

文章编号: 1000-4750(2016)02-0034-07

刚度构型对飞艇定常流固耦合特性的影响研究

吴小翠, 王一伟, 黄晨光, 刘玉标, 罗俊清

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 飞艇作为临近空间高分辨率观测的重要平台, 力学性能研究非常重要。飞艇的主体材料一般由柔性蒙皮构成, 容易在气动作用下产生较大的变形, 存在较强的流固耦合效应, 是其力学性能研究的关键。该文采用松耦合方法形成了定常流固耦合计算方法, 并且针对流场与结构的模型展开了详细的计算, 和实验结果进行了验证。针对不同刚度构型飞艇模型的计算结果显示: 硬式飞艇不需考虑流场和结构的耦合效应, 半硬式和软式飞艇的耦合效应较明显。其中半硬式飞艇, 耦合效应主要影响区域为柔性最大的橡胶部分, 考虑耦合效应后, 飞艇位移变形量增加约5%。软式飞艇, 变形最为明显的是飞艇的尾部和头部, 在来流作用下会出现明显的抬头位移, 最大位移增量为225%。此外还采用量纲分析方法, 得到了艇体变形与膜材料弹性模量、内压、来流的变化规律。当模型与实物满足几何相似、材料相似和动力学相似的条件, 变形将满足几何相似律。

关键词: 流固耦合; 飞艇; 数值模拟; 变形; 量纲分析

中图分类号: V274 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.07.0629

EFFECTS OF STIFFNESS ON THE CHARACTERISTICS OF STEADY FLUID-STRUCTURE INTERACTIONS OF AN AIRSHIP

WU Xiao-cui, WANG Yi-wei, HUANG Chen-guang, LIU Yu-biao, LUO Jun-qing

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: An airship is used for high resolution earth observations in near space. The study of mechanical properties is important. An airship is made of flexible material, and it is prone to large deformation under the aerodynamic forces. The fluid-structure interaction effects should be considered. Loosely coupled method is adopted. An airship model was calculated to obtain the flow field and the structure distribution characteristics. The simulation results are verified by the experimental data. Results show that: the effect of fluid-structure interactions is not needed to consider for a rigid airship. For a semi-rigid airship, the rubber part is the main region affected by the coupling. The displacement is enlarged 5%. For a soft airship, the tail and head of the airship have the most obvious deformation. The maximum displacement increment is 225%. Moreover, the control parameters of airship deformation are attained by the dimensional analysis. The influences of the elasticity modulus, internal pressure, and flow condition are discussed. The deformation will satisfy the geometrical similarity law when the model meet the geometric, material, and dynamic similarity with the test model.

Key words: fluid-structure coupling; airship; numerical simulation; distortion; dimensional analysis

收稿日期: 2014-07-18; 修改日期: 2015-03-16

基金项目: 国家自然科学基金项目(11202215, 11332011)

通讯作者: 王一伟(1983—), 男, 河北人, 副研究员, 博士, 从事计算流体力学研究(E-mail: wangyw@imech.ac.cn).

作者简介: 吴小翠(1985—), 女, 河北人, 博士生, 从事计算流体力学研究(E-mail: wuxiaocui@imech.ac.cn);

黄晨光(1969—), 男, 湖北人, 研究员, 博士, 博导, 从事冲击动力学, 流体结构耦合动力学研究(E-mail: huangcg@imech.ac.cn);

刘玉标(1961—), 男, 湖南人, 副研究员, 硕士, 主要从事结构动力学研究(E-mail: yubiao@imech.ac.cn);

罗俊清(1989—), 男, 江西人, 助理工程师, 硕士, 主要从事结构动力学研究(E-mail: luojunqingsky@163.com).

飞艇拥有起降简单、可悬停、低噪音、低污染的特点,作为未来临近空间战的一种主要作战武器平台,所满足的军事效能已然呈现^[1-3]。关于其数值模拟和实验方法的研究开始倍受关注^[2,4]。

飞艇的主体材料一般由柔性蒙皮构成,容易在气动作用下产生较大的变形,反过来能够影响气动力。在临近空间特定的运行环境条件下^[5],飞艇的流固耦合效应更不容忽视,是其力学性能研究的关键。飞艇按照其刚度构型不同可以分为硬式、半硬式和软式三种。硬式飞艇刚度大,外形受流场影响较小;软式飞艇自身重量轻,同时受流场影响大,变形显著。半硬式飞艇是两者的结合,通过少量的骨架加强撑起整个飞艇结构。对于这三种构型,流固耦合特性以及变形、受力分布都有较大的区别,需要分别予以研究和分析。

在当前的研究工作中,唐逊等^[6]利用经过验证的自编制的有限元程序来求解飞艇的非线性大变形,利用商业软件 FLUENT 求解飞艇的外流场,通过非动态交替的方法实现飞艇的流固耦合计算。王晓亮等^[7]基于流体动力学计算软件 FLUENT 和结构动力学分析软件 ABAQUS,形成了分析平流层飞艇这类大型柔性充气结构流固耦合特性的非线性动态流体-结构交错积分耦合方法。Bessert 等^[8]提出了一种基于势流理论的空气动力分析方法和结构分析软件 ABAQUS 的耦合求解飞艇静气动弹性方法。刘建闰等^[9-10]建立了基于湍流和非线性膜结构分析的流固耦合计算方法,对飞艇艇身的静气动弹性进行了计算,并对变形后的气动参数变化进行了计算分析。秦朝中等^[11]利用经过验证的自编的有限元程序求解飞艇的非线性大变形,利用 FLUENT 求解飞艇的外流场,通过非动态交替的方法实现了飞艇的流固耦合计算。刘芳等^[12]对飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟方法进行了研究。

可见,目前针对飞艇流固耦合的计算方法已经初步形成,但是不同刚度构型下飞艇定常流固耦合特性影响亟待进一步的研究。本文采用松耦合分析方法对飞艇流固耦合效应进行求解,针对飞艇的大尺度钝体绕流分离流场,通过求解 RANS 方程得到所需表面力,结构部分建立考虑大变形的非线性有限元方法模型,求解得到边界位移量,利用流固耦合接口来实现两者之间的数据信息交换,形成飞艇定常流固耦合数值模拟方法,达到耦合求解的目的。并结合量纲分析方法,得到艇体变形与膜材料

弹性模量、内压、外部来流的变化规律,可为不同刚度构型下飞艇流固耦合影响分析提供一定的参考。

1 计算方法与研究对象

1.1 耦合策略

流固耦合的计算方法主要可分为三大类:完全耦合,紧耦合和松耦合。完全耦合分析方法是通过将结构和流场的运动方程组合成统一的一组方程来构建整个问题的控制方程。紧耦合与松耦合分析中结构和流场数学模型依然处在两个独立的计算域,控制方程也采用两个独立的求解器来求解。在紧耦合分析方法中,流体和结构方程采用了不同的耦合求解器,但是应用界面计算模块通过界面或者边界的信息交换将问题耦合为一个单一的整体计算。而松耦合分析仅仅考虑流体和结构模型的外在相互影响,或者说其信息交换是在计算模型部分或完全收敛后进行的。

本文采用松耦合方法对飞艇流固耦合效应进行计算,具体耦合策略如图 1 所示。流体部分通过求解 RANS 方程得到飞艇在大尺度绕流条件下对应的表面力;结构部分通过有限元方法求解得到非线性大变形模型的边界位移量,利用流固耦合接口来实现两者之间的数据信息交换。其中流场计算中收敛判定条件为前后两次飞艇受力变化残差小于判断标准。结构计算中收敛判定条件为飞艇表面位移变化残差小于判断标准。结构充压计算指的是不考虑气动外力条件下,向艇内充入气体的变形计算,用以建立结构的整体刚度。

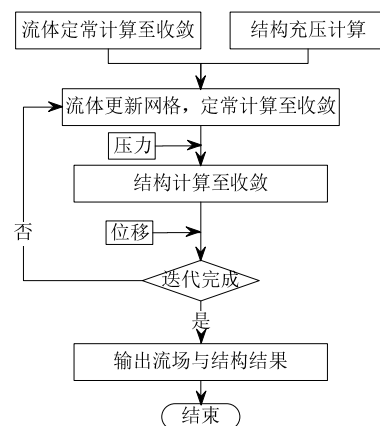


图 1 耦合策略

Fig.1 The strategy of fluid-structure coupling

1.2 流场计算模型

德国斯图加特大学的 LOTTE 飞艇^[13-15]是目前

风洞实验中飞艇结构参数和气动实验数据最为完备的，也是各国做飞艇气动力数值模拟研究验证的标本。飞艇总体积 109 m³，长度 16 m，最大直径 4 m。LOTTE 飞艇的母线方程为：

$$\bar{r}_1(\bar{x}) = c\sqrt{\bar{x}}, \quad 0 < \bar{x} < 0.08 \quad (1)$$

$$\bar{r}_2(\bar{x}) = c_0 + c_1\bar{x} + c_2\bar{x}^2 + c_3\bar{x}^3 + c_4\bar{x}^4 + c_5\bar{x}^5, \quad 0.08 < \bar{x} < 1 \quad (2)$$

其中： $\bar{r} = r/L$ ， $\bar{x} = x/L$ ； x/m 为沿飞艇轴线方向长度； r/m 为沿飞艇径向方向长度； L 为风洞试验飞艇模型总长，0.8m； \bar{x} 、 \bar{r} 分别为对应的无量纲长度。

式(1)、式(2)各系数的取值见表 1。

表 1 母线方程系数取值

Table 1 Values of the equation parameters

c	c_0	c_1	c_2	c_3	c_4	c_5
0.2277	0.0197	0.7184	-2.3751	5.0166	-5.8339	2.4551

LOTTE 飞艇气动实验模型长度 $L=0.8$ m，风洞直径 1.75 m，最大风速 24 m/s，空气密度 1.225 kg/m³，动力粘度 1.809×10^{-5} kg/(m·s)。本文采用 LOTTE 飞艇的风洞实验模型为研究对象。

本文采用 FLUENT 对飞艇绕流的流动情况进行数值模拟计算。采用 ICEM 软件对飞艇进行建模和网格划分。飞艇为轴对称结构，为减小计算量，只针对 1/2 飞艇进行建模计算。其中关于网格参数和湍流模型的影响分析详见文献[16]。

本文将流体计算区域的边界条件分为进口边界条件、出口边界条件、壁面边界条件和对称边界条件，如图 2 所示。

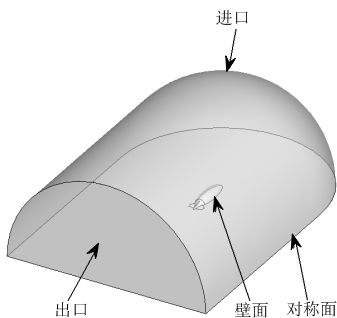


图 2 计算域与边界条件

Fig.2 The computational domain and boundary conditions

进口边界条件为速度进口，速度的定义方法采用给定速度大小和方向。通过改变速度的方向来模拟不同攻角情况下飞艇的气动力和流场分布情况。出口边界条件为压力出口，表压为 0。壁面采用无滑移边界条件。

图 3 为风洞实验得到的 20°攻角条件下飞艇表面压力系数分布^[14]，图 4 为采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型计算得到的 20°攻角条件下飞艇表面压力系数分布。对比计算结果和实验结果可以发现，通过求解 RANS 方程能够捕捉到飞艇在大攻角条件下绕流分离流场特征，计算结果和实验结果较吻合。

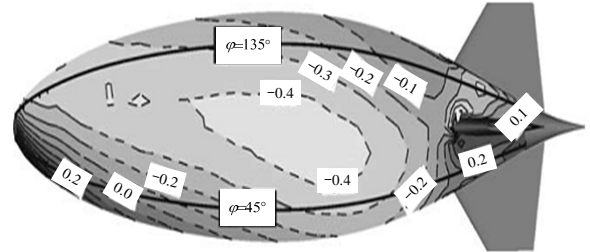


图 3 飞艇表面压力系数分布-风洞实验结果^[14]

Fig.3 Experimental pressure coefficient distribution of the airship

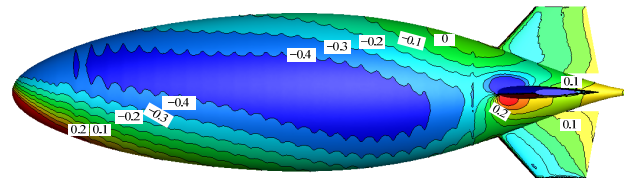


图 4 飞艇表面压力系数分布-计算结果

Fig.4 Numerical pressure coefficient distribution of the airship

图 5 为计算得到的飞艇阻力系数随攻角的变化规律与风洞实验结果比较，实验结果取用了德国斯图加特大学的 LOTTE 飞艇^[14]的数据。从图 5 可以看出，数值模拟结果与实验结果吻合较好。可见，采用求解 RANS 方程的方法能够很好的体现飞艇在大尺度绕流条件下的气动特性。同样的，文献[17]采用了 CFD 和风洞试验两种方法对一种临近空间飞艇模型进行了研究，也能证明 CFD 方法在计算飞艇气动力方面已相当成熟。

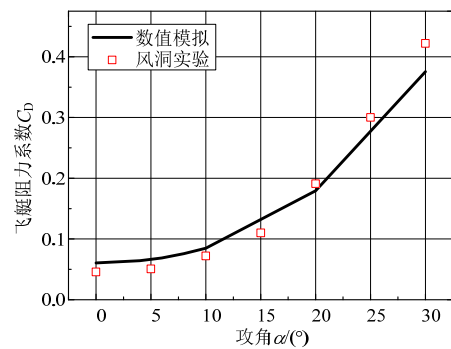


图 5 飞艇阻力系数随攻角变化 (计算结果与风洞试验结果比较)

Fig.5 The drag coefficients with different angles of attack

1.3 结构计算模型

LOTTE 飞艇的实验模型如图 6 所示,简化后的计算模型如图 7 所示。整个模型分成五个部分,头部、尾部、加强筋、尾舵和橡胶。具体参数设置见表 2,其中橡胶本构采用超弹性材料模型(双参数 Mooney-Rivlin 模型)。针对同样的几何形状,若所有材料均采用头部材料时为硬式飞艇。若所有材料均采用橡胶材料时为软式飞艇,从而构建硬式模型和软式模型。



图 6 LOTTE 飞艇实验模型示意图^[14]
Fig.6 Experimental model of LOTTE

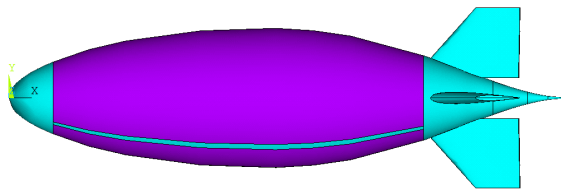


图 7 LOTTE 飞艇结构计算模型
Fig.7 Numerical simulation model of LOTTE

表 2 材料参数设置

Table 2 Values of the material parameters

	E/MPa	泊松比	密度 (kg/m^3)	厚度/m
头部	70000	0.3	8900	0.001
尾部	70000	0.3	8900	0.001
加强筋	210000	0.3	7800	0.003
尾舵	7000	0.4	800	0.002
橡胶	2.82	0.49967	500	0.001

因飞艇在正常工作时属于无明显约束的状态,所以计算时将约束添加在任一位置都是不合理的,都会导致应力集中的现象。为了解决这一问题,采用了离散刚性约束的方法,在飞艇内部建造一个虚点,通过该点和飞艇加强筋的节点来约束刚体变形。此外,因为计算时仅取用了半个飞艇模型,因此还应在飞艇的对称轴线上添加沿对称轴垂向的位移约束和沿轴向、径向的旋转约束。

在对飞艇进行有限元计算时,考虑了非线性材料和非线性大变形的结构特点,同时还考虑了充气

引起的应力刚化效应,其中理论分析方法可参考文献[18]。为了验证该有限元方法的可行性,特建立了橡胶材料的飞艇实验模型,如图 8 所示。该实验能够得到飞艇在内部充压条件下的变形情况,并且将计算结果和实验结果进行对比,以验证目前采用的有限元结构大变形计算方法的可行性。



图 8 橡胶材料飞艇模型实物图
Fig.8 Airship test model with rubber material

图 9 为计算得到的飞艇位移-压力曲线和实验结果的比较。其中,横坐标为飞艇模型内部的压力变化情况,纵坐标为不同压力条件下对应的位移。位移为飞艇短轴中轴线上蒙皮的位移(如图 10 所示 5 处)。压力为飞艇内部均匀充压大小,采用压力表测得。

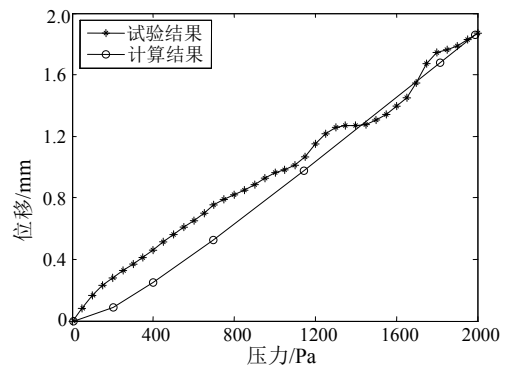


图 9 橡胶材料飞艇模型位移压力曲线
Fig.9 The displacement curve vary with pressure of rubber material airship



图 10 飞艇模型骨架示意图
Fig.10 The sketch of the airship model with skeleton

由于飞艇模型的制作精度有限, 存在一些小的褶皱或局部漏气现象, 导致试验过程中压力的上升并不是均匀的。而实验-数值对比时, 需要将压力测试的压力-时间曲线和位移测试的位移-时间结果结合起来, 从曲线细节来看实验曲线存在一些难以预计的波动, 而数值计算是理想的实验压力上升输入状态, 导致两者存在一些差别。从验证的角度, 计算结果接近于实验结果的线性拟合曲线, 因而可以说明计算方法的可靠性。

2 耦合计算结果与分析

2.1 半硬式飞艇耦合计算结果

图 11 为半硬式飞艇仅考虑内部 1000 Pa 充压条件下的结构变形图, 图 12 为同时考虑飞艇内部 1000 Pa 充压, 外部 24 m/s 来流, 20°攻角条件下气动力对结构的耦合变形, 两种条件下飞艇的约束形式相同。对于半硬式飞艇而言, 未考虑气动对结构的耦合效应时, 飞艇变形最大的区域位于橡胶结构的最顶部, 而考虑流场的耦合效应后, 飞艇的最大变形出现在橡胶的中间部分, 气动效应对飞艇变形量的增量为 5%。这是因为来流攻角的存在导致飞艇的橡胶区域出现较大的负压区, 而橡胶区域的约束最薄弱, 导致出现较大的位移变形。对于飞艇头部而言, 同样承受了较大的气动力, 但是由于头部材料强度较大导致变形很小。这也说明了飞艇的变形是由气动力特性与局部刚度特性两者耦合形成的。

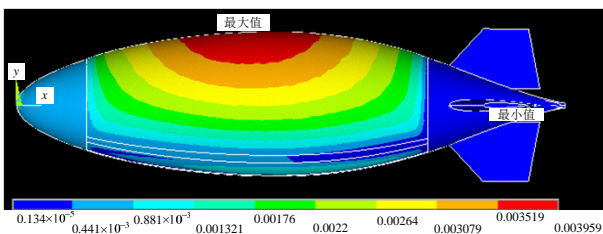


图 11 半硬式飞艇未耦合位移变形图

Fig.11 Deformation displacement of no coupling semi-rigid airship

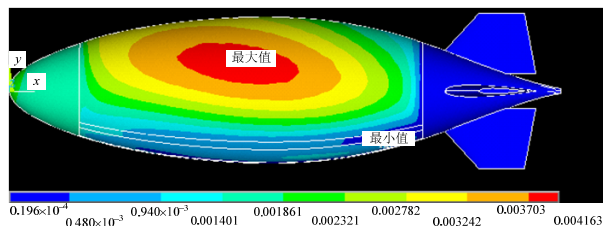


图 12 半硬式飞艇耦合位移变形图

Fig.12 Deformation displacement of coupling semi-rigid

2.2 变形影响因素量纲分析

为了更好地分析计算结果, 特对半硬式飞艇耦合计算时的变形进行量纲分析。

在飞艇耦合计算产生结构变形的过程中, 自变量为飞艇内压 P , 薄膜材料弹性模量 E_1 、泊松比 ν_1 、薄膜厚度 δ_1 , 加强筋材料弹性模量 E_2 、泊松比 ν_2 、加强筋厚度 δ_2 , 飞艇艇体直径 D 、长度 L ; 来流速度 U , 空气密度 ρ , 粘度 μ ; 来流攻角 α 。变形点的位置 (x, y, z) , 因变量为变形量 $w(x, y, z)$ 。

则变形量可以表示为自变量的一个函数, 如下式所示:

$$w(x, y, z) = f(\rho, U, D, L, \mu, \alpha, \delta_1, E_1, \nu_1, \delta_2, E_2, \nu_2, P; x, y, z) \quad (3)$$

取 ρ 、 L 、 P 为基本量, 对式(3)进行无量纲化可以得到:

$$\frac{w(x, y, z)}{L} = f(Re, \alpha, \frac{\delta_1}{L}, \frac{\delta_2}{L}, \frac{D}{L}, \frac{\rho U^2}{E_1}, \frac{E_1}{E_2}, \nu_1, \nu_2, \frac{\rho U^2}{P}; \frac{x}{L}, \frac{y}{L}, \frac{z}{L}) \quad (4)$$

进行缩比实验计算时, 若满足几何相似和材料性质相似, 则无量纲参数最终简化为:

$$\frac{w(x, y, z)}{L} = f\left(Re, \frac{\rho U^2}{E_1}, \frac{\rho U^2}{P}\right) \quad (5)$$

式中: Re 为来流雷诺数; $\frac{\rho U^2}{E_1}$ 为来流动压与薄膜

材料强度之比; $\frac{\rho U^2}{P}$ 为来流动压与飞艇内部压力

之比。若模型与实物满足几何相似、材料相似和动力学相似的条件, 可得到飞艇缩比模型的位移变形量正比于飞艇模型长度 L 。

图 13 为 $L=0.8\text{ m}$ 半硬式飞艇的位移变形图, 图 14 为 $L=16\text{ m}$ 半硬式飞艇的位移变形图, 两种不同长度模型满足几何相似、动力学相似和材料性质相似。图 13 中飞艇模型对应的无量纲参数为

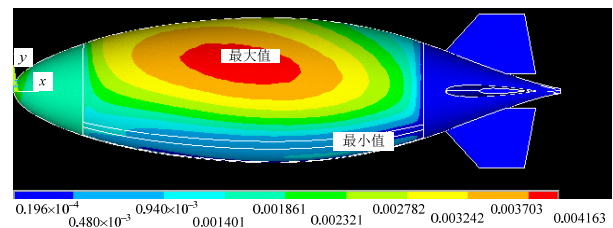


图 13 半硬式飞艇耦合计算位移变形图($L=0.8\text{ m}$)

Fig.13 Deformation displacement of coupling semi-rigid airship ($L=0.8\text{ m}$)

$\frac{w(x,y,z)}{L} = \frac{0.004163}{0.8} = 0.0052$ ，图 14 飞艇模型对

应的无量纲参数 $\frac{w(x,y,z)}{L} = \frac{0.081979}{16} = 0.0051$ 。满

足式(5)的分析结果。这也间接证明了本文采用的耦合计算方法的可靠性。

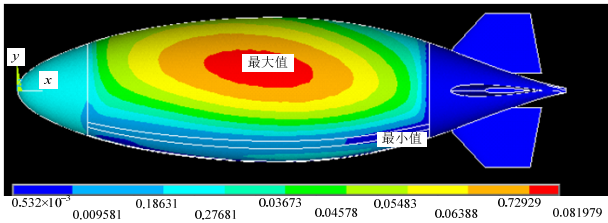


图 14 半硬式飞艇耦合计算位移变形图(L=16 m)

Fig.14 Deformation displacement of coupling semi-rigid airship (L=16 m)

3 不同构型飞艇计算结果与讨论

图 15 为硬式飞艇仅考虑内部 1000 Pa 充压条件下的结构变形图，图 16 为同时考虑飞艇内部 1000 Pa 充压，外部 24 m/s 来流，20°攻角条件下气动力对结构的耦合变形。硬式飞艇的参数设置参见表 2，其中蒙皮材料也选用和飞艇头部相同的铝合金材料即可。计算结果显示：对于硬式飞艇而言，流场和结构的耦合效应对于结构的变形影响很小，可忽略不计。即对于硬式飞艇而言，可以将气动力和结构变形分开计算，两种之前互不影响。

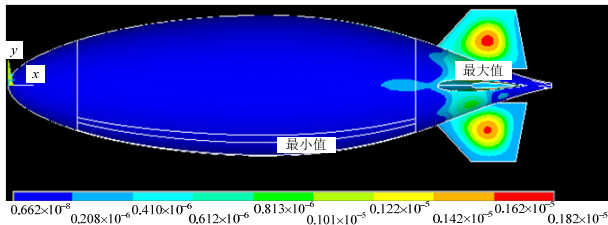


图 15 硬式飞艇未耦合位移变形图

Fig.15 Deformation displacement of no coupling rigid airship

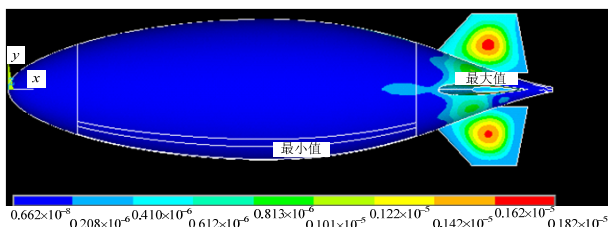


图 16 硬式飞艇耦合位移变形图

Fig.16 Deformation displacement of coupling rigid airship

图 17 为软式飞艇仅考虑内部 1000 Pa 充压条件下的结构变形图，图 18 为同时考虑飞艇内部 1000 Pa 充压，外部 24 m/s 来流，20°攻角条件下气

动力对结构的耦合变形。软式飞艇的各部件均采用橡胶材料。从图 18 可以看出，软式飞艇尾舵部分出现了明显的扭曲变形，同时头部出现了上翘的趋势，说明此时流场对结构影响非常显著，考虑耦合效应后飞艇最大位移变形量增大 225%。即对于软式飞艇而言，流固耦合效应是不容忽视的，飞艇在外流场作用下会和结构的变形叠加在一起影响系统的外形和气动力特性。因为其整体材料是相同的，所以不会出现像半硬式飞艇类似的气动力与材料强度耦合的变形特征。对于软式飞艇而言要想避免较大变形位移出现，可以参照半硬式飞艇的布局规律，通过局部材料刚度加强来减弱气动力引起的较大变形。

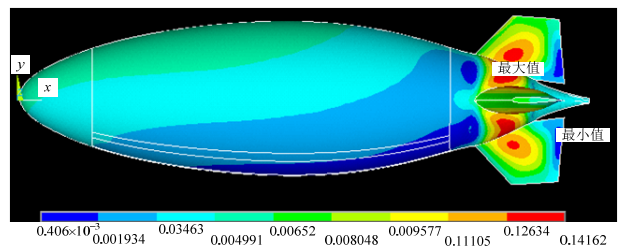


图 17 软式飞艇未耦合位移变形图

Fig.17 Deformation displacement of no coupling soft airship

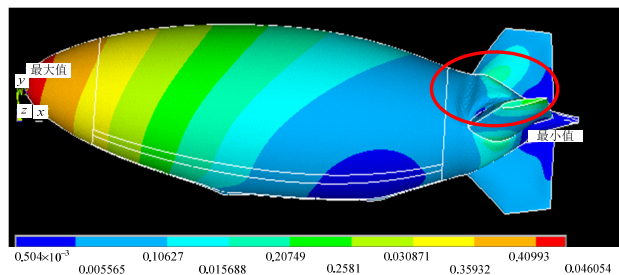


图 18 软式飞艇耦合位移变形图

Fig.18 Deformation displacement of coupling soft airship

4 结论

(1) 采用松耦合方法形成了定常流固耦合计算方法，并且针对流场与结构的模型展开了详细的计算，和实验结果进行了验证。

(2) 硬式飞艇不需考虑流场和结构的耦合效应，半硬式和软式飞艇的耦合效应较明显。其中半硬式飞艇，耦合效应主要影响区域为柔性最大的橡胶部分，考虑耦合效应后，飞艇位移变形量增加约 5%；软式飞艇，变形最为明显的是飞艇的尾部和头部，在来流作用下会出现明显的抬头位移，最大位移增量为 225%。通过对结果的进一步分析发现飞艇的变形是由其气动力布局与局部材料刚度特性两者耦合形成的。

(3) 采用量纲分析方法, 得到了艇体变形与膜材料弹性模量、内压、来流的变化规律。若模型与实物满足几何相似、材料相似和动力学相似的条件, 变形满足几何相似律。

参考文献:

- [1] 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 23—50.
Gan Xiaohua, Guo Ying. Introduction to airship technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 23—50. (in Chinese)
- [2] 孙悦, 赵和鹏. 临近空间飞行器应用分析与展望[J]. 无线电工程, 2008, 38(10): 26—27.
Sun Yue, Zhao Hepeng. Application analysis and prospects of near-space vehicle [J]. Radio Engineering, 2008, 38(10): 26—27. (in Chinese)
- [3] Lin Liao, Igor Pasternak. A review of airship structural research and development [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2009, 45(4): 83—96.
- [4] Li Yuwen, Meyer Nahon, Inna Sharf. Airship dynamics modeling: A literature review [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 217—239.
- [5] 杨秉, 杨健, 李小将, 等. 临近空间飞艇运行环境及其影响[J]. 航天器环境工程, 2012, 25(6): 395—398.
Yang Bing, Yang Jian, Li Xiaojiang, et al. The operating environment of near-space and its effects on the airship [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 25(6): 395—398. (in Chinese)
- [6] 唐逊, 赵攀峰, 秦朝中. 高空飞艇的流固耦合数值研究[J]. 航空科学技术, 2009, 10(4): 18—22.
Tang Xun, Zhao Panfeng, Qin Chaozhong. A numerical investigation on the fluid-structure interaction of high-altitude airship [J]. Aeronautical Science and Technology, 2009, 10(4): 18—22. (in Chinese)
- [7] 王晓亮, 单雪雄, 陈丽. 平流层飞艇流固耦合分析方法研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 22—28.
Wang Xiaoliang, Shan Xuexiong, Chen Li. Study on fluid-structure coupled computational method for stratosphere airship [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 22—28. (in Chinese)
- [8] Bessert N, Frederich O. Nonlinear airship aeroelasticity [J]. Journal of Fluids and Structures, 2005, 21(8): 731—742.
- [9] 刘建闽, 薛雷平, 鲁传敬. 平流层飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[J]. 力学季刊, 2006, 27(3): 440—448.
Liu Jianmin, Xue Leiping, Lu Chuanjing. Coupling computation of ambient flow and deformation of elastic membrane body [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2006, 27(3): 440—448. (in Chinese)
- [10] 刘建闽. 平流层飞艇绕流场与膜结构大变形的耦合计算[D]. 上海: 上海交通大学, 2008: 25—40.
Liu Jianmin. Coupling computation of the flow field and the large deformation of membrane structure of stratosphere airships [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008: 25—40. (in Chinese)
- [11] 秦朝中, 杨向龙, 孙文斌, 等. 高空飞艇的流固耦合数值研究[C]. 北京: 中国浮空器大会, 2007: 94—99.
Qin Chaozhong, Yang Xianglong, Sun Wenbin, et al. A numerical investigation on the fluid-structure interaction of high altitude airship [C]. Beijing: The LTA Conference of China, 2007: 94—99. (in Chinese)
- [12] 刘芳, 李栋. 飞艇绕流场与柔性变形的数值模拟[C]. 北京: 中国浮空器大会, 2008: 108—111.
Liu Fang, Li Dong. The flow field and deformation simulation of airship [C]. Beijing: The LTA Conference of China, 2008: 108—111. (in Chinese)
- [13] Thorsten Lutz, Peter Funk. Aerodynamic interference effects of airships [J]. Hyūga, Miyazaki: Second International Symposium on Transdisciplinary Fluid Integration, 2005: 10—15.
- [14] Peter Funk, Thorsten Lutz, Siegfried Wagner. Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 8(7): 603—610.
- [15] Thorsten Lutz, Peter Funk. Summary of aerodynamic studies on the Lotte airship [C]. Cambridge, England: 4th International Airship Convention and Exhibition, 2002: 101—110.
- [16] 吴小翠, 王一伟, 黄晨光. 飞艇大攻角绕流气动特性模拟及湍流模型与参数影响研究[J]. 工程力学, 2014, 31(8): 24—31, 69.
Wu Xiaocui, Wang Yiwei, Huang Chenguang. Aerodynamic simulation of airship ambient flow with high attack angles and analysis on turbulence models and parameters [J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(8): 24—31, 69. (in Chinese)
- [17] Chen Guangqiang, Chen Bingyan, Li Pengfei, et al. Study of aerodynamic configuration design and wind tunnel test for solar powered buoyancy-lifting vehicle in the near-space [J]. Procedia Engineering, 2015, 99(1): 67—72.
- [18] 武岳, 杨庆山, 沈世钊. 膜结构分析理论研究现状与展望[J]. 工程力学, 2014, 31(2): 1—14.
Wu Yue, Yang Qingshan, Shen Shizhao. The current status and prospects of analysis theory of membrane structures [J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(2): 1—14. (in Chinese)