

文章编号:1674-8190(2019)01-094-08

水上飞机起飞历程的水动力特性研究

段旭鹏¹, 孙卫平², 魏猛², 左仔滨³, 杨永¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中航通飞研究院有限公司 总体部, 珠海 519040)

(3. 中国特种飞行器研究所 水动力研究中心, 荆门 448035)

摘要: 水上飞机能够在水面高效起降得益于船体布局的精细化设计, 而深入掌握水上飞机的水面起飞滑行规律对于飞机的研制至关重要。采用水池拖曳试验和数值模拟方法两种研究方法探寻流动机制, 分析大型两栖水上飞机滑行过程中的水动力特性。结果表明: 利用计算流体动力学技术可以较为精确地模拟复杂外形的两相流耦合六自由度运动, 与水池拖曳试验的流场形态和模型动力学特性吻合, 在起飞全过程中阻力误差均在 10% 以内; 对于带起落架舱的大型两栖水上飞机, 前体舭弯产生的强烈喷溅是阻力峰产生的根本原因。

关键词: 水上飞机; 阻力峰; 计算流体动力学技术; 水池拖曳试验; 水动力

中图分类号: V271.5; V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.012

Investigation on the Hydrodynamics of Seaplane Takeoff Process

Duan Xupeng¹, Sun Weiping², Wei Meng², Zuo Zibin³, Yang Yong¹

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

(2. Aerodynamic Department, China Aviation Industry General Aircraft Institute Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

(3. Hydrodynamic Research Center, AVIC Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448035, China)

Abstract: Benefit from the refined design of the hull layout, the seaplane can efficiently take off and land on the water surface. In-depth understanding characteristics of the water take-off and taxiing is crucial for the development of aircraft. Two research methods, pool towing test and numerical simulation method, are used to explore the flow mechanism, and the hydrodynamic characteristics of the large-scale amphibious seaplane during taxiing are analyzed. The results show that computational fluid dynamics technology can be used for the two-phase flow coupling six-degree-of-freedom motion of complex shape without any detrimental loss of accuracy, and the flow field and model dynamics in the test are reproduced by simulation, yielding that the resistance error is within 10% during the whole take-off process. Furthermore, for large amphibious seaplanes with undercarriage bay, the strong splash from the fore-body hull is the root cause of the hump drag.

Key words: seaplane; hump drag; computational fluid dynamics technology; pool towing test; hydrodynamics

0 引言

随着海洋经济的发展, 人类对海洋资源的开发

越来越深入, 快速实施对远海岛屿的补给和海上事故的救援显得越来越重要, 水上飞机提供了一种高效便捷的解决方案。为了满足在水面滑行、起飞和

收稿日期: 2018-09-28; 修回日期: 2018-11-09

通信作者: 段旭鹏, dxpmiller@126.com

引用格式: 段旭鹏, 孙卫平, 魏猛, 等. 水上飞机起飞历程的水动力特性研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 94-101.

Duan Xupeng, Sun Weiping, Wei Meng, et al. Investigation on the hydrodynamics of seaplane takeoff process[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 94-101. (in Chinese)

降落的需要,水上飞机必须具备许多不同于陆基飞机的设计特点。最为显著的就是机身底部与陆基飞机截然不同,它背负着整架飞机在水面上高速滑行,需要具备优良的水面滑行特性。

水上飞机的一个重要研制工作就是船体设计。因为飞机要从水上起飞,船体的设计必须具备较高的滑行效率,否则会影响飞机的起飞性能。事实上,水阻力在起飞过程的大部分时间里都比气动阻力大很多。在发动机的拉力选择上,水上飞机的最小拉力通常取决于水上起飞阻力的需求。因此,为了使飞机的总体设计更为合理,起飞过程水动力特性的准确分析至关重要,否则飞机会背负来自发动机的额外不必要的重量,大大削弱飞机巡航性能。

在低速滑行阶段飞机受到的气动力很小,对飞机的影响可以忽略不计,大部分的重量由水面承载,因此飞机的阻力主要来自水动阻力。随着飞行器的加速,水动阻力逐渐增大,在某一时刻达到最大值,称为阻力峰(hump drag)。这一般发生在起飞速度的 25%~50%^[1]。一旦通过这个区域,气动力开始主导飞机的运行,对水动升力的要求逐渐降低,水动阻力开始逐渐减小,直到起飞离水。

为了使水上飞机能够顺利起飞,船体需要将水动阻力控制得尽可能小,尤其是在高速滑行阶段。为此水上飞机与滑行艇类似,采用了一个特别的设计,叫做断阶^[2]。水面滑行(planing)的方式可以帮助提供更多的水动升力,但是因为滑行船体趋向于降低自身的纵倾角(即迎角)^[3],导致增大了浸湿面积进而加大了粘性阻力。为了解决这一问题,船海领域的研究者巧妙地设计了“断阶”,通过在几何外形上的阶跃使水在船体绕流过程产生了流动分离,造成了浸湿面积的显著减小从而解决了这一问题。但是,由于在高速滑行前断阶处的流动变得更为复杂,水上飞机设计者们必须清楚地了解断阶处的滑行性能。水上飞机船体滑行性能的评估以往通常是由水池拖曳试验得到的。

两相流的数值研究虽然比较多,但是针对水上飞机的研究还不多见。Qiu L J 等^[4]利用解耦式算法,基于商业软件开展了水陆两栖飞机起飞过程的动态模拟。该方法将气动力和水动力分开计算,有较高的计算效率,但是尚未开展流动现象的研究。Shen Z 等^[5]对 OpenFOAM 添加了重叠网格模块,并对 KCS 标模船体的低速自主航行进行了计算模拟,计算采用 VOF(volume of fluid)、动态重叠网

格以及 6DOF(6 degree of freedom)等技术模拟了船体在螺旋桨旋转、舵面偏转条件下非定常动态气水两相流问题,得到了较好的结果,然而基于 OpenFOAM 平台的改进方法对航空级高速问题的计算效率和精度如何尚无结论。飞机水上迫降与此类似,Qu Q L 等^[6]计算了支线客机的水上迫降问题,采用 VOF、6DOF 以及全局动网格技术研究了上单翼、高平尾飞机的水上迫降性能。

由于国外对水上飞机的需求不强,最近几十年一直没有新的机型问世,相应的技术攻关停滞已久。特别是水上飞机的水动力特性方法研究还停留在第二次世界大战期间的水池拖曳试验方法上。

在 20 世纪兴起的新兴学科——CFD 领域几乎没有相关问题的研究。随着算法理论的成熟和计算机硬件的发展,数值研究飞行器水面高速航行问题已成为可能。本文采用水池拖曳试验和数值计算两种研究手段,研究飞机滑行中的平衡态阻力、升沉和俯仰三者的变化历程,重点分析断阶滑行阶段的气—水两相流力学特征,证明现代数值计算方法应用于水上飞机研制的可行性,以期为航空级两相流高速 CFD 数值计算方法体系的建立提供技术支撑。

1 试验和计算模型

设计加工一个某型水上飞机的缩比模型,在高速水动力航空科技重点实验室中进行实验,如图 1 所示。模型外形如图 2 所示,主要尺寸如表 1 所示。水上飞机为适应水上起降的需求,采用高置上单翼,4 发涡桨发动机,采用 T 尾布局以避免水面喷溅对升降舵的冲击。翼下两侧安装有浮筒,襟翼偏至起飞位置。船体被断阶分成前体和后体两部分,前体周围安装有抑波槽和压浪板,用以抑制喷溅对高速旋转螺旋桨的冲击。试验和计算均为无动力模拟,因此 3D 数模中未设计螺旋桨。



图 1 水池拖曳试验中模型静止时刻的照片
Fig. 1 Photo of the still status of the model in the water tank towing test

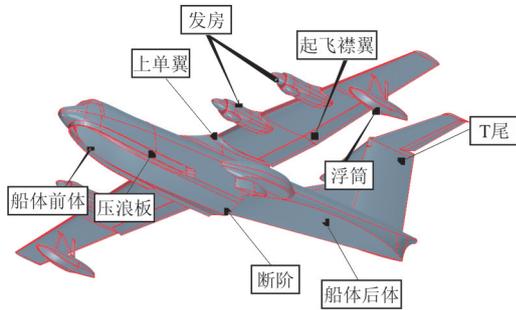


图 2 水上飞机 3D 模型

Fig. 2 3D model of the seaplane

表 1 水上飞机模型主要参数

Table 1 Parameters of the seaplane model

参 数	数 值	参 数	数 值
全机长/m	3.75	机翼翼展/m	3.9
船体宽/m	0.35	机翼面积/m ²	1.7
排水量/kg	49		

2 自由拖曳水池试验方法

水上飞机水池拖曳试验的方法与文献[7]中描述的方法类似。不同之处在于,一般的水池拖曳试验只使用船体模型,而本次试验使用的是带气动布局的全机模型,尽管如此,试验中仍要进行升力和力矩的卸载。其原因是在水池拖曳试验过程中只能保证水的动力学相似,而空气的动力学相似是无法做到的。Jr J. D. Anderson^[8]指出两种流动要达到动力学相似必须满足①流线的几何相似;②无量纲的速度、密度、温度等流场特征物理量在全流域分布相同;③力系数相同。要满足上述要求,需要做到:①模型几何相似;②相似参数相同。理想的模型试验要使得主导水动力相似的 Fr 和主导气动力相似的 Re 、 Ma 对于模型和实机运动而言满足同时相等,然而这在水池中是无法做到的,因为水池拖曳试验仅能保证 Fr 相等。

三个相似参数定义如下:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (1)$$

$$Ma = \frac{U}{a} \quad (2)$$

$$Fr = \frac{U}{\sqrt{gL}} \quad (3)$$

式中: ρ 为密度; μ 为动力学粘性系数; U 为来流速

度; L 为参考长度。

为了解决这一问题,对于某一拖曳速度,在水池拖曳试验开始前先将模型提高水面,利用拖车将模型在水面上方拖行,可以测得机翼和平尾提供的模型气动升力和气动力矩,在此基础上利用风洞试验和数值计算得到的实机飞行气动力系数 C_L 和 C_M ,进行相减分别得到升力和力矩差量,以此作为卸载即可补齐由于空气流动不相似带来的气动力差异。从而达到了“气动力相似”的效果,测得的无量纲水动阻力、纵倾角度和无量纲升沉即可直接应用到真实飞机上。

3 数理模型和计算方法

采用 OpenFOAM 平台作为计算流体力学模拟工具对相同尺度的模型进行数值计算。因为本文是对数值方法进行验证,因此计算状态采用与水池拖曳试验完全相同的条件,基于 URANS 的两相流解算器开展计算研究。

3.1 两相流控制方程

VOF 方法是一种自由面捕捉方法,其思想较为简单:每一个计算网格单元中都额外包含一项代表水的体积分数 α ,由初始气水交界面几何位置确定初值。位于交界面的网格单元既含有气体又含有水,因此 $0 < \alpha < 1$;位于交界面之上的网格单元都是气体,因此 $\alpha = 0$;位于交界面以下的网格单元都是水,因此 $\alpha = 1$ 。在 OpenFOAM 中,牛顿流体不可压守恒形式的雷诺平均 N-S 方程组如式(4)和式(5)所示,其中式(4)是质量守恒方程,式(5)是动量方程。

$$\nabla \cdot \mathbf{U} = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{U} \mathbf{U} = -\nabla p + \rho \mathbf{g} +$$

$$\nabla \cdot [(\mu + \mu_t)(\nabla \mathbf{U} + \nabla \mathbf{U}^T)] \quad (5)$$

式中: \mathbf{U} 为速度矢量; ρ 为控制体内的流体密度; p 为压力; μ 为动力粘性系数; μ_t 为湍流动力粘性系数。

VOF 方法是在 NS 方程的基础上求解体积分数的, α 随着速度场 \mathbf{U} 运动的输运方程如方程(6)所示。

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + (\nabla \cdot \mathbf{U} \alpha) = 0 \quad (6)$$

其中 α 定义为 $V_{\text{water}}/V_{\text{total}}$, 数值介于 0 和 1 之间, 因此流体空间内的密度和粘性可由式(7)和式(8)表达。

$$\rho = \rho_{\text{air}}(1 - \alpha) + \rho_{\text{water}}\alpha \quad (7)$$

$$\mu = \mu_{\text{air}}(1 - \alpha) + \mu_{\text{water}}\alpha \quad (8)$$

α 函数在一个无限薄的界面上从 1 变成 0, 因而难以对 α 进行梯度的估计, 进而导致气水交界面的数值耗散较大。为了改善这个问题, OpenFOAM 引入一个虚拟压缩项, 即加入一个虚拟速度场 W , 并使得 W 垂直于界面, 保证最终结果与原始方程保持一致。因此 α 输运方程的最终形式为

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot U\alpha + \nabla \cdot W[\alpha(1 - \alpha)] = 0 \quad (9)$$

两相流的湍流模型方程形式与单项流完全相同, 密度和粘性需要用式(7)和式(8)表示。

3.2 刚体外力模块

力和力矩的卸载, 是在刚体坐标系下添加固定不动的力, 要求力的大小不变方向随刚体转动, 作用点随刚体平动和转动。因此, 需在六自由度模块中添加一个随体外力 restraint 函数。在做向量变换时, 因为力是向量不是点, 所以只需要转动不需要平动。新添加的刚体随体外力函数不仅可以模拟刚体受到的外力, 还可以模拟升降舵变化带来的操纵力, 这对于水上飞机的起飞模拟问题来说十分重要。

3.3 数值求解方法

采用不可压等温不混溶的非定常两相流解算器, 附带可选择的网格运动和网格拓扑重构模块并耦合 6DOF 方程的求解。对于本文研究的问题不对网格细化重构, 只执行网格运动变形。解算器采用 VOF 方法计算每个控制体单元内的气、水所占组分, 用以捕捉气水交界面即自由面。

用半隐式 MULES(Multidimensional Universal Limiter with Explicit Solution)方法^[9]求解含有体积分数 α 的方程(6)。在非定常计算中尽量控制时间步长, 因为时间步长越短, 压力与速度的耦合越强, 这是 PISO(Pressure-Implicit with Splitting of Operators)算法^[10]的典型特征。该算法具

有较高的效率和精度, 但是对网格质量较为敏感。压力与速度的耦合是通过传统的多重网格处理的, 同时大量采用 Rhie-Chow^[11-12]插值方法, 提高了 PISO 算法对各类网格的适应性。

时间导数项采用欧拉离散格式进行离散, 传导项和耗散项的体积分通过高斯公式转换成面积分数进行计算。在求解非定常自由面时, 把动量方程中的传导项线性离散并加入限制器, 体积分方程的对流项采用 vanLeer 格式进行计算。

具体计算步骤如下:

步骤一: 根据科朗数计算时间步长;

步骤二: 求解网格运动方程, 对网格进行变形;

步骤三: 更新两相流运动参数, 包括密度和粘性系数;

步骤四: 采用 MULSE 方法求解方程(6), 得到体积分;

步骤五: 采用 PISO 算法求解速度和压力。

采用欠松弛迭代方法^[13]来增加数值求解的稳定性以提高收敛性。对任意待求解变量, 将新迭代得到的数值与上一步数值进行加权平均。其数学表达如下, 令 β 为迭代因子, 有

$$\phi_{\text{new}} = \beta\phi_{\text{new}} + (1 - \beta)\phi_{\text{old}} \quad (10)$$

式中: ϕ_{new} 为新计算得到的结果; ϕ_{old} 是上一步迭代的结果。

对于本文选择的 $k-\omega$ 湍流模型, 其中的 ω 方程可以对整个壁面边界层进行积分, 能更为方便地处理近壁面流场解算问题。解算器提供的壁面函数可以自动切换低雷诺数和高雷诺数求解方程, 使得 ω 的解可以在粘性附面层和对数近壁面区域进行灵活适配^[14]。

4 计算网格和边界条件

计算网格采用对水面适应性较好的笛卡尔网格。虽然结构网格具有流向延展性的特点, 但是受物面网格拓扑的影响, 在机身近水面附近的网格延伸方向通常会被迫改变, 导致自由面计算的误差增加。然而, 笛卡尔网格一方面可以严格按照水平方向进行各向异性的网格加密, 另一方面在水面与物面相交处, 它具有非结构网格的特点, 可以灵活对物面进行贴合, 而不改变自由面的网格拓扑方向。

水上起飞水动力占据合力的大部分比重, 水动

力的模拟至关重要,因此除了机翼前缘等部位还特别对船体表面和周围近场空间进行加密,如图 3 所示。对于本算例,相同首层高度网格对应的水动力与气动力 y^+ 恰好相差 10 倍,水下 y^+ 取 100 是可行的。因此全机物面边界层首层高度统一设为 0.1 mm,对应的气动力 y^+ 为 10,水动力 y^+ 为 100,总网格量为 900 万。

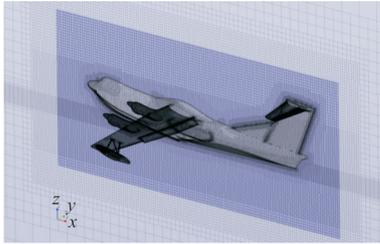


图 3 计算网格示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the calculation grid

在 OpenFOAM 中,边界条件是施加在计算域的 patch 上的,本文的计算均采用图 4 中的边界条件设置。蓝色长方体代表水存在的区域,其上为空气介质,整个空间为空气-水的两相流控制体。其中入口边界距离机头为 2 倍体长,出口边界距离机尾 5 倍体长,计算域宽 3 倍体长,水深 3 倍体长,空气流域高度 2 倍体长。计算过程中来流速度不变,飞机通过动态网格和 6DOF 模块进行自由升沉和俯仰的 2 自由度运动,与试验类似地,当运动达到稳定即认为得到一个自由拖曳的数值结果。

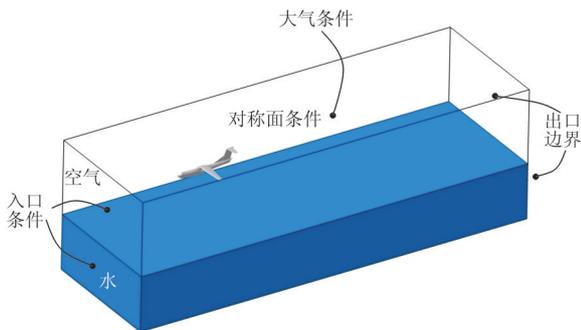


图 4 边界条件示意图

Fig. 4 Schematic diagram of boundary condition

5 计算结果分析

飞机水上起飞过程可以细分为四个阶段^[17]: 排水航行阶段、过渡阶段、滑行阶段和起飞阶段。

飞机启动后,受螺旋桨拉力作用开始低速航行,飞机重量主要由浮力支撑,与排水型船舶类似,此阶段称之为排水航行阶段。在速度达到起飞速度的 25%~50%,飞机进入过渡阶段,从前体断阶处至后体前部之间区域开始出现一个“空气垫”,导致后体滑行面和水动力减小,低头力矩随之减小,纵倾角增加,全机水阻力迅速增加直至达到一个峰值。断阶滑行阶段中,速度范围位于起飞速度的 50%~80%,随着速度的增大,断阶后空气垫增长,后体滑行面积进一步减小,直至后体离水,形成单断阶滑行,此时在船底上的主要受力为前体水动力,并且气动力开始起作用,气动升力逐渐占据主导,平尾力矩和升降舵控制力开始逐渐发挥效用。当飞机速度大于起飞速度的 80% 时,飞机进入起飞阶段,该阶段飞机断阶只有最后一小部分三角形滑行区位于水面之上,气动力几乎完全占据主导,气动升力显著,滑流和地面效应共同作用,飞行员可自由调整升降舵使飞机处于合适的迎角,随着速度的不断增加飞机最终离水完成水上起飞。

5.1 水动力特性和计算验证

数值计算和水池拖曳试验的结果如图 5~图 7 所示。自由俯仰和升沉运动的阻力结果如图 5 所示,其中阻力(D)用模型重量(W)进行无量纲化;纵倾角变化如图 6 所示;质心升沉随速度变化如图 7 所示,升沉(Rise)用船宽(b)进行无量纲化;速度统一采用速度系数表达,定义如下:

$$C_v = \frac{V}{\sqrt{gb}} \quad (11)$$

式中: g 为重力加速度; b 为船宽。

模型起飞速度大约在 $C_v = 8$ 左右。总体而言,计算与试验吻合较好,特别是在第二、三、四阶段,在过渡区、高速滑行、起飞区对于复杂两相流耦合飞行力学方程的动态非定常计算而言,全程阻力计算精度可以控制在 10% 以内。计算反映出了过渡区复杂的力学积分结果以及起飞前的质心离水历程,可以借助数值模拟结果揭示试验中难以捕捉的流动现象和力学规律。

C_v 在 0~2 区间是水上起飞的第一阶段,力学现象较为简单,阻力与速度基本成线性关系,升沉俯仰无明显变化,根据以往经验,此段无需做过多

研究,因此试验和计算只研究一个速度状态。观察 C_V 在 2~4 区间,阻力、俯仰、升沉三条曲线都显示了该区域的飞机的动力学特性变化显著。阻力先是快速增加随后斜率放缓最后在 $C_V = 3.7$ 达到阻力峰,然后逐渐降低。一旦通过了该阶段,阻力开始迅速降低,飞机进入断阶滑行和起飞阶段, $C_V = 4.5$ 到 $C_V = 6.2$ 阻力变化开始放缓。在此阶段随着速度的增加,气动力逐渐占据主导,尤其是气动升力的增加为水动载荷分担了越来越多的重量导致水阻力大幅降低。

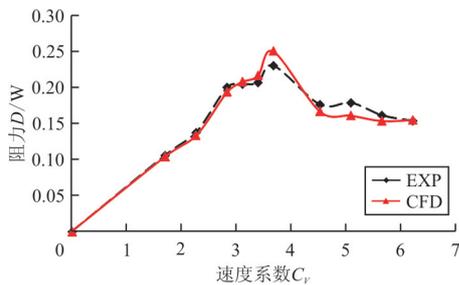


图 5 阻力随速度关系对比
Fig. 5 Drag vs. speed comparison

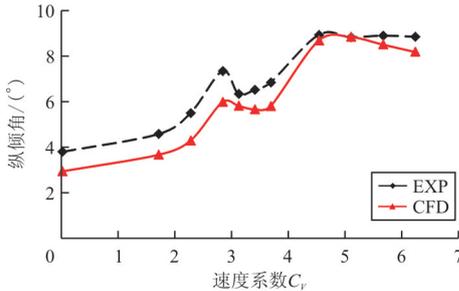


图 6 纵倾角随速度关系对比
Fig. 6 Trim angle vs. speed comparison

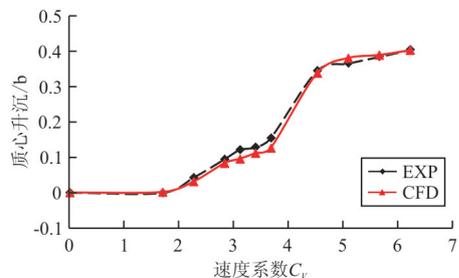


图 7 质心升沉随速度关系对比
Fig. 7 CG rise vs. speed comparison

5.2 阻力峰产生机制分析

从图 5 可以看出: C_V 在 2~4 区间,即当速度

位于起飞速度的 25%~50% 飞机进入过渡阶段。在此阶段,在断阶后方开始出现一个“空气垫”,导致后体滑行面和水动升力减小,抬头力矩随之增大,使得飞机纵倾角显著增加。随着速度的增加纵倾角减小,阻力峰出现。

过渡阶段滑行过程中的船体浸湿表面发展历程如图 8 所示。后体的空气垫(船底蓝色区域)在 $C_V = 2.8$ 已在断阶之后大面积形成。 $C_V = 3.4$ 时气垫区域开始向后延伸,同时与水流进行掺混形成复杂的水气交混区域。如果隐藏掉浮筒,从侧视图可以看到起落架舱和后机身侧方开始受到喷溅作用。当速度达到 $C_V = 3.75$,虽然后体的浸湿区域变小,但是观察侧视图可知由于前体舷弯处的压力增加使得水流顺抑波槽向后强烈喷出并直接大面积覆盖船体的侧面突出的起落架舱。

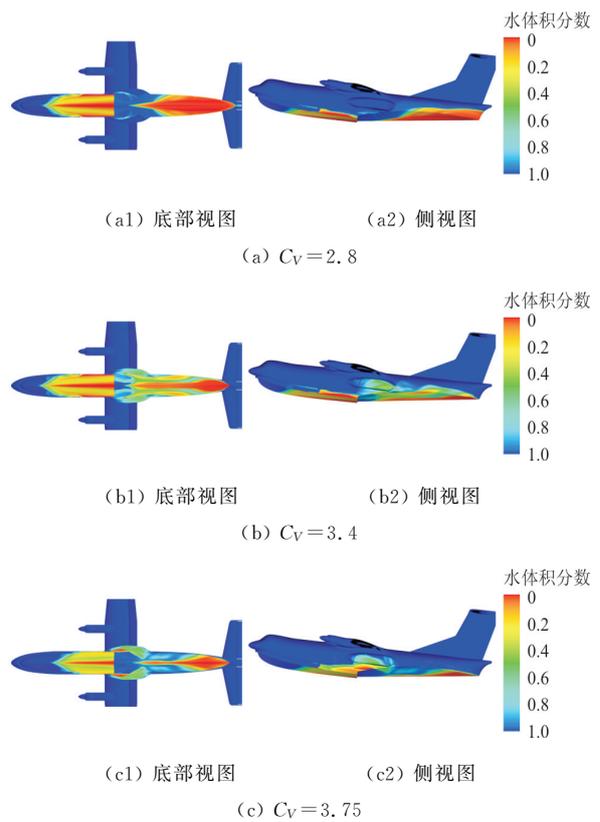


图 8 过渡阶段滑行过程中的船体浸湿表面发展历程
Fig. 8 Development process of hull wetted surface during taxiing in transitional phase

三个速度下的船体压力分布如图 9 所示。 $C_V = 2.8$ 和 $C_V = 3.4$ 的压力分布差异不大,因而全机阻力差异也很小,这与图 5 中的压力曲线是相一致的。不同之处在于后者的起落架舱后部开始受到

一定的压力作用,表明喷溅现象开始出现。当速度增加到 $C_V = 3.75$ 时,舵弯前部、起落架舱前部的红色区域表明压力增大,前体喷溅基线已经从压浪板内侧后移至舵弯处,压力中心向质心靠拢,导致纵倾角减小。前体舵弯处的压力增加使得水流顺抑波槽向后强烈喷出,并冲刷船体侧面和突出的起落架舱,形成红色的压力驻点。因此当 $C_V = 3.75$ 时,尽管后体底面浸湿面积减小,抑波槽水流的喷溅和冲刷导致了阻力峰的最终形成。

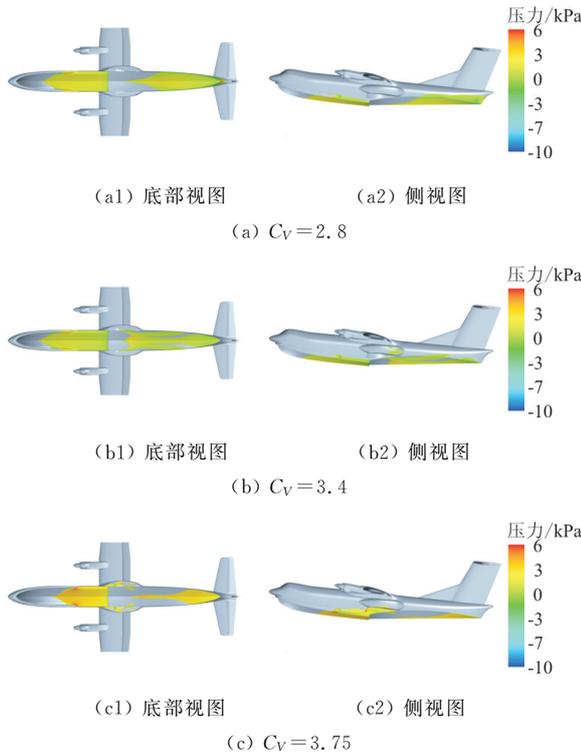
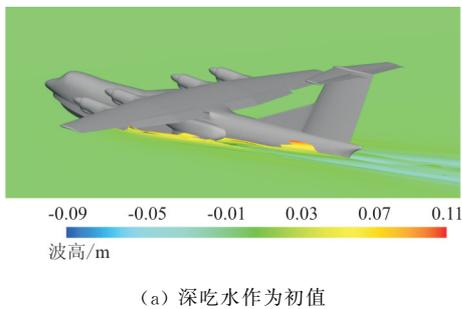


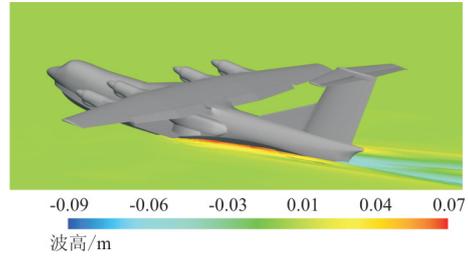
图 9 过渡阶段滑行过程中的船体压力分布发展历程
Fig. 9 Development process of hull pressure distribution during taxiing in transitional phase

5.3 滑行阶段中初值对计算结果的影响

滑行阶段初期用不同初值作为输入计算得到的两个数值结果如图 10 所示。



(a) 深吃水作为初值



(b) 浅吃水作为初值

图 10 滑行阶段初期 $C_V = 4.5$ 时,用不同初值计算得到的两个结果

Fig. 10 Two results calculated with different initial values at the initial stage of the sliding phase $C_V = 4.5$

从图 10(a)可以看出:吃水较深喷溅较强不符合物理现象。从图 10(b)可以看出:后体离水清晰,断阶滑行明显,符合物理规律。在正常的起飞过程中,当飞机通过阻力峰以后,其质心应该继续向上攀升,后体逐渐清晰离水,飞机进入断阶滑行阶段。然而在数值研究中发现,如果断阶滑行初期如 $C_V = 4.5$,初始自由面高度设置过高,如图 10(a)所示,即飞机从吃水较深的状态释放,就可能出现机身被“吸住”无法正常上升的情况,导致出现阻力和航态与试验结果差别较大的情况。然而如果初始将飞机提起一定高度,如图 10(b)所示,使断阶后方有机会顺利进气,那么计算结果将恢复与试验较好的一致性。

其原因正是由于此阶段的滑行特点决定的。断阶减阻的原理是通过引入空气到断阶后方,使液体流动产生分离并逐步抬升后体,导致浸湿面积大幅降低进而达到减阻的目的。可见向断阶底部引入空气是飞机断阶滑行的必要条件。数值上的静水滑行可以认为是“镜面”水面效应没有任何扰动。如果初始吃水较深,飞机断阶被水紧密包裹,那么计算中空气无法进入到断阶后部,最终便形成了被“吸住”的效果;如果吃水较浅,使得断阶底部一开始便有空气存在,断阶后的水气两相流作用使得数值上增加了足够的扰动,那么最终结果就会符合客观物理现象(图例代表水面波浪高度,0 代表水平面)。

6 结 论

(1) 利用 CFD 技术可以较为精确地模拟水池拖曳试验,复现了水池拖曳试验的流场形态和模型

动力学特性,在起飞全过程的各个速度点上阻力误差均在10%以内。

(2) 对于本文研究的对象,纵倾角的极值并未直接导致阻力峰值的出现,机身侧面起落架舱周围的喷溅作用才是阻力峰出现的根本原因。

(3) 数值研究断阶滑行阶段时需要避免“镜面”效应,给予断阶足够的扰动才能保证飞机顺利进入断阶滑行状态。

参考文献

- [1] Dathe I, Deleo M. Hydrodynamic characteristics of seaplanes as affected by hull shape parameters[C]// AIAA Intersociety Advanced Marine Vehicles Conference, 1989: 1540.
- [2] Ernest G Stout. Development of high-speed water-based aircraft[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1950, 17(8): 457-480.
- [3] Savitsky D, Morabito M. Surface wave contours associated with the forebody wake of stepped planing hulls[J]. Marine Technology, 2010, 47(1): 1-16.
- [4] Qiu L J, Song W B. Efficient decoupled hydrodynamic and aerodynamic analysis of amphibious aircraft water takeoff process[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1369-1379.
- [5] Shen Z, Wan D, Carrica P M. Dynamic overset grids in OpenFOAM with application to KCS self-propulsion and maneuvering[J]. Ocean Engineering, 2015, 108: 287-306.
- [6] Qu Q L, Liu C S, Liu P Q, et al. Numerical simulation of water-landing performance of a regional aircraft[C]// 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016: 1773.
- [7] Hugli Jr W C, Axt W C. Hydrodynamic investigation of a series of hull models suitable for small flying boats and amphibians[R]. NACA Technical Note 2503, Washington D. C.: NACA, 1951.
- [8] Anderson Jr J D. Fundamentals of aerodynamics[M]. 4th ed. New York: Tata McGraw-Hill Education, 2010: 40-51.
- [9] Greenshields C J. OpenFOAM user guide[M]. 4th ed. London: OpenFOAM Foundation Ltd, 2015.
- [10] Issa R I. Solution of the implicitly discretised fluid flow equations by operator-splitting[J]. Journal of Computational Physics, 1986, 62(1): 40-65.
- [11] Rhie C M, Chow W L. Numerical study of the turbulent flow past an airfoil with trailing edge separation[J]. AIAA Journal, 1983, 21(11): 1525-1532.
- [12] Peng K F. Rhie-Chow interpolation in OpenFOAM[EB/OL]. (2006-5-22)[2018-11-09]. http://www.tfd.chalmers.se/~hani/kurser/OS_CFD_2007/rhiechow.pdf.
- [13] Barron R M, Salehi N A. Effects of under-relaxation factors on turbulent flow simulations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2003, 42(8): 923-928.
- [14] Menter F R, Carregal F J, Esch T, et al. The SST turbulence model with improved wall treatment for heat transfer predictions in gas turbines[C]// Tokyo: Proceedings of the International Gas Turbine Congress, 2003.
- [15] 褚林塘. 水上飞机水动力设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 133-145.
- Chu Lingtang. Seaplane hydrodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 133-145. (in Chinese)

作者简介:

段旭鹏(1980—),男,博士研究生。主要研究方向:水上飞机动力学设计。

孙卫平(1964—),男,硕士,研究员。主要研究方向:水陆两栖飞机总体设计和气动分析。

魏猛(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

左仔滨(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:水上飞机水动力设计。

杨永(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:水上飞机动力学设计、螺旋桨动力学。

(编辑:赵毓梅)