

# 表面効果翼艇周りの流れの解析

## Analysis of the flow around the Wing-in-Surface Effect Craft

- 鬼岩あかり, お茶の水女子大, 東京都文京区大塚 2-1-1, g1420516@is.ocha.ac.jp  
河村哲也, お茶の水女子大, 東京都文京区大塚 2-1-1, kawamura@is.ocha.ac.jp  
Akari Oniwa, Ochanomizu University, 2-1-1 Ootsuka, Bunkyo-ku, Tokyo  
Tetuya Kawamura, Ochanomizu University, 2-1-1 Ootsuka, Bunkyo-ku, Tokyo

Lift of a wing becomes larger while drag becomes smaller when distance between a wing and the ground becomes smaller. This phenomenon is known as the ground effect or surface effect. WISE (Wind in surface effect) is a vehicle cruising near the sea to utilize this effect and to improve the efficiency of flight. In this study, numerical simulation is carried out to estimate the surface effect on the vehicle. The control parameters are attack angle, distance from the surface and the speed (Reynolds number) as well as the aspect ratio of the wing. Therefore, these parameters are changed to see their effect on the L/D (ratio of lift to drag). In the simulation, three dimensional incompressible Navier-Stokes equations are solved numerically by using fractional step method. As the results, useful data to design WISE are obtained.

### 1. はじめに

長崎県は日本で最も島が多い都道府県であり, その数は有人島だけでも 72 島にのぼる. 離島を行き来する人や物資は主に飛行機と船によって輸送されているが前者は積載量, 後者は移動スピードに限りがあるため, より効率的な輸送手段が求められる.

また離島の人口は年々減少しているが, 65 歳以上の人口は長崎県全体の増加率を大きく上回っており高齢化が進行している. 一方で離島における人口 10 万人あたりの常勤医師数は長崎県全体の約半分と少なく小離島のなかには医師が常駐せず巡回診療を行っているところもある. 人命に関わる緊急時における, より高速かつ安定した輸送手段が求められる.

その一つの手段となりうるものに表面効果翼艇がある. 表面効果翼艇とは, 水面のすれすれを飛行することにより揚力を増加させ, 抗力を減らす表面効果を利用した乗り物である. 本報では, 表面効果翼艇が効率よく安定した飛行をするための条件を提案する.

### 2. 計算方法

#### 2.1 基礎方程式

表面効果翼艇の飛行速度での流れは非圧縮性流体とみなせるので連続の式 (1) と運動方程式として Navier-Stokes 方程式 (2) を使用する.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \dots (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \\ = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \\ = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \\ = -\frac{\partial P}{\partial z} + \frac{1}{Re} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \dots (2) \end{aligned}$$

P: 圧力, Re: レイノルズ数

### 2.2 解法

上記の方程式をフラクショナル・ステップ法を用いて解く.  $\Delta t = 0.001$ , 計算ステップは 20,000 回とした.

### 3. モデル化・格子生成

#### 3.1 モデル化

本研究では, 表面効果翼艇のモデルを作成し 3 次元数値シミュレーションを行う. そして, 翼と水面間の距離  $d$  と迎角  $\alpha$  を変化させ, 流れの様子と揚抗比を調べる. 翼形は NACA0012 型をもとに翼の厚さを増したものとする. 翼のスパン方向は壁などはない中空構造としアスペクト比は 1 とする. パラメータは特筆しないかぎり,  $d=0.05$ ,  $\alpha=5$  とする. ただし  $d$  は翼弦長を 1 としたときの後縁と水面との距離の値である. レイノルズ数は格子の解像度を考慮して 10,000 とする.

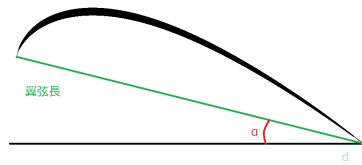


Fig. 3.1: Parameters changed in this study

#### 3.2 格子

計算領域では表面効果翼艇を図のように 2 分割した. 格子は翼に沿ったものとし, 格子数は図の領域①では  $(X \times Y \times Z =) 181 \times 41 \times 31$ , 領域②では  $(X \times Y \times Z =) 119 \times 31 \times 31$  である. (Fig. 3.2.1, Fig. 3.2.2) また, 翼に近いほど格子数を細かくした. (Fig. 3.2.3)

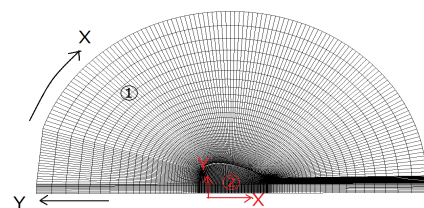


Fig. 3.2.1: Grid (side view)

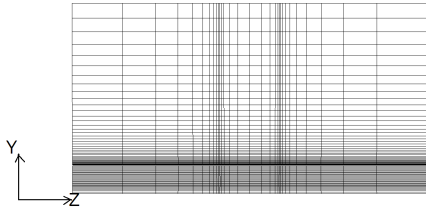


Fig. 3.2.2: Grid (front view)

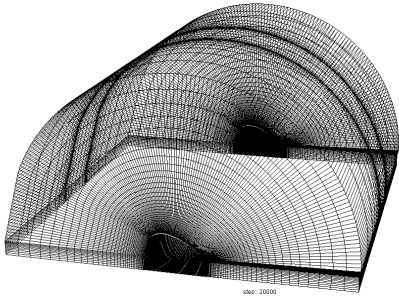


Fig. 3.2.3: Grid (bird's eye view)

### 3.3 境界条件

境界条件は図 (Fig. 3.3.1, Fig. 3.3.2) の通りである。

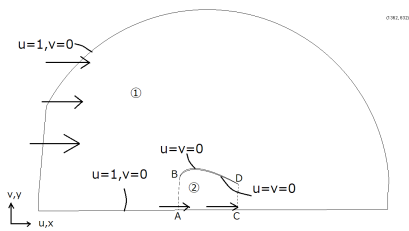


Fig. 3.3.1: Boundary conditions

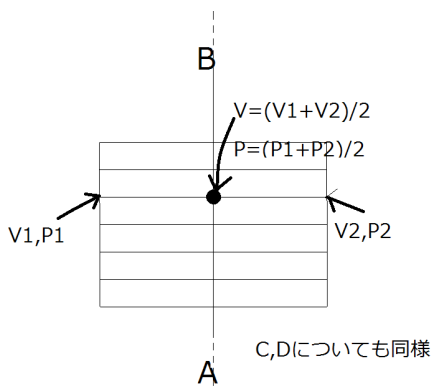


Fig. 3.3.2: Treatment on the joint plane

## 4. 結果と考察

### 4.1 水面との距離

水面との距離を変化させた場合の圧力と大気の流れを以下の図 (Fig. 4.1.1~4.1.9) で示す。また、それぞれの場合の揚抗比は Table 4.1 のようになった。またそれらをグラフ化した。(Fig. 4.1.10) なお、Fig. 4.1.1~4.1.9 は翼幅の中心で切り取った X-Y 平面あるいは領域①の格子番号 91, ②の格子番号 60 でスパン方向に切った断面である。

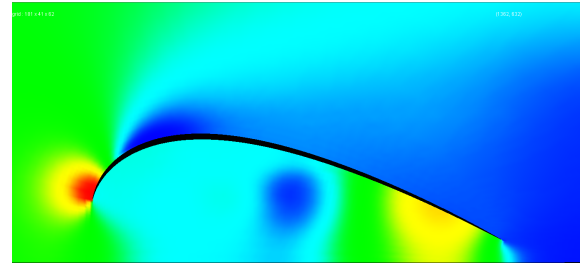


Fig. 4.1.1: Pressure distribution in the center plane (d=0.05)

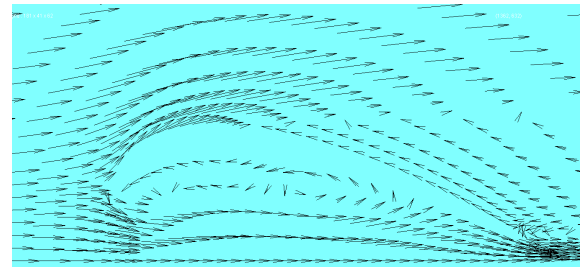


Fig. 4.1.2: Velocity vectors in the center plane (d=0.05)

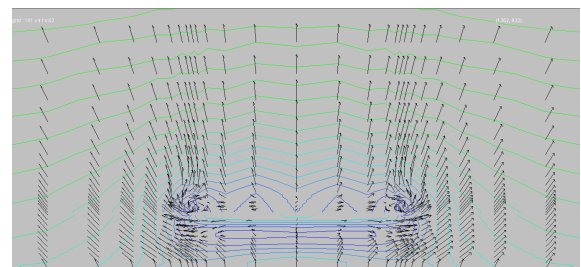


Fig. 4.1.3: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices (d=0.05)

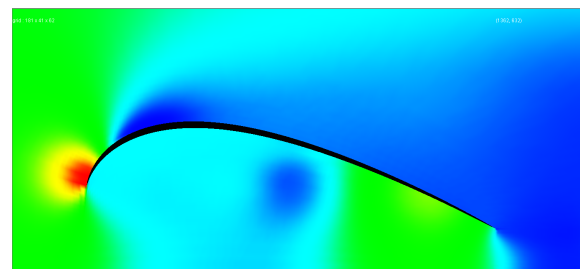


Fig. 4.1.4: Pressure distribution in the center plane (d=0.1)

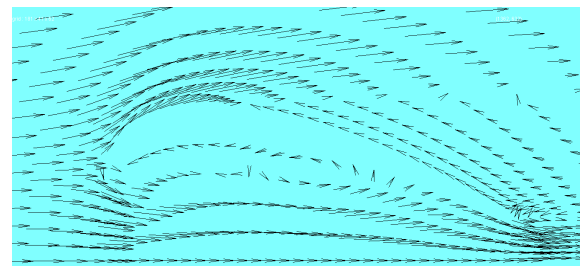


Fig. 4.1.5: Velocity vectors in the center plane (d=0.1)

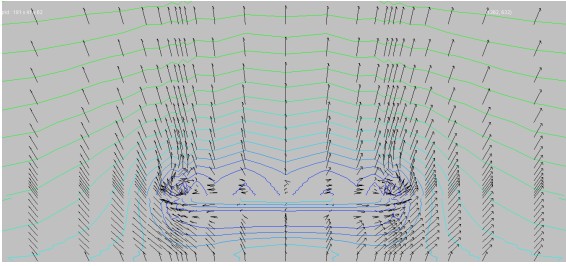


Fig. 4.1.6: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices( $d=0.1$ )

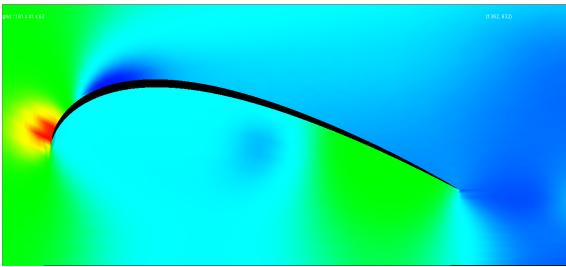


Fig. 4.1.7: Pressure distribution in the center plane ( $d=0.2$ )

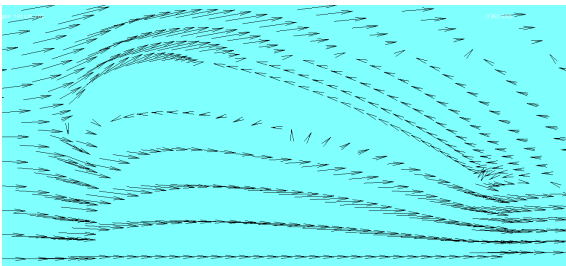


Fig. 4.1.8: Velocity vectors in the center plane ( $d=0.2$ )

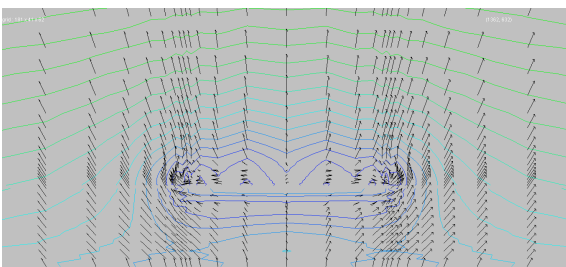


Fig. 4.1.9: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices( $d=0.2$ )

Table. 4.1: Ratio of lift to drag ( $L/D$ ) for various distance from the ground

d	0.05	0.1	0.2
揚抗比	1.728391	1.553754	1.357198

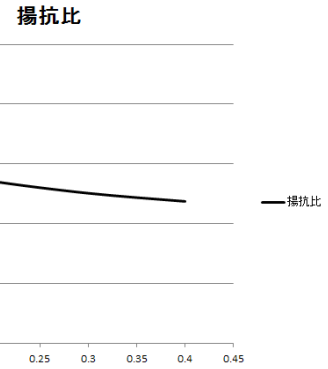


Fig. 4.1.10: various distance from the ground v.s.  $L/D$

X-Y 平面において  $d$  の値が小さいほど翼の上面と下面の圧力の差が大きく、翼の下の大気が翼後端から強く流出している。また  $d$  の値が小さいとき翼下面に渦がみられるが  $d$  が大きくなると渦は弱くなる。またスパン方向にきった断面において翼端渦が生じていることもわかる。計算結果の表からも水面からの距離が大きくなるにつれ、揚抗比は小さくなることが読み取れる。このことから水面に近ければ近いほど効率はやい。しかし、実際には波の影響もあるため考慮が必要だと考えられる。

#### 4.2 迎角

迎角を変化させた場合の大気の流れと圧力を以下の図 (Fig.4.2.1~4.2.9) で示す。また、それぞれの場合の揚抗比は Table4.2 のようになった。またそれらをグラフ化した。(Fig.4.2.10) なお、切り取る断面については 4.1 と同様である。

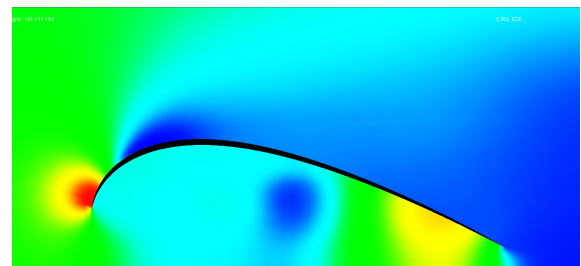


Fig. 4.2.1: Pressure distribution in the center plane ( $\alpha=5$ )

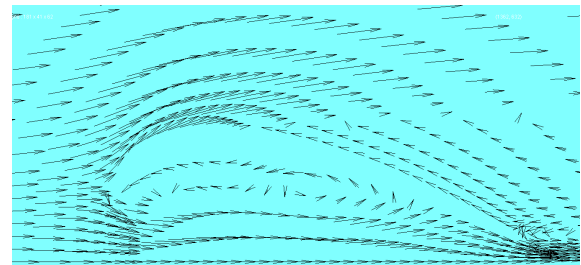


Fig. 4.2.2: Velocity vectors in the center plane ( $\alpha=5$ )

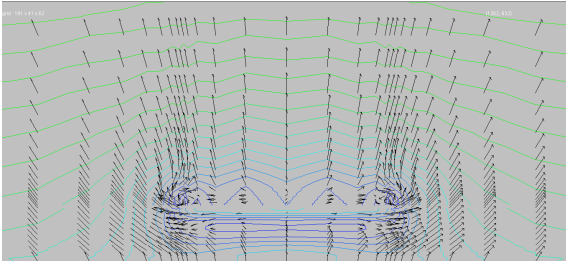


Fig. 4.2.3: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices ( $\alpha=5$ )

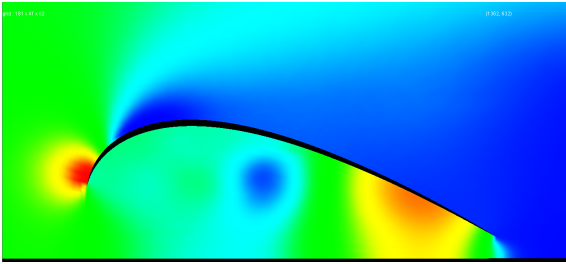


Fig. 4.2.4: Pressure distribution in the center plane ( $\alpha=7$ )

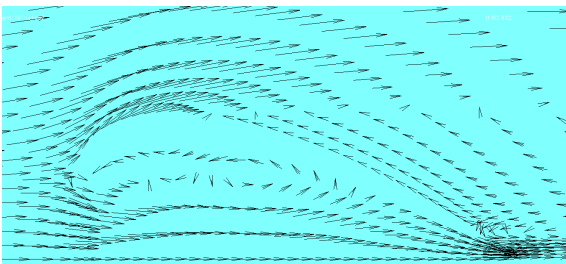


Fig. 4.2.5: Velocity vectors in the center plane ( $\alpha=7$ )

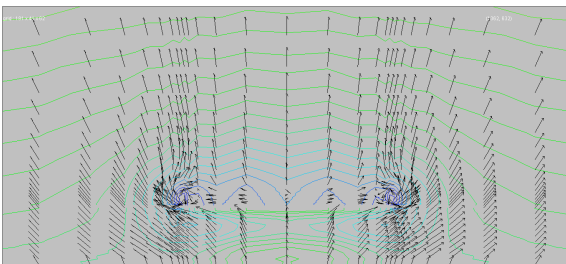


Fig. 4.2.6: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices ( $\alpha=7$ )

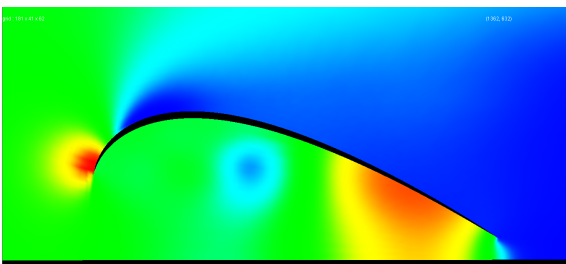


Fig. 4.2.7: Pressure distribution in the center plane ( $\alpha=9$ )

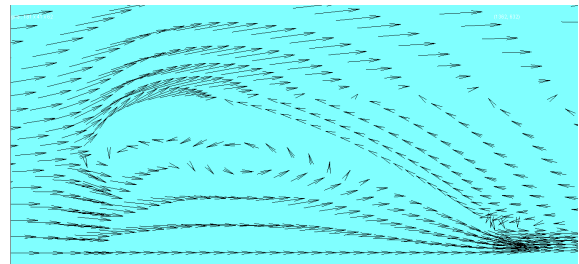


Fig. 4.2.8: Velocity vectors in the center plane ( $\alpha=9$ )

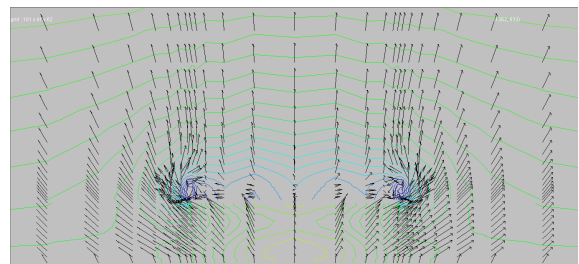


Fig. 4.2.9: Velocity vectors and pressure contours in the plane of span direction showing trailing vortices ( $\alpha=9$ )

Table. 4.2: Ratio of lift to drag (L/D) for various attack angle

$\alpha$	5	7	9
揚抗比	1.728391	2.002959	2.139564

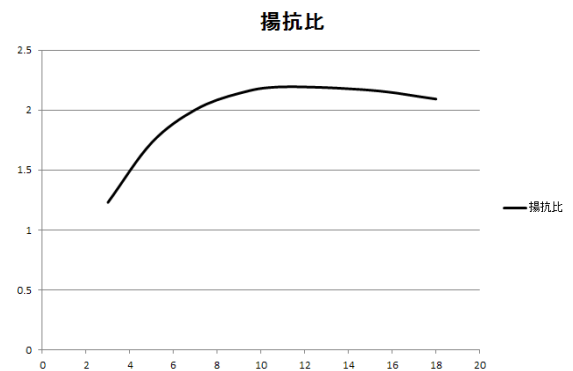


Fig. 4.2.10: Attack angle v.s. L/D

$\alpha$ が大きくなるにつれ,翼下面の圧力が大きくなっている.翼の前方からの大気の流れにより翼下面に前端から大きな剥離渦ができていのが見てとれる.またスパン方向に切った断面を見ると $\alpha$ が大きくなるにつれて,翼下面から上面に流れ込む翼端渦が強くなる.また計算結果の表でも角度が大きいかほど揚抗比が大きくなっているのがわかる.このことから迎角が大きくなるにつれ,揚抗比は大きくなる.しかし,大きくなりすぎると揚抗比は低下することがわかる.また機体が不安定になってしまうので考慮が必要だと考えられる.

#### 5. まとめと今後の課題

本研究では表面効果翼艇の飛行に着目して,効率よく飛行するための手法を提案し,シミュレーションによって検証した.その結果,地面との距離は可能な限り近く,迎角は大きいほど効率よく飛行できるが大きすぎると効率が悪くなることがわかった.

今後は,波などの自然条件や機体の特徴を考慮した,実際に近い条件での3次元シミュレーションを行い,また複数のパラメータを変化させるなどしてさらに効率のよい条件を見つけていきたい.

#### 参考文献

- (1) 久保昇三, 松原武徳, 松岡利雄, 河村哲也. “表面効果翼艇マリンスライダー・ミュースカイの流体力学”. ながれ. 1991, 10, P, 11~23
- (2) 長崎県 「ながさきの「しま」」  
<https://www.pref.nagasaki.jp/sima/new/0nagasaki-ritou.html>  
(最終アクセス日 2017/01/23)