



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目: 水上电动飞机浮筒设计及起飞滑行研究
作者: 赵立杰, 田孟伟, 李景奎, 王明阳, 刘达
收稿日期: 2020-08-03
网络首发日期: 2020-10-20
引用格式: 赵立杰, 田孟伟, 李景奎, 王明阳, 刘达. 水上电动飞机浮筒设计及起飞滑行研究. 航空学报.
<https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20201019.1446.010.html>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式 (包括网络呈现版式) 排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊 (光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊 (网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊 (网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物 (ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：赵立杰，田孟伟，李景奎等. 水上电动飞机浮筒设计及起飞滑行研究[J]. 航空学报, 2021, 42 (3): 624590. ZHAO Lijie, TIAN Mengwei, LI Jinghui, et al. Float design and study on take-off in planning of electric seaplane [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42 (3): 624590 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2020.24590

水上电动飞机浮筒设计及起飞滑行研究

赵立杰^{1,2*}, 田孟伟¹, 李景奎³, 王明阳², 刘达²

1. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136

2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136

3. 沈阳航空航天大学 民用航空学院, 沈阳 110136

摘 要：水上飞机起飞滑跑时低速滑行阶段的阻力变化规律对于其设计研究十分重要，而电动水上飞机正常起飞所需最大拉力是否匹配现有电推进系统成为飞机改型设计的关键。首先针对基准浮筒水阻力较大所引起的纵向不稳定问题进行了优化设计，优化后浮筒水动性能有明显提高。其次，基于Fluent中的VOF模型对水上电动飞机起飞滑跑阶段的力学特征进行了数值模拟计算，着重分析了不同速度下的姿态变化规律，阻力变化及流场特性。最后对“阻力峰”这一节点下所需电推进系统功率进行了验证计算，现有装置满足起飞的动力要求，实际起飞滑跑试验与仿真结果进行对比，力学特性变化规律基本一致，所得误差在15%之内，验证了仿真计算的可行性，为电动水上飞机的研究设计提供了借鉴。

关键词：水上电动飞机；浮筒优化；神经网络；两相流；飞行实验；数值模拟

中图分类号：(V271.5) **文献标识码：**A **文章编号：**1000-6893 (2019) XX-XXXX-XX

随着航空事业持续发展对环境所带来的负面影响，各国营造绿色航空的呼声越来越高。新能源电动飞机的出现为航空的彻底绿色化提供了一条光明的技术途径^[1]。

水上飞机不仅可以充分利用我国丰富的水域资源以满足消防灭火等方面的特殊需求，对环境的影响也可以降到最低。而低空领域的逐渐开放推动了通用航空产业的迅速发展。水上电动飞机的出现是通航领域的一次大胆尝试，以现有双座电动飞机为基础进行改装设计，可以充分利用现有电推进技术，极大的推进绿色低碳航空产业的发展，填补了相应的市场空白^[2]。水上电动飞机的主要优势体现在两个方面：水面起降方式减少了建设机场所占用的大量土地面积；电推进系统零排放，避免了排放废气所造成的空气质量下降以及残留油料对水体环境的污染。

浮筒式水上飞机相比船身式飞机结构更加简便，易于改装制造，且具有良好的横向稳定性。相比较陆基飞机，水上飞机主要变化体现在结构

和起降方式两个方面：1) 增加的浮筒结构，使得飞行时巡航阻力更高；其次由于大的湿润表面积而在滑行时受较大水动阻力；这就在设计时对浮筒的外形有了更高的要求。2) 水面起降方式更加复杂，是一个动态的液气耦合过程，而在滑行阶段主要阻力来源于水动阻力，浮筒的设计需要具有良好的水动性能^[3]。

过去水上飞机的研制多停留在水池拖拽实验，但CFD技术的快速发展对水上飞行器的数值模拟计算提供了技术支持^[4-9]。李新颖等人^[10]研究了水陆两栖飞机高性能复合船型在规则波中航行时的耐波性能，得到了其在规则波中航行时的受力及运动响应。段旭鹏^[11]基于OpenFOAM研究了水陆两栖飞机水面单断阶滑行过程中的气动力和水动力特性并给出了滑流和动力的影响规律。赵芸可^[12]利用开发的整体网格方法对某型水上飞机水面降落的全过程进行了数值模拟，得到了较好的模拟结果。两相流的数值研究使得水上飞机的研制得到发展，目前主要应用在大型水陆两栖

飞机, 针对双浮筒式飞机的应用还比较少。

本文以所设计的基准浮筒为基础, 利用解析函数线性叠加法对现有浮筒纵向截面进行了参数化描述, 结合近似模型和遗传算法以浮筒最大升阻比为目标进行了优化设计, 改型后的浮筒水动力性能明显提升。对加装新浮筒的某型水上电动飞机利用VOF方法进行了起飞滑行数值模拟计算, 重点探究了水上电动飞机起飞阶段阻力变化特性、流场喷溅特性以及浮筒压力分布情况, 最后对“阻力峰”下所需电推进系统功率进行验证计算, 现有动力装置满足其要求, 仿真所得各速度节点下的力学特征变化与实际试飞试验基本一致, 总结了浮筒式水上飞机起飞的一般性规律, 为水上电动飞机的设计优化提供了一定的借鉴。

1 浮筒基准方案设计

浮筒基本外形按照基本剖面组合沿龙骨布置, 既要保持良好的流线外形以减少气动阻力的影响, 也要保证良好的水动力性能。浮筒结构设计中最为关键的就是断阶设计和纵向截面形状的设计, 要保证前体艏部曲翘程度足够大, 防止滑行时被水浪完全埋没, 前体底部剖线弯曲过渡要适中, 保持良好的滑行性能, 既能起到阻碍喷溅的作用, 也能提供良好的浮性, 在低速滑行时应该随吃水深度的细微变化提供足够的静浮力和流动升力。

在起飞滑跑阶段, 当飞机在水中滑行时, 水会沿着底部的凸面上移动, 因此沿水面的法线方向产生吸力。这意味着, 飞机在水中加速行驶时, 向下吸力会随着速度的增加而增加。起飞性能将因此受到极大阻碍, 因此在浮筒的前后体设置断开的台阶, 随着飞机速度的提高, 会在后体处产生“气袋”, 断阶的存在以保证水上飞机在水中滑行时浮筒底部有足够的空气通量, 使飞机摆脱水对它的吸附力而离水。当更多的空气被吸入, 并开始向尾部方向延伸, 最终使浮筒尾部与水完全分离。台阶的位置可以变化, 但是通常放置在浮力中心后大约浮筒长度的 $1/16$ 处, 台阶的高度为浮筒最大宽度的 $5\% \sim 9\%$ [13]。

浮筒纵向截面形状直接决定浸水部分的底部形状。底部越平坦, 飞机离水速度就越小。但是在波浪的撞击作用下, 较平坦的底部将导致严重的撞击, 这可能会使水上飞机的起飞离水速度比具有尖锐外形的起飞速度大, 后者会穿透波浪而不是越过波浪 [14]。这里基准浮筒选取双凹面外形, 它既有一个锋利的边缘, 可以进入水中并切

穿波浪, 而且仍然具有相对平坦的曲面。双凹面的另一个好处是, 它可使喷溅向下偏转, 远离浮筒和机身。

浮筒基准方案的确定通过以下步骤完成:

- 1) 根据整机排水重量计算浮筒体积。
- 2) 通过引入最大宽度载荷系数, 考虑前后体比例系数、喷溅系数推导出最优的浮筒结构的最大宽度和前后体长度。
- 3) 计算合适的断阶高度、底部斜升角和后缘角。

经过反复计算选择可得基准浮筒外形各个参数如表 1 所示。

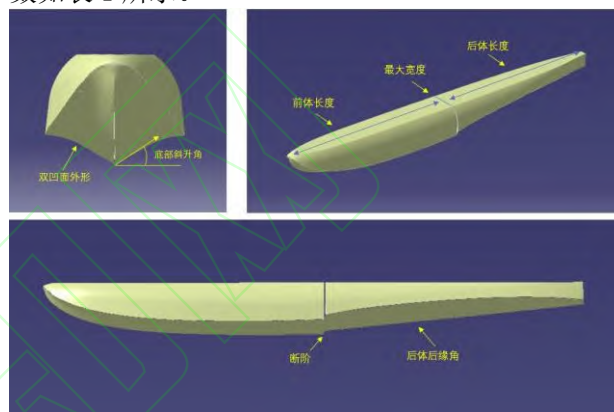


图1 浮筒参数示意图

Fig.1 Schematic diagram of float parameters

表1浮筒关键参数

Table 1 Key parameters of float

参数名称	尺寸
最大宽度 b	0.54m
前体长度	2.3m
后体长度	2.1m
总长	4.4m
断阶高度	30mm
底部斜升角	25°
后缘角	10°
体积	0.54m ³

2 基于近似模型的浮筒水动力优化设计

原始浮筒安装后, 断阶滑行时阻力过大, 水上飞机滑行时无法保持稳定, 纵向稳定性较差, 因此对原浮筒纵向截面形状进行优化设计。

浮筒水动力性能对于曲线的变化十分敏感, 侧壁曲线弯度对浮筒滑行阻力有较大影响, 通过拖船实验可以得出侧壁越陡峭可以减小水流附着的摩擦阻力, 加快飞机离水起飞; 截面曲线的微小变化可能对其水动力性能也产生很大的影响, 浮筒流线型设计及优化成为水上飞机起飞性能研究的

重要课题。

本文结合解析函数线性叠加法与神经网络模型及多岛遗传算法相结合,以某浮筒前体为研究对象,实现了对前体截面形状的优化设计。而对于完整的迭代优化过程,如果每一步都进行CFD流场数值计算,计算量和所耗时间过大,不符合实际工程要求,因此引入近似模拟技术,建立神经网络模型再对模型进行优化计算可以有效缩短计算周期。基于Isight平台,将Matlab, Catia, Icem, Fluent组件进行集成,利用拉丁超立方技术对设计变量进行抽样;调用Catia进行参数化建模;接着进行网格划分和流场计算,利用样本和所得水动性能响应构建神经网络模型,最后利用多岛遗传算法求解。

优化问题的数学模型

$$\begin{aligned} \max \quad & m(c_k) = cl / cd \\ \text{s.t.} \quad & c_k^L \leq c_k \leq c_k^U \quad k=1,2,\dots,10, \\ & y_k < y_{k+1} \quad k=1,\dots,4, \\ & y_{10} \leq 0.75 y_4 \end{aligned} \quad (1)$$

设计变量 c_k 为控制浮筒截面弯度控制点变形系数,优化目标为设计速度下的浮筒最大升阻比 cl / cd , c_k^L, c_k^U 分别为设计变量取值的上下限; y_k 为各控制点的纵坐标,为保证底部凹面曲线的完整性,设置前四个点的坐标值依次递增 $y_k < y_{k+1}$ 。

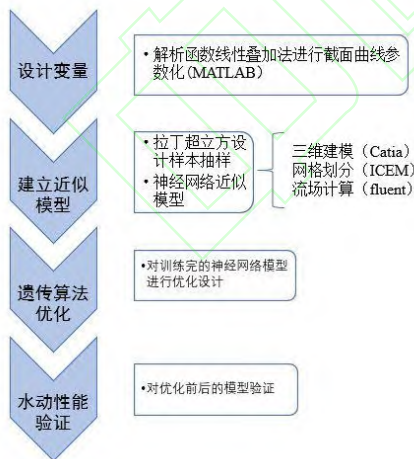


图2 截面形状优化设计流程

Fig.2 Section shape optimization design process

2.1 横剖面的表述

以解析函数线性叠加法对浮筒剖面形状进行

描述,通过对原始外形坐标点添加扰动对其形状进行调整,以此获得水动性能更好的外形形状^{[15][16]}。

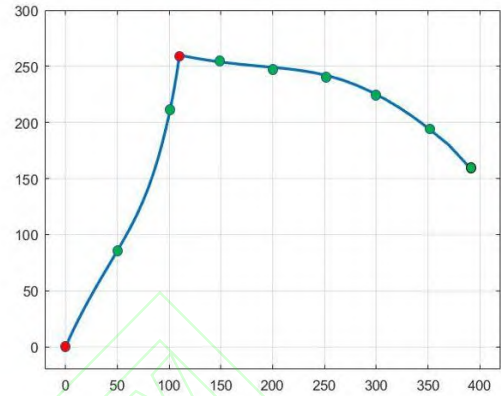


图3 浮筒截面示意图

Fig.3 Schematic diagram of pontoon section

截面曲线的坐标函数如下:

$$y = y_0 + \sum_{k=1}^{10} c_k f_k(x_l) \quad (2)$$

k 为控制浮筒截面弯度变形关键点变量的个数, $f_k(x_l)$ 为 Hicks-Henne 型函数。 $x_l = \frac{x}{h}$, 其中 x 为各点横坐标, h 为浮筒最大深度。 x_k 分别为 0.13, 0.26, 0.28, 0.38, 0.51, 0.64, 0.77, 0.9, 1。底部曲线和侧壁曲线分别设置 4 个和 6 个弯度控制点。

为保证浮筒截面纵向深度及最大宽度保持不变,以此保证在 $x_l = 0$ 和 $x_l = 0.28$ 处(如图 3 红点)的扰动为 0,同时保证 $x_l = 1$ 时变形不为 0,对型函数进行了修改,表达式如下:

$$f_k(x) = \begin{cases} \frac{1}{m} x^{0.25} (1 - mx) e^{-20x}, & k = 1 \\ \frac{1}{m} \sin^3(\pi(\sin x)^{e(k)}), & k > 1 \end{cases} \quad (3)$$

其中 $m = 11/39$,而在明确了变形系数对浮筒阻力影响规律的情况下,对设计变量的范围进行描述是更有效的。 $c_1 - c_4$ 控制浮筒底部曲线,当 c 大于 0,底部形状越平坦,反之内凹加大; $c_5 - c_{10}$ 控制侧壁的陡峭程度和弯度,取值范围分别如下:

$$c_1 \sim c_4 = [-0.002, 0.002]$$

$$c_5 \sim c_{10} = [-0.05, 0.05]$$

2.2 拉丁超立方采样

建立近似模型的前体是进行数据采样, 拉丁超立方设计以其有效的空间填充能力和适用与拟合非线性相应的优点被广泛应用。其原理是在设计区间里, 将每一维的坐标区间均匀分为数个区间, 在每个区间内随机选取一个点, 构成多维空间。在本次建模中选用LHD方法进行数据采集, 样本总数为50个。

2.3 神经网络模型

在拟合问题中, 利用神经网络在变形系数与目标函数升阻比之间进行映射^[17]。在本文中利用Matlab中的神经网络工具箱进行样本数据的训练并使用均方误差和回归分析评估其性能。样本数据中, 训练数据, 验证数据和测试数据按照80%, 10%, 10%的比例进行分配。主要过程分为两个部分: 第一, 利用拉丁超立方实验设计所得到的样本数据进行训练, 其中隐含神经元数量根据kolmogorov定理确定^[18]; 第二是对近似模型进行准确度评价, 主要通过规划问题中的拟合程度进行评价, 相关系数R越接近1, 模型的拟合程度越好。

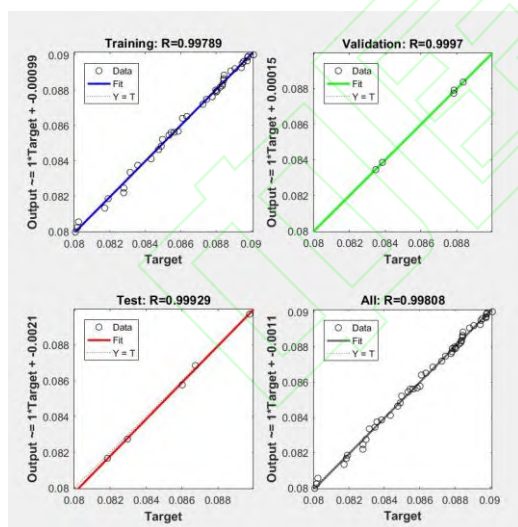


图4 近似模型评估

Fig.4 Approximate model evaluation

2.4 流场模型

为了减小计算量, 选择浮筒前体对称结构的一半进行批量计算, 以满排水, 水流速度20m/s的流场对模型进行了水动力性能分析。利用命令流文件调用Icem进行网格自动划分; 利用编写的批

量处理文件Runfluent调用Fluent进行求解计算, 并将所监控阻力和升力系数输出到dat文件中。

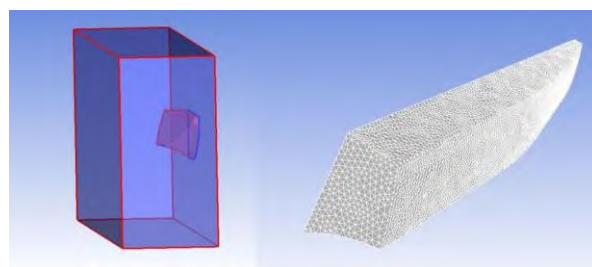


图5 流场及网格

Fig.5 Flow field and grid

2.5 遗传算法

由于在此优化问题中, 设计点数量较多, 各优化目标之间往往存在不可兼容性, 因此选用多岛遗传算法, 多岛遗传算法一方面只评价设计点, 不需要计算函数的梯度, 另一方面具有全局性, 能够求解出全局最优解, 避免陷入局部最优, 从而对各优化目标实现协调优化, 尽可能求出相对最优解。

2.6 优化结果

浮筒截面优化前后形状对比如图所示, 优化后的外形底部内凹增大, 侧壁曲线沿纵向分布弯度变小, 陡峭趋势更加明显, 顶部平台变宽, 经过测量截面面积减小了8.9%。

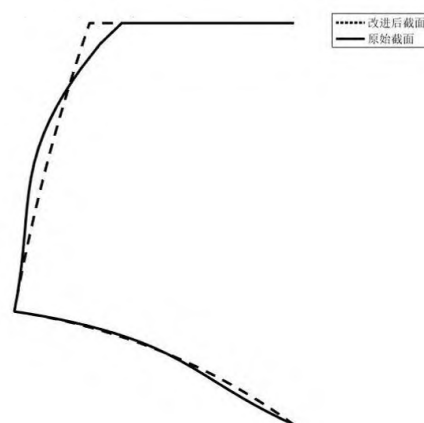


图6 原始截面与优化截面外形

Fig.6 Original section and optimized section shape

优化后的水翼型能较原翼型的水动力性能有明显改善, 表2给出了优化前后浮筒水动力性能

相关变化,阻力系数减小1.64%,但主要体现在升力系数的增大,增幅达到19%,图7为原始浮筒和改进后浮筒的压力云图,顶端峰值压力减小,整体水阻力减小,水流流速受阻减小,浮筒底部负压明显下降。

表2 浮筒前体水动性能对比

Table 2 Comparison of hydrodynamic performance of pontoon precursor

	改进前	改进后		误差 (%)	提升 (%)
		近似模型	CFD 结果		
c _l	0.03865	0.04578	0.04610	0.49	19.20
c _d	0.04372	0.04380	0.04300	1.70	1.64
c _l /c _d	0.88420	/	1.07210	/	21.00

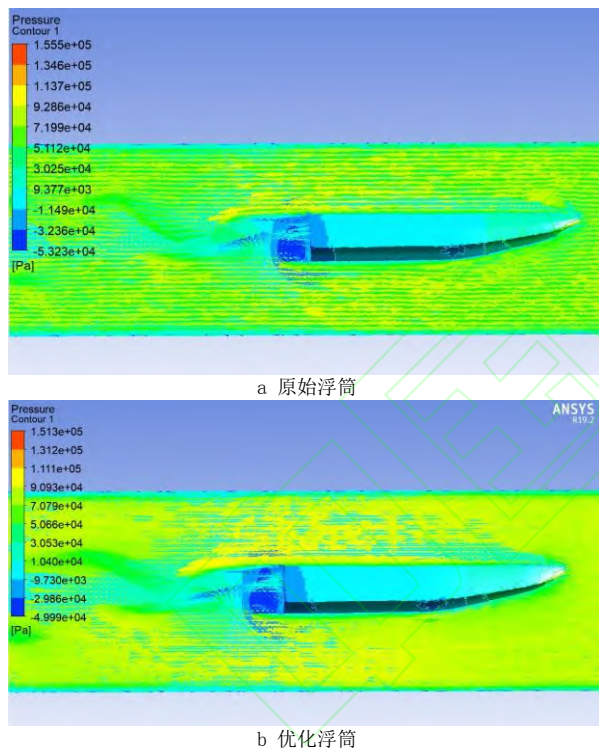


图7 压力云图

Fig.7 Pressure Cloud Diagram

实际安装后,水上飞机停浮时可见姿态比优化前要小,进行试滑不离水试验时,姿态比之前低很多,起飞滑跑阶段仅出现轻微弹跳,无纵摇发生,验证了优化结果是有效的。

3 基于VOF方法的水上滑行模拟

利用fluent软件,使用VOF两相流模型对水上电动飞机起飞滑行进行了数值仿真,模拟了滑

行过程中气液两相流动分布状态以及浮筒的喷溅状态。对飞机各速度下,浮筒相对于水线不同姿态下的阻力系数进行分析,并与试验计算数据进行对比验证,论证了数值仿真的可行性,也为双浮筒式水上飞机的设计优化提供了借鉴。

以某型水上电动飞机为研究对象,对其进行实体1:1建模,主要考虑飞机在水中滑行的动力特性,对机身的附件部分进行了简化,专注对浮筒模型的细化。在导入fluent时单位用毫米单位进行缩放。整机模型如图8所示。

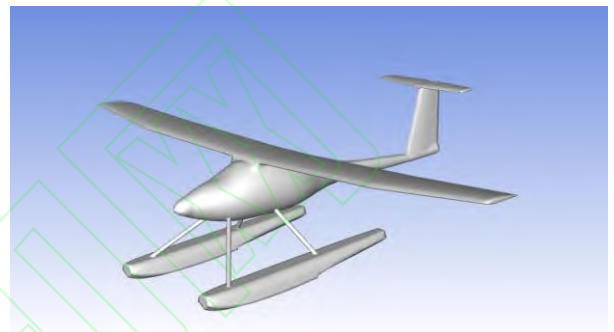


图8 飞机模型

Fig.8 aircraft model

3.1 数值计算方法

数值计算采用非稳态多相流模型(VOF)。VOF方法通过对一种或多种相互不相容流体间的交界面进行追踪,对于交界面不同的流体组分共用着一套动量方程,计算时在整个流场的每个计算单元内引入水体积分数,通过求解体积分数的连续性方程来确定交界面的位置关系。

湍流模型选用Realizable k-ε方程模型,与标准k-ε模型相比,湍流粘性由定值改为变量,涡耗散率的输运方程从精确的方程中推导得到,使得方程能够更加符合湍流的物理特性,可以更好的模拟强逆压梯度下的边界层流动以及流动分离。

采用耦合隐式算法对Navier-Stoke方程组进行联立求解,由于采用隐式格式,因而计算精度与收敛性要优于耦合显式方法,另一个突出的优点是可以求解全速度范围,即求解范围从低速流动到高速流动。采用基于网格中心最小二乘法构建流场梯度,压力采用PRESTO!格式,动量方程采用二阶迎风格式离散;体积分项选用可压缩方法,湍流耗散率和湍流动能采用一阶逆风格式离散。在计算时,对于所涉及到表面张力的计

算,选择Body Force Formulation模式,可以保证压力梯度和动量方程中表面张力的部分平衡,从而提高解的收敛性。

3.2 网格划分与边界条件

模型控制域依据流场选择为长方体,飞机模型设置在控制域的中心位置,交界面以上为空气域,以下为水域,控制域大小具体尺寸如下(L 为模型长度):浮筒前部距入口边界为: $2L$;飞机尾部距离出口边界 $3L$;交界面距上下边界为 $2L$;机身中线距离左右边界为 $3L$ 。

网格质量对流场的数值仿真结果十分重要,计算时选用两套不同尺寸的网格进行对比,以飞机最小结构(0.4m)尺寸进行递减选择;首先采用粗网格进行快速计算;再用更加精确的网格进行划分,最小尺寸分别选为 0.08m 和 0.04m ,网格数量分别为83万和140万。

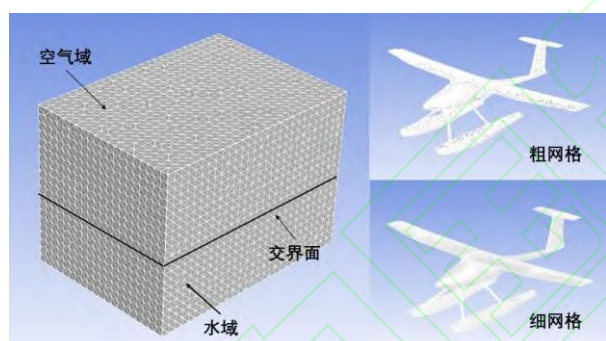


图9 计算网格
Fig.9 Computational grid

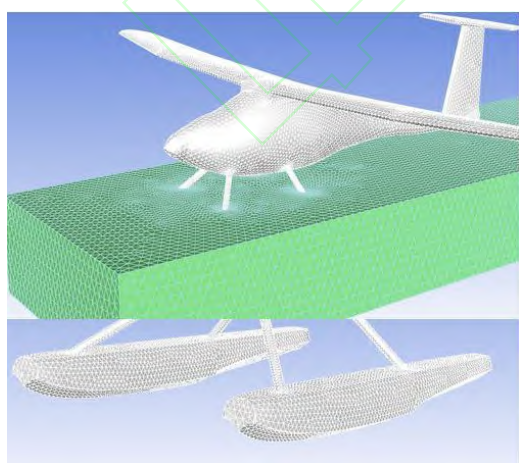


图10 局部加密网格
Fig.10 Locally encrypted grid

对于控制域采用结构化网格划分,为更好的模拟自由液面处的浮筒附近水流喷溅状态以及捕

捉尾部流场情况,对浮筒部分及附近区域采用重叠网格进行加密(如图10中绿色部分所示),利用重叠域来保证整体计算域与模型相交部分网格的连续性,总网格数量为360万。

设定气液交界面类型选为interior;水域底部选为移动壁面边界,壁面函数选择Scalable Wall Function;飞机前部入口设定为速度入口边界;出口设定为压力出口;其余边界设定为对称边界。

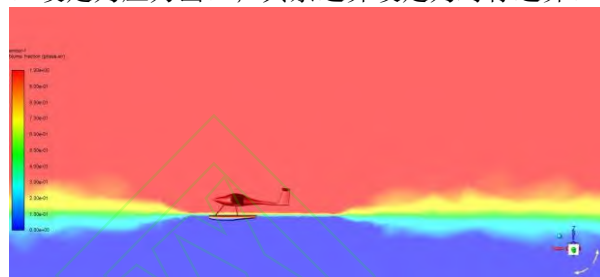


图11 气液交界示意图

Fig.11 Schematic diagram of gas-liquid junction

4 仿真结果对比分析

计算主要对整机的升阻力系数进行了监控,得到了水上飞机起飞滑行时阻力系数变化曲线和升阻比曲线(图12、13)。两组仿真模拟结果与后期实验计算数据变化趋势一致,都能够基本描述飞机水面低速滑行阶段的基本动力特征,对比粗网格(模型1)与细网格模型(模型2)来看,误差主要存在两个地方:前者的出现“阻力峰”的速度向后推迟;越过“阻力峰”的后半阶段阻力系数存在一定差异,模型2在各速度节点的阻力系数更大,总体来看模型2比模型1的结果更优,数值吻合程度较好,最大误差在15%之内,达到了较高的精度,验证了仿真的可行性和可靠性。

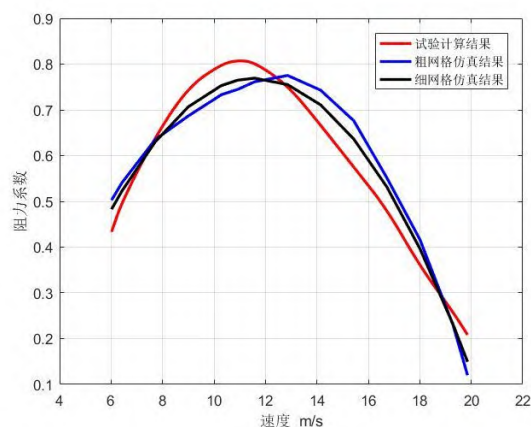


图12 阻力系数变化曲线

Fig.12 Variation curve of resistance coefficient

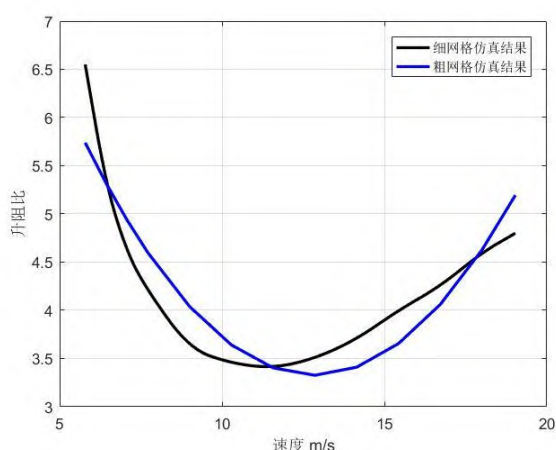


图13 升阻比

Fig.13 Lift-to-drag ratio

对模型2的仿真结果进行了分析总结，主要以流场的喷溅状态、底部相位分布探究了“阻力峰”出现的机制，并分析了浮筒结构的压力变化分布，为浮筒内部加强结构的设计提供了依据。

4.1 流场特征分析

通过运用VOF方法对飞机模型起飞滑跑阶段进行了数值模拟计算，对其过程进行了划分，较好的模拟自由液面对浮筒的喷溅状态，对阻力变化特性进行分析总结，探究了“阻力峰”出现的机制，流场精确结果如图14。

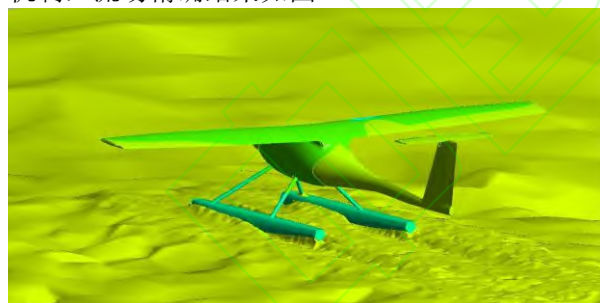
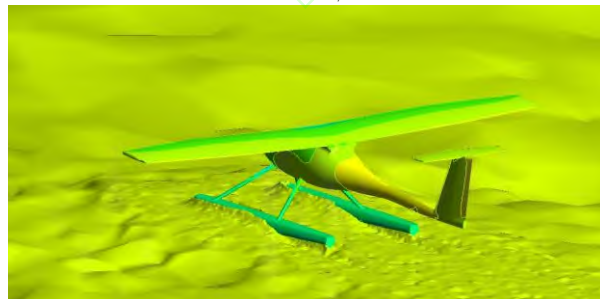
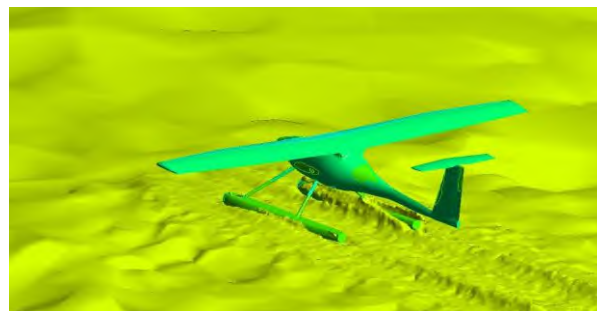
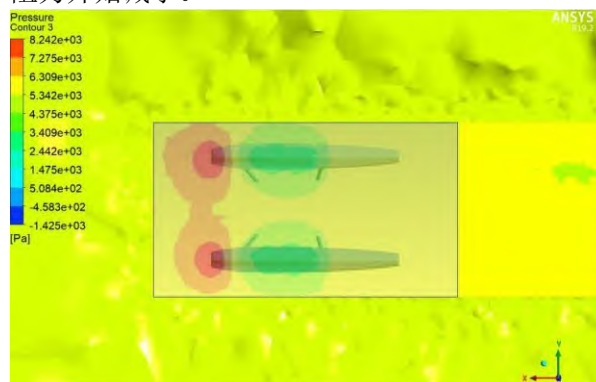
a $v=5\text{m/s}$ b $v=8\text{m/s}$ c $v=12\text{m/s}$

图14 流场喷溅示意图

Fig.14 Schematic diagram of flow field splash

第一阶段飞机受力比较简单，主要重量由静浮力支撑；随着速度增大，纵向姿态角逐渐增大，从阻力曲线可以看出，这一阶段的阻力快速增大，大部分来源于水动阻力（包括摩擦阻力、形状阻力和兴波阻力）和一部分空气阻力。在此过程中浮筒升阻比迅速下降，是因为浮力基本不变，而浮筒受到的“吸力”随速度的增大而增大。

第二阶段为过渡阶段，从底部压强分布（图15）可以看出，阻力主要来源于浮筒前端受到的冲击（图中红色区域），以及浮筒底部和断阶处所受负压带来的“吸力”（图中蓝色区域）。随着速度的提升，气动升力也慢慢开始发挥主要作用，这是由于水对飞机的支撑逐渐由静态浮力转变为水动升力；在受力方面所导致水动阻力迅速增大，底部负压逐渐增大，范围逐渐向浮筒后部转移，从流场示意图可以观察到水流对浮筒喷溅较为严重，大量附着包围在浮筒两侧；全机阻力在12m/s左右到达“阻力峰”在越过最大阻力持续加速之后，纵向姿态开始小幅回正，全机总阻力开始减小。

a $v=5\text{m/s}$

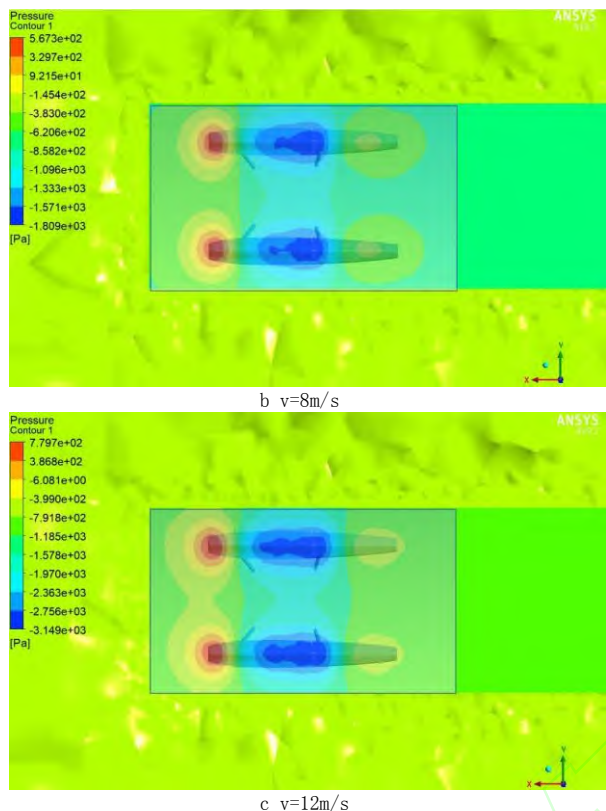


图15 浮筒底部压强相位分布

Fig.15 Pressure phase distribution at the bottom of the pontoon

4.2 浮筒压力分布分析

在整个滑水阶段浮筒的压力分布主要受到滑水速度和吃水深度的影响,在第一阶段的较低速度下,浮筒开始排水,水流的喷溅会导致浮筒前端受到较大的撞击,从压力分布来看产生了局部高压区域(如图16),底部龙骨附近区域沿线性分布,逐步减小,整体受力比较均匀。

随着速度的增大,浮筒底部在水流的作用下由静态正压力逐步转化为负压,且范围不断扩大,当速度达到10m/s,浮筒前半段基本覆盖;而断阶处的压力分布基本在滑行阶段都处在负压状态,变化规律为:先随速度增大而增大,在接近驼峰速度时开始出现减小的趋势,沿横向来局部分布呈现为两端大中间小的状态,龙骨脊线处的压力值为两端点压力值的76%。

加速至“驼峰速度”时,由于吃水深度的增加,浮筒后半段也逐渐受到水的吸力,也是此阶段浮筒阻力的主要来源;但是由于断阶的存在,水动升力逐渐开始发生作用,断阶后部区域负压峰值出现减小趋势,部分区域的压力值出现由负转正的现象。

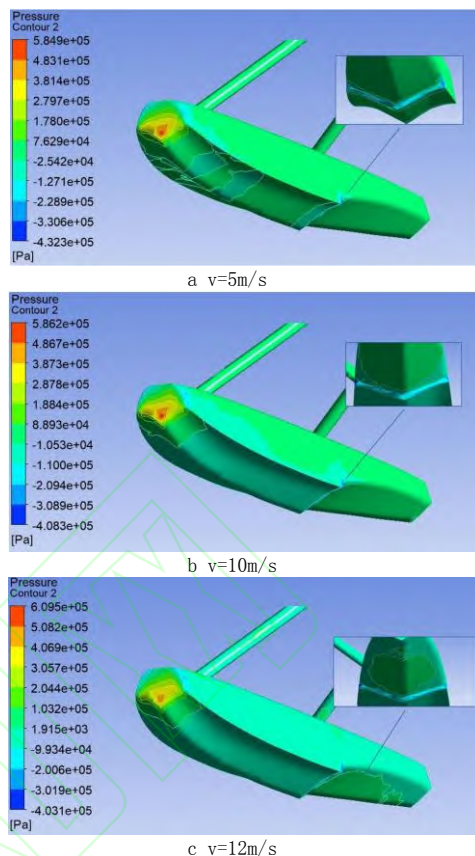


图16 浮筒压力分布

Fig.16 Float pressure distribution

通过对浮筒压力分布进行分析,可以对后续浮筒的外形设计和内部加强结构的布置提供技术支持,例如在浮筒前端、断阶等主要受力点布置加强框。

5 动力系统验证及试飞试验

5.1 电动力系统验证计算

与常规油动飞机在动力性能方面的区别是:电动飞机在飞行中的输出功率并不会随速度的改变而改变^[19]。因此需要对“阻力峰”状态下的最大功率进行验证计算,现有动力系统是否可以使飞机顺利跨越“阻力峰”而正常起飞。利用仿真结果选取最大阻力状态作为电动力系统设计的验证点,起飞滑跑阶段所需最大功率为^[20]:

$$P_t = \frac{Mg}{(L/D)} V$$

(4)

M 为飞机总重, g 为重力加速度, V 是出现“阻力峰”时飞机滑行速度, L/D 为飞机升阻比。

电动力系统最大功率计算需要考虑飞机滑行起飞阶段电推进系统各部件的效率, 计算公式如下, 式中 η_p 为滑行阶段螺旋桨效率; η_c 为滑行状态下控制器效率; η_M 为滑行状态下电动机效率; η_B 为电池效率。

$$P_{\max} = \frac{P_t}{\eta_p \eta_M \eta_c \eta_B} \quad (5)$$

通过计算, 克服“阻力峰”所需功率约为 72 kW, 现采用电动机最大功率为 90 kW, 满足飞机正常起飞的性能要求。

5.2 水上起飞滑跑试验

使用改型过的浮筒使得水上飞机纵向稳定性范围变大, 可以保持稳定滑行, 未出现纵摇状态。从实际试飞可以对水上飞机起飞滑跑阶段进行一般性认识^[21], 主要考量了水上飞机滑行时纵向姿态角的变化情况, 如图17。

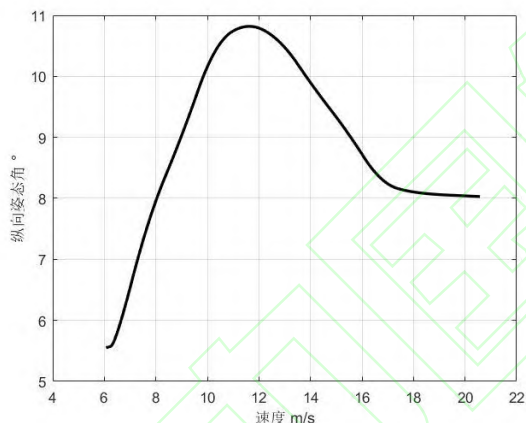


图17 纵向姿态角

Fig.17 Longitudinal attitude angle

起飞过程基本与仿真结果基本吻合, 根据速度变化划分, 滑行过程可以分为三个阶段, 0~8 m/s的范围内为排水阶段, 水上飞机通过浮筒的作用将水推到两侧在水中移动, 飞机滑行姿态稳定提升。

第二阶段速度8~20m/s为断阶滑水阶段, 随着速度的增加, 浮筒会由于断阶绕流所产生的负压而向下偏移, 飞机纵向姿态角的不断增大导致浮筒前体抬起而后体浸湿范围增加, 断阶位置成为主要滑水位置, 飞机后的平行尾流越来越明显, 滑行过程速度上8.3 m/s有困难, 需要推杆降姿态以助于增速, 接近12m/s时达到最大姿态角度, 后续自然增速至16.7m/s以上, 接近20m/s时

开始有纵摇趋势。



图18 断阶滑行阶段

Fig. 18 Step-off coasting stage

第三阶段为离水阶段, 机翼所产生气动力逐渐使飞机抬升高度, 纵向姿态角稳定在8°, 随着在浮筒底部产生的“气袋”不断增大, 空气通量随之增加, 浮筒逐渐摆脱水对它的吸附力而离水, 空气不断被吸入, 并开始向尾部方向延伸, 最终随着速度的增大, 速度达到22m/s时浮筒与水面完全分离。



图19 离水阶段

Fig.19 Water separation stage

6 结论

1) 利用解析函数线性叠加法、拉丁超立方采样、神经网络模型和多岛遗传算法的组合策略, 实现了对浮筒截面形状的优化设计, 水动性能有所提升, 浮筒升阻比提高21%, 为相关水下降力体的设计提供了经验。

2) 基于Fluent中的VOF方法, 对加装浮筒的某型电动水上飞机起飞滑跑阶段的力学特征进行了数值模拟计算, 着重分析了不同速度下的姿态, 阻力特性, 全机阻力随速度增大呈直线递增, 在12m/s时达到“阻力峰“, 有助与对水上飞机起飞滑跑过程进行一般性认识。

3) 数值模拟与试飞实验的流场特征均有明显尾流和喷溅, 仿真结果与实验数据相比, 曲线变化趋势基本吻合, 最大误差控制在15%之内; 对“阻力峰”节点下电动力推进系统进行了验证计算, 所需最大功率满足飞机起飞的性能要求, 为浮筒式电动水上飞机的研究设计提供了借鉴。

参 考 文 献

- [1] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG J, YANG F T. Development and Challenges of New Energy Electric Aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68(in Chinese).
- [2] 范振伟, 杨凤田, 项松, 等. 我国电动飞机发展现状及建议[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 18-21.
FAN Z W, YANG F T, XIANG S et al. The development status of electric aircraft in my country and suggestions[J]. Aviation Science and Technology, 2019, 30(11): 18-21(in Chinese).
- [3] 水上飞机水动力设计[M]. 航空工业出版社, 褚林塘, 2014.
Hydrodynamic design of seaplane[M]. Aviation Industry Press, CHU L T, 2014(in Chinese).
- [4] 宋佳阳, 董振林, 林长亮. 陆基飞机改水上飞机气动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 565-569.
SONG J Y, DONG Z L, LIN C L. Study on aerodynamic characteristics of land-based aircraft converted to seaplane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(4): 565-569(in Chinese).
- [5] 张浪, 程用胜, 王福新. 水上飞机静水起飞过程水气耦合性能分析[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(11): 190-195.
ZHANG L, CHENG Y S, WANG F X. Analysis of Water Air Coupling Performance During Hydroplane Take-off Process[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(11): 190-195(in Chinese).
- [6] 孙丰, 王明振, 褚林塘等. 大型水陆两栖飞机波浪水面着水分析方法[J]. 航空计算技术, 2019, 49(4): 35-38.
SUN F, WANG M Z, CHU L T et al. Analysis Method of Large Amphibious Aircraft Wave Surface Impact[J]. Aviation Computing Technology, 2019, 49(04): 35-38(in Chinese).
- [7] 蔡宇峰, 王丽丽, 蒋荣, 等. 基于计算流体动力学的串列翼水陆两栖飞机静水面滑行过程[J]. 系统仿真技术, 2018, 14(4): 304-309.
CAI Y F, WANG L L, JIANG R et al. Tandem-wing amphibious aircraft taxiing on static water based on computational fluid dynamics[J]. System Simulation Technology, 2018, 14(4): 304-309(in Chinese).
- [8] 卢昱锦, 肖天航, 李正洲. 高速平板着水数值模拟[J]. 航空学报, 2017, 38(S1): 6-14.
LU Y J, XIAO T H, LI Z Z. Numerical simulation of high-speed slab landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(S1): 6-14(in Chinese).
- [9] 孙建军, 马东立. 船身式水上飞机中高速静水滑行阻力估算[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 925-929.
SUN J J, MA D L. Estimation of the sliding resistance of a hull-type seaplane in high-speed still water[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 925-929(in Chinese).
- [10] 李新颖, 曹楷, 吴彬, 等. 水陆两栖飞机静水面高速滑行性能数值计算与试验分析[J]. 气体物理, 2019, 4(4): 56-62.
LI X Y, CAO K, WU B et al. Numerical calculation and experimental analysis of high-speed taxi performance of amphibious aircraft on static water[J]. Gas Physics, 2019, 4(4): 56-62(in Chinese).
- [11] 段旭鹏, 孙卫平, 魏猛, 等. 基于OpenFOAM的水陆两栖飞机水面高速滑行研究[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 141-154.
DUAN X P, SUN W P, WEI M et al. Study on high-speed taxiing of amphibious aircraft based on OpenFOAM[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2019, 40(1): 141-154(in Chinese).
- [12] 赵芸可, 屈秋林, 刘沛清. 水上飞机水面降落全过程力学特性数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 830-838.
ZHAO Y K, QU Q L, LIU P Q. Numerical study on the mechanical characteristics of the seaplane during the landing process[J]. Journal of Beijing University of

- Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 830-838(in Chinese).
- [13] MAYO W L. Analysis and modification of theory for impact of seaplanes on water[R]. NACA-TR-810, National Advisory Committee for Aeronautic, 1945.
- [14] CANAMAR L, ALAN L. Seaplane Conceptual Design and Sizing[D]. University of Glasgow. 2012.
- [15] 周晨, 王志瑾, 支骄杨. 基于Isight的自适应翼型前缘气动优化设计[J]. 上海交通大学学报, 2014, 48(8): 1122-1126+1133.
- ZHOU C, WANG Z J, ZHI J Y. Aerodynamic optimization design of adaptive airfoil leading edge based on Isight[J]. Journal of Shanghai Jiao tong University, 2014, 48(8): 1122-1126+1133(in Chinese).
- [16] 王振宇, 王亚兴, 俞建成等. 基于改进LHS方法的翼型水下滑翔机水动力外形优化[J]. 海洋技术学报, 2017, 36(3): 50-56.
- WANG Z Y, WANG Y X, YU J C et al. Optimization of hydrodynamic shape of airfoil underwater glider based on improved LHS method[J]. Journal of Ocean Technology, 2017, 36(3): 50-56(in Chinese).
- [17] 薛侠峰, 严天宏. 水下自航器外形及水动力性能优化[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(3): 228-230.
- XUE X F, YAN T H. The shape and hydrodynamic performance optimization of underwater self-propelled vehicles[J]. Computer Measurement and Control, 2016, 24(3): 228-230(in Chinese).
- [18] 王刚成, 马宁, 顾解坤. 基于Kriging代理模型的船舶水动力性能多目标快速协同优化[J]. 上海交通大学学报, 2018, 52(6): 666-673.
- WANG G C, MA N, GU J C. Multi-objective rapid collaborative optimization of ship hydrodynamic performance based on Kriging proxy model[J]. Journal of Shanghai Jiao tong University, 2018, 52(6): 666-673(in Chinese).
- [19] 刘福佳, 杨凤田, 刘远强. 电动轻型飞机电推进系统选型与参数匹配[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 350-356.
- LIU F J, YANG F T, LIU Y Q. Selection and parameter matching of electric propulsion system of electric light aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(3): 350-356(in Chinese).
- [20] 李亚东, 张子军, 杨凤田, 等. 某型电动飞机起飞爬升性能分析及飞行试验[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(35): 364-369.
- LI Y D, ZHANG Z J, Yang F T, et al. Takeoff and climb performance analysis and flight test of a certain electric aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(35): 364-369(in Chinese).
- [21] 郝超, 成婷婷. 水上飞机水上试飞技术研究[J]. 中国科技信息, 2019(5): 33-35.
- XI C, CHENG T T. Study on the technology of seaplane flight test[J]. China Science and Technology Information, 2019(5): 33-35(in Chinese).

Float design and study on take-off in planning of electric seaplane

ZHAO Lijie^{1,2 *}, TIAN Mengwei¹, LI Jingkui³, WANG Mingyang², LIU Da²

1. College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China

3. College of Civil Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

Abstract: The law of resistance changes in the low-speed taxiing phase of the seaplane during take-off and taxiing is very important for its design and research. Whether the maximum pull required for the normal take-off of the electric seaplane matches the existing electric propulsion system has become the key to the aircraft modification design. First, optimize the design for the longitudinal instability caused by the large water resistance of the reference buoy. After optimization, the hydrodynamic performance of the buoy is significantly improved. Secondly, based on the VOF model in Fluent, numerical simulations were performed on the mechanical characteristics of the hydroelectric aircraft during the take-off and taxiing phase, focusing on the analysis of the law of attitude changes, resistance changes and flow field characteristics at different speeds. Finally, the electric propulsion system power required under the "resistance peak" node is verified and calculated. The existing device meets the power requirements for take-off. The actual take-off roll test is compared with the simulation results. The changes in mechanical characteristics are basically the same, and the errors are obtained. Within 15%, the feasibility of the simulation calculation is verified, which provides a reference for the research and design of electric seaplanes.

Keywords: Electric seaplane ; Float optimization ; Neural network ; Two-phase flow ; flight test; Numerical Simulation

;

Received: 2020-08-03; Revised: 2020-08-27; Accepted: 2020-10-09; Published online:

URL:

Foundation item: Supported by Natural Science Foundation of Liaoning Province of China (20180551052)

*Corresponding author. E-mail: zhaolj@sau.edu.cn