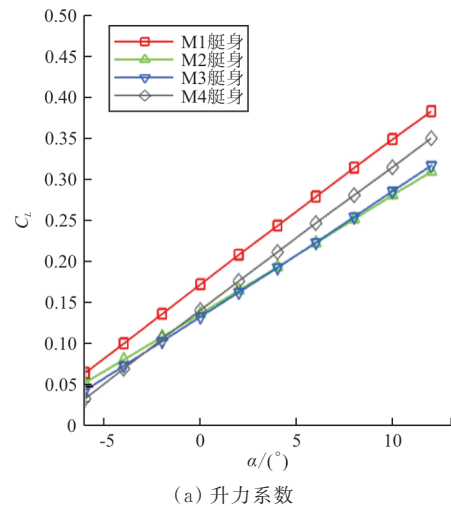
4 种端板式中央翼型艇身构型尺寸参数如表 6 所示,力矩参考点位于气囊形心。

表 6 端板式中央翼型艇身构型尺寸参数
Table 6 Geometric parameters of center airfoil body hulls with end-plates

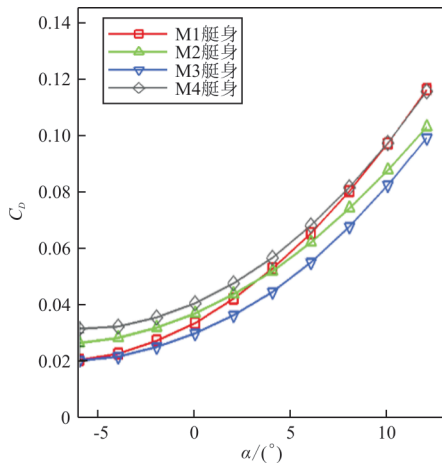
艇身构型	艇身体积/m ³	艇身表面积/m ²	艇身长度/m	最大宽度/m	参考面积/m ²	参考长度/m
M1	169 970	239 978	142	70	3 068.42	142
M2	169 951	219 944	140	67	3 068.19	140
M3	169 964	23 221	140	67	3 068.35	140
M4	169 974	22 867	140	60	3 068.46	140

(2) 升阻力特性对比

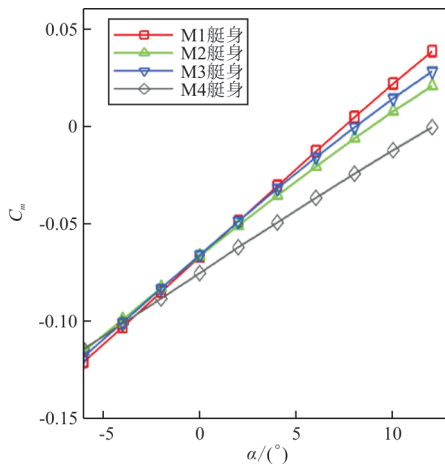
计算状态为:迎角范围-6°~12°,飞艇飞行高度 3 000 m,飞行速度 20 m/s。4 种端板式中央翼型构型艇身升阻特性对比如图 21 所示,可以看出:4 种构型的升阻力系数曲线的趋势基本一致,相同迎角下,上下端板艇身构型 M1 的升力系数最高,下端板构型 M4 的阻力系数最大,两者零升阻力系数均小于 0.035。M1 构型的最大升阻比在 0°迎角时达到 5.44;其次是 M3 构型,最大升阻比在 2°迎角时达到 4.74;M2 构型的最大升阻比为 2°迎角的 3.99;而 M1 构型的最大升阻比在 4°迎角时达到 3.95。



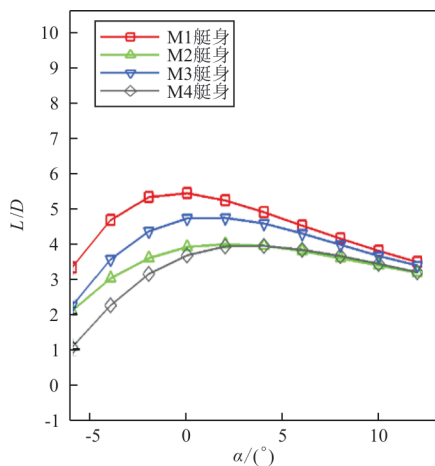
(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 力矩系数



(c) 升阻比

图 21 端板式中央翼型构型升阻力特性对比
Fig. 21 The lift and drag efficiency of center airfoil body hulls with end-plates

上述研究结果表明：在布局相似，艇身体积

(参考面积)、参考长度基本一致的前提下，艇身的宽度和厚度对最大升阻比有着直接影响。M1 的最大宽度为 70 m，相对厚度最小，最大升阻比也最高。同样是下端板构型，67.2 m 宽的 M3 最大升阻比明显高于 60 m 宽的 M4。同时，端板也起到了显著的增升作用，相同宽度下，下端板构型 M3 的最大升阻比明显超过无端板的 M2；而比 M2 窄了 7.2 m 的 M4，能达到与 M2 接近的最大升阻比，也证实了端板布局具有显著的增升作用。

3.4 边条增升艇身和端板式中央翼型艇身性能综合分析

各艇身构型的气动特性(最大升阻比,达到最大升阻比时的升阻力)对比如表 7 所示,可以看出:在艇身体积(参考面积)、参考长度基本一致的前提下,艇身的宽度与厚度对最大升阻比有较大影响。同时最大升阻比的高低并不意味着工程实用性一定好。例如下端板艇身构型 M3 的最大升阻比高出 M4 构型 20%,但 M4 构型此时的升力却超过 M3 构型 30%,多出的 29 kN 升力意味着可以装载更多的人员、货物与燃油,获得更强的使用性与经济性。通过对比可见,综合了中央升力体构型、扁平式构型、中央翼型式构型三者优点的端板式中央翼型艇身构型,以较小的宽度实现了较高的升阻比。

表 7 各艇身构型最大升阻比特性对比
Table 7 Comparison of maximum lift to drag ratio among different airship hulls

艇身构型	宽度/m	最大升阻比	升力/kN	阻力/kN
原始构型	60.0	2.13	44.09	20.74
N3	60.0	2.37	42.40	17.86
Strake-1	69.4	3.78	76.00	20.11
Strake-2	69.4	4.40	105.52	23.96
Strake-3	79.5	4.71	107.72	22.87
Strake-4	73.2	4.36	94.02	21.56
M1	70.0	5.44	101.50	18.66
M2	67.2	3.99	97.26	24.37
M3	67.2	4.74	95.77	20.20
M4	60.0	3.95	124.99	31.64

4 结 论

(1) 通过在飞艇艇身两侧增加边条,发现带边条艇身增升减阻较明显,边条长度和宽度对增升影响较明显;与原始艇身构型相比,在保证艇身体积不变的约束条件下,所构建的四种典型带边条艇身构型最大升阻比提高近77%~121%。

(2) 在保证飞艇艇身体积不变和艇身宽度适当控制的总约束条件下,通过构建融合式艇身端板,引入艇身高升力体气动布局的设计理念,本文提出的端板式中央翼型艇身新气动布局形式,具有较显著的增升减阻效果。与原始艇身构型相比,艇身最大升阻比值从2.13提高到3.95以上,相对提高了85.4%。

(3) 通过艇身精细化气动优化设计、流动控制和升力体理念等多种技术手段的有效结合,浮升一体化飞艇艇身高升阻比设计是合理可行的。

参 考 文 献

- [1] 闫峰,姜鲁华,崔燕香. 飞艇外形布局气动特性分析[J]. 计算机仿真, 2014, 31(6): 97-102.
YAN Feng, JIANG Luhua, CUI Yanxiang. Aerodynamic performance analysis of layout of airship hull[J]. Computer Simulation, 2014, 31(6): 97-102. (in Chinese)
- [2] KHOURY G A, GILLETT J D. Airship technology[M]. UK: Cambridge University Press, 1999.
- [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] NEJATI V, MATSUUCHI K. Aerodynamics design and genetic algorithms for optimization of airship bodies[J]. JSME International Journal, 2003, 46(4): 610-617.
- [5] KANIKDALE T, MARATHE A, PANT R. Multi-disciplinary optimization of airship envelope shape [C] // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Albany, New York, USA: AIAA, 2004: 1-21.
- [6] BUERGE B. The suitability of hybrid v. s. conventional airships for persistent surveillance missions [C] // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, USA: AIAA, 2010: 1-10.
- [7] ANDAN A D, ASRAR W, OMAR A A. Investigation of aerodynamic parameters of a hybrid airship [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 658-662.
- [8] SHAW D O. A parafoil-based, hybrid airship design for extended martian exploration [C] // AIAA SPACE Forum. Long Beach, California, USA: AIAA, 2016: 1-7.
- [9] BOCK J K, APEL U, TREUREN R V. Lenticular cargo airships: the case for carbon-free fuel operation [C] // AIAA AVIATION Forum. Dallas, Texas, USA: AIAA, 2019: 1-8.
- [10] MUREGAIH M, PANT R S. Surrogate based aerodynamic shape optimization of trilobed hybrid airship envelope [C] // AIAA Aviation Forum. [S. l.]: AIAA, 2021: 1-11.
- [11] 解亚军,白静. 一组飞艇模型的低速风洞实验研究[C]//第十三届全国结构风工程学术会议论文集(下册). 大连:中国土木工程学会, 2007: 101-104.
XIE Yajun, BAI Jing. Experimental study of a group of airship models in low speed wind tunnel [C] // The 13th Proceedings of National Conference on Structural Wind Engineering (II). Dalian: China Civil Engineering Society, 2007: 101-104. (in Chinese)
- [12] 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 analysis on ambient flow of a double-axis ellipsoidal stratospheric airship [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(4): 556-564. (in Chinese)
- [13] WANG Xiaoliang, FU Gongyi, DUAN Dengping, et al. Experimental investigations on aerodynamic characteristics of the ZHIYUAN-1 airship [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4): 1-10.
- [14] 曹鹏钧,姜琬,张华. 基于响应面法的某双体飞艇囊体气动外形优化[J]. 航空计算技术, 2012, 42(1): 39-42.
CAO Pengjun, JIANG Wan, ZHANG Hua. Aerodynamic configuration optimization of hull of a hybrid airship [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1): 39-42. (in Chinese)
- [15] 马东立,叶川. 升力浮力复合型飞艇导数分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1074-1080.
MA Dongli, YE Chuan. Dynamic derivative analysis for hybrid airship incorporating lift and buoyancy [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1074-1080. (in Chinese)
- [16] 糜攀攀,孟军辉,吕明云. 浮升混合飞艇气动性能及总体参数分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1108-1116.
MI Panpan, MENG Junhui, LYU Mingyun. Aerodynamic and overall parameter analysis of buoyancy-lifting hybrid airship [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1108-1116. (in Chinese)
- [17] 孟军辉,张一,刘东旭,等. 升力体式浮升混合飞艇设计与参数分析[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1500-1510.