

気液界面近傍をヒービング運動する翼に働く流体力の数値解析

Numerical study on the aerodynamics of an airfoil heaving in the vicinity of gas-liquid interfaces

○ 兼子 泰明, 阪大院, 吹田市山田丘 2-1, E-mail : kaneko@fluid.mech.eng.osaka-u.ac.jp

大森 健史, 阪大工, 吹田市山田丘 2-1, E-mail : t.omori@mech.eng.osaka-u.ac.jp

梶島 岳夫, 阪大工, 吹田市山田丘 2-1, E-mail : kajisima@mech.eng.osaka-u.ac.jp

Yasuaki KANEKO, Osaka University, 2-1 Yamadaoka, Suita, Osaka, 565-0871 Japan

Takeshi OMORI, Osaka University, 2-1 Yamadaoka, Suita, Osaka, 565-0871 Japan

Takeo KAJISHIMA, Osaka University, 2-1 Yamadaoka, Suita, Osaka, 565-0871 Japan

All the preexisting studies, to our knowledge, investigated the influence of the gas-liquid interface on the lift force for a heaving airfoil by means of discrete vortex method based on the potential flow theory, where the effects of vortices shed by the leading-edge of an airfoil were neglected. In the present study, by solving the two-dimensional Navier-Stokes equation, we analyze incompressible flows past a NACA0012 airfoil heaving in the vicinity of the gas-liquid interface at Reynolds number of 50000 and 66138. The present simulation results show that leading-edge vortices strongly affect the lift force acting on the airfoil, which demonstrates the importance of solving the Navier-Stokes equation in the study of the aerodynamics of a heaving airfoil. Regarding the ground effect, we show that the lift force depends not only on the clearance between a liquid surface and the airfoil but also on the motion of the airfoil.

1. 緒言

物体が気液界面近傍を運動するとき、気液界面の存在が物体の受ける流体力に影響を与える。この現象は水面効果として広く知られ、自然界ではトビウオや海鳥などがこの効果を利用している。工学の分野では主に飛行艇に水面効果が利用されており、その効果が機体の機体・操縦性・安定性などに影響を及ぼすため、多くの基礎的な研究がなされてきた。とりわけ、翼と気液界面の距離が時間的に変化するような問題に関しては実験による再現が難しく、数値計算による解析が期待されている。

従来、水面効果を扱った解析にはパネル法と離散渦法を組み合わせた手法が用いられており、水面上をヒービング運動する翼に働く流体力の解析などが行われている⁽¹⁾。従来の手法では物体周りの流れを速度ポテンシャルを用いて表し、予め設定した剥離点（主に翼後縁）から渦を放出することにより、剥離せん断層を近似する⁽²⁾。この手法は任意形状の構造物に適用出来る反面、剥離渦を放出する位置と渦の強さを決定するのに難しさがある。特に非定常運動する翼の動的特性を調べる上では、剥離渦の放出位置が時々刻々と変化するため、離散渦法の適用はさらに難しくなる。本研究では運動に伴う翼の動的特性を調べるにあたり、基礎方程式に Navier-Stokes 方程式を採用し、流れ場の直接数値計算を行う。気液界面の捕獲は、気相領域で 0、液相領域で 1 となるような空間的に滑らかな識別関数の移流方程式を、CIP 法 (Constrained Interpolation Profile Scheme) で時間積分することにより行う。

本研究では最初に単相のニュートン流体中のヒービング運動翼に働く流体力について、直接数値計算による結果とパネル法と離散渦法を用いた先行研究の結果を比較し、翼前縁からの剥離渦が翼に働く流体力に与える影響について考察する。次に気液界面近傍をヒービング運動する翼に働く流体力の解析を行い、運動に伴う翼の動的な特性を調べる。

2. 計算手法

2.1 基礎方程式と離散化手法

気相及び液相は非圧縮ニュートン流体とする。流れの数値計算は翼に沿う非慣性一般曲線座標系を用いた有限差分法によって行う。非慣性系は翼と共に運動するため、基礎方程式には相対速度で記述される連続の式と Navier-Stokes 方程式を用いる。

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u_i}{\partial t} = & - \frac{\partial(u_i + 2\epsilon_{imn}\Omega_m x_n)u_j}{\partial x_j} - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} \\ & + \frac{\mu}{\rho} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} - a_i - \epsilon_{ijk} \frac{d\Omega_j}{dt} x_k \\ & - \epsilon_{ijk} \epsilon_{mnk} \Omega_j \Omega_m x_n \end{aligned} \quad (2)$$

x_i は非慣性系における座標成分、 u_i は非慣性系で見た流体の相対速度成分、 p は圧力、 a_i は非慣性系の並進加速度成分、 Ω_i は非慣性系の角速度成分を表す。

変数の配置はコロケート配置とする。対流項の空間離散化には QUICK 法を適用し、その他の項には二次精度中心差分を用いる。圧力項以外の各項の時間進行には二次精度 Adams-Bashforth 法を用いる。連続の式を満たすよう Fractional Step 法によって圧力場を決定し、圧力方程式の解法には SOR 法を採用する。

2.2 気液界面を含む流れ場の取り扱い

計算領域の各セルにおいて識別関数 I を定義する。各セルにおける密度 ρ と粘性係数 μ は識別関数 I を用いて以下のように重み付けする。

$$\rho = \{I\rho_l + (1-I)\rho_g\} \quad (3)$$

$$\mu = \{I\mu_l + (1-I)\mu_g\} \quad (4)$$

添字 g, l はそれぞれ気相と液相を表す。気相と液相の密度と粘度の比は $\rho_g : \rho_l = 1 : 847$ 、 $\mu_g : \mu_l = 1 : 45.9$ (気相は空気、液相は水とし、どちらに対しても 300K での物性値⁽³⁾を用いた) とし、レイノルズ数は気相の物性値と翼弦長 L 及び翼の前方推進速度 U により定義する。

$$\text{Re} = \frac{\rho_g U L}{\mu_g} \quad (5)$$

また、識別関数の移流は以下の移流方程式に従い、CIP 法を用いて解析する。識別関数の形状関数として 3 次関数を使用する。

$$\frac{\partial I}{\partial t} + u_k \frac{\partial I}{\partial x_k} = 0 \quad (6)$$

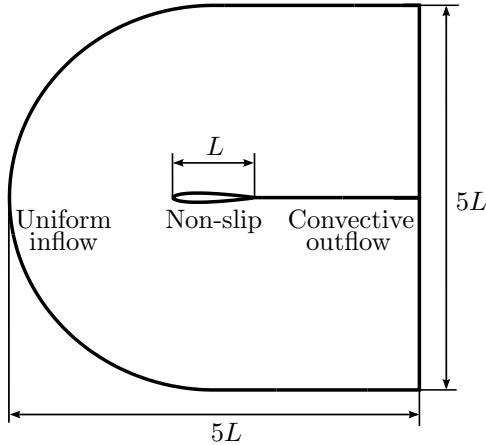


Fig. 1: Computational domain and boundary conditions.

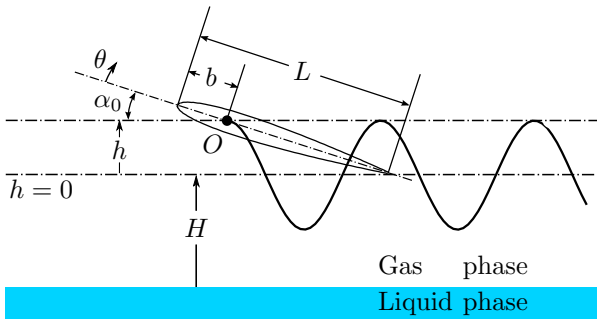


Fig. 2: Parameters for a moving airfoil.

2.3 計算領域と境界条件

本研究では翼に沿う境界適合格子として C 型格子を採用する．計算領域と境界条件を Fig.1 に示す．計算領域の大きさは翼弦長 L を基準として縦横 $5L$ である．境界条件として流入部には一様流入条件，流出部に対流流出条件，翼面上に滑りなし条件をそれぞれ適用する．

2.4 翼の動かし方

本研究で解析対象とする翼は剛体であり，翼には以下の式で表される強制運動を与える．Fig.2 に各変数を図示する．ここで $*$ は翼弦長 L と翼の前方進行速度 U で無次元化された変数であることを表し，運動の中心は翼前縁から測って $b = 0.2L$ である．

$$h^* = h_{am}^* \sin(\omega^* t^*) \quad (7)$$

$$\theta = \alpha_0 + \theta_{am} \sin(\omega^* t^* + \phi) \quad (8)$$

h_{am}^* と θ_{am} はそれぞれヒービング・ピッチング運動の振幅を表す． ω^* はヒービング・ピッチング運動の角振動数を表し， $\omega^* = 2\pi f^*$ である． α_0 は迎角の初期値であり， ϕ はヒービングとピッチングの位相ずれを表す．以降簡単のため $*$ を省略して表記する．

3. 検証計算

本研究で用いる計算手法の検証として，単相中をヒービング・ピッチング運動する NACA0010 翼に働くスラスト係数 $C_t (= -C_d)$ を計算し，瀧脇らによる実験結果⁽⁴⁾ との比較を行う．計算条件は $Re = 40000$ ， $f = 0.549$ ， $h_{am} = 0.2$ ， $\alpha_0 = 0^\circ$ ， $\theta_{am} = 12^\circ$ ， $\phi = \pi/2$ である．

計算結果を Fig.3 に示す．縦軸はスラスト係数 C_t ，横軸はヒービング位置 h であり，16 周期分を平均している．

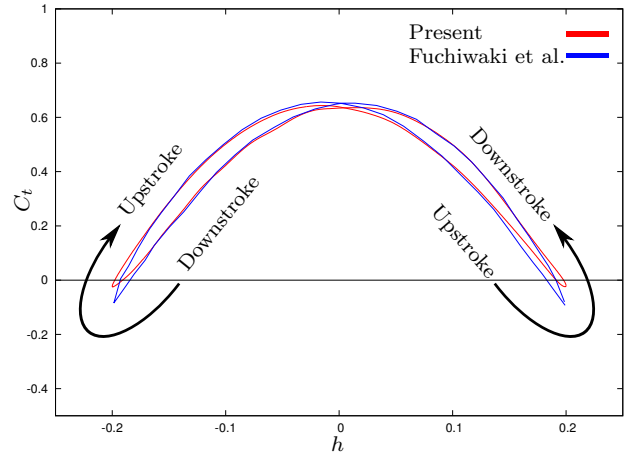


Fig. 3: Dependence of the thrust coefficient on the airfoil movement. The vertical line shows the thrust coefficient and the horizontal one the vertical position.

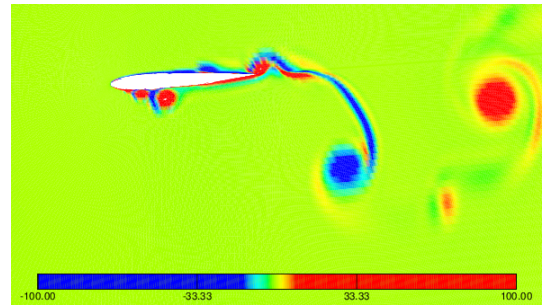


Fig. 4: Formation of a reverse Karman vortex street at $h = 0.15$ during a downstroke.

Fig.3 より，本研究による計算結果が瀧脇らの実験結果と良い一致を示していることが確認できる．

また，翼がヒービング・ピッチング運動する場合，翼前縁で発生した剥離渦が後縁に移動し，後縁から発生する渦と合体して後流に逆カルマン渦列を形成することがある．逆カルマン渦列が形成された場合，翼は高い推進効率を得ることが先行研究⁽⁵⁾ において報告されている．Fig.4 に示すダウンストローク中の $h = 0.15$ での速度分布の計算結果から，本計算条件においても逆カルマン渦列の形成が確認できる．これは Fig.3 において上死点・下死点を除いて常に推進力を得ていることと整合し，妥当な結果が得られていることが流れ場からも確認できる．

4. 翼前縁からの剥離渦が翼特性へ及ぼす影響の考察

単相中をヒービング運動する NACA0012 翼に働く揚力係数 C_l について，本研究による直接数値計算の結果と，Liang らによるパネル法と離散渦法を用いた計算結果⁽⁶⁾ を比較し，翼前縁からの剥離渦が翼に働く流体力へ及ぼす影響を考察する．Liang らの計算では非粘性流れを仮定しているが，本計算では流体の動粘度を $\nu = 1.583 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}$ (空気の 300K での物性値⁽³⁾) を用いた) とした．計算条件は $Re = 66138$ ， $f = 0.16$ ， $h_{am} = 0.1$ ， $\alpha_0 = 5^\circ$ である．

揚力係数 C_l の時間変化を Fig.5 に示す．Fig.5 より Liang らの計算結果との間に大きな違いがみられるが，これは剥離渦の取り扱いに起因すると考えられる．揚力係数 C_l において顕著な違いがみられる $t = 73$ 前後 (緑枠部) での速度場 (Fig.6) をみると，翼の前縁からの剥離により失速渦が形成され，翼面に沿いながら後縁へと移動していく様子が確認できる．Liang らによる解析で

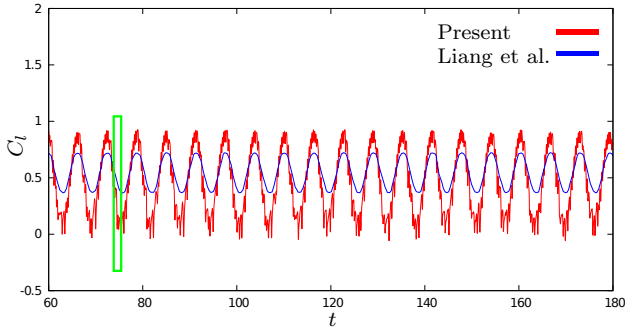


Fig. 5: Time history of C_l for a heaving airfoil.

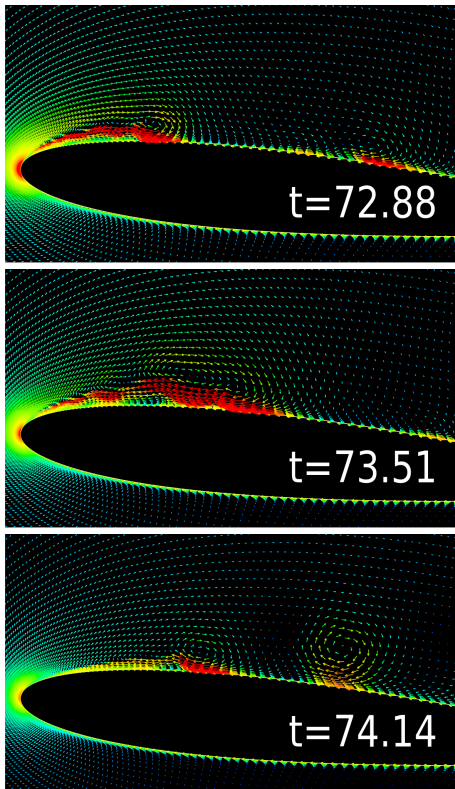


Fig. 6: Vortices shed by the leading-edge.

は、剥離渦の放出点は後縁のみとし、翼周りの循環の時間変化から渦の強さを決定する。本研究での直接数値計算では前縁からの剥離渦の発生を捉えることができたため、揚力係数 C_l の最大値・最小値及び変動の有無について、先行研究との間に違いがみられたと考えられる。以上より翼の運動に伴う動的な翼特性を調べる上では、Navier-Stokes 方程式に基づく直接数値計算が有効であるといえる。

5. 気液界面近傍をヒービング運動する翼に働く流体力の解析

気液界面の存在が翼に働く流体力へ与える影響を調べる。計算条件は $Re = 50000$, $f = 0.1$, $h_{am} = 0.2$ とし、気液界面近傍をヒービング運動する NACA0012 翼に働く揚力係数 C_l を計算する。ヒービング運動の中心位置 ($h = 0$) の気液界面からの高さ H を 0.35, 0.50, ∞ (開空間) の 3 通りとし、平均迎角は $\alpha_0 = 0^\circ, 5^\circ$ の 2 通りについて計算を行う。

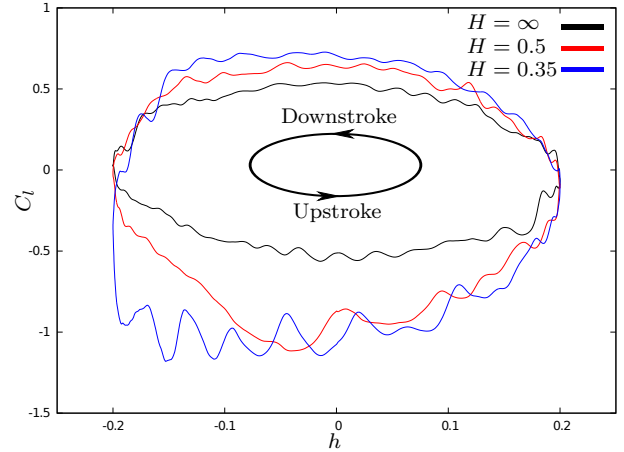


Fig. 7: Dependence of the lift coefficient on the airfoil movement for $\alpha_0 = 0^\circ$. The vertical line shows the lift coefficient and the horizontal one the vertical position.

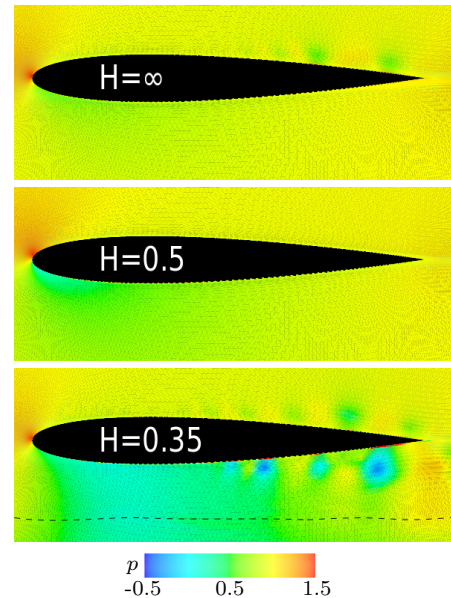


Fig. 8: Pressure contours at $h = 0.16$ during an upstroke. The dashed curve indicates the gas-liquid interface where the indicator function takes 0.5.

5.1 平均迎角 $\alpha_0 = 0^\circ$ の場合

平均迎角 $\alpha_0 = 0^\circ$ での計算結果を Fig.7 に示す。縦軸は揚力係数 C_l 、横軸はヒービング位置 h であり、20 周期分を平均している。Fig.7 より、ダウンストローク時には気液界面からの高さ H が減少するほど揚力がわずかに増加する傾向がみられる。それに対しアップストローク時には揚力の大幅な減少がみられ、離脱を妨げる力が大きく働いていることがわかる。Fig.8 に示すアップストローク中の $h = 0.16$ での圧力分布をみると、気液界面が存在する場合、翼下部の圧力が低下しているのがわかる。これは翼と気液界面に挟まれた領域の流路が局所的に狭まり、流速が増加するためだと考えられる。また同じヒービング位置 h においてもダウンストローク中では揚力の増加がみられることから、水面効果による影響は翼と気液界面の距離のみでなく、翼の運動方向にも依存することがわかる。

$H = 0.35$ のケースにおいて、気液界面近傍からの離脱時に揚力係数 C_l に大きな変動がみられる。Fig.8 をみると、 $H = 0.35$ では翼の後縁付近と気液界面の間に渦による負圧が発生しているのがわかる。この負圧によって圧力の変動が引き起こされていると考えられる。

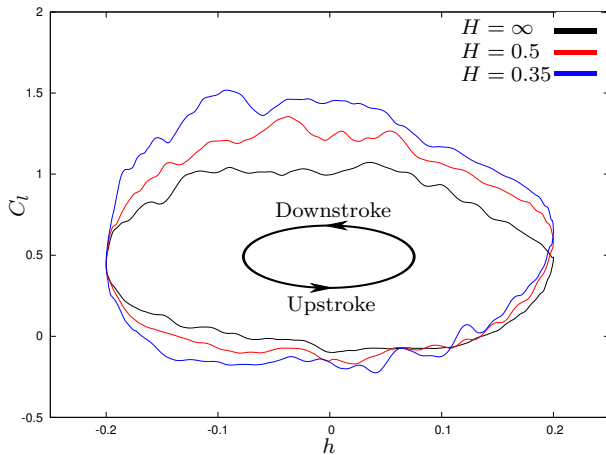


Fig. 9: Dependence of the lift coefficient on the airfoil movement for $\alpha_0 = 5^\circ$. The vertical line shows the lift coefficient and the horizontal one the vertical position.

5.2 平均迎角 $\alpha_0 = 5^\circ$ の場合

揚力係数 C_l の計算結果を Fig.9 に示す．縦軸は揚力係数 C_l ，横軸はヒーピング位置 h であり，20 周期分を平均している．Fig.9 より，平均迎角 $\alpha_0 = 5^\circ$ ではダウンストローク時の揚力増加が大きくみられることがわかる．これは翼下面の領域が全体的に狭まることによるせき止め圧の増加に起因すると考えられる．一方で，同じヒーピング位置 h においてもアップストローク中では若干の揚力減少がみられる．

平均迎角 $\alpha_0 = 0^\circ$ の結果と同様に，水面効果の影響は翼と気液界面の距離のみに依存するのではないことが，平均迎角 $\alpha_0 = 5^\circ$ の結果からも確認できる．最も水面効果の影響を受ける位相としては，平均迎角 $\alpha_0 = 0^\circ$ においてはアップストローク中で有るのに対し，平均迎角 $\alpha_0 = 5^\circ$ ではダウンストローク中である．

6. 結言

単相のニュートン流体中をヒーピング運動する NACA0012 翼 ($Re = 66138$, $f = 0.16$, $h_{am} = 0.1$, $\alpha_0 = 5^\circ$) まわりの流れ場の直接数値計算の結果より，本計算条件では翼の運動中に翼前縁から剥離渦が形成されることがわかった．先行研究でのパネル法と離散渦法を組み合わせた手法では翼後縁にのみ剥離渦を導入しているため，この前縁からの剥離渦は考慮されていない．このため，本研究と先行研究での翼に働く揚力係数の計算結果に違いがみられたと考えられる．以上より，翼の運動に伴う動的な翼特性を調べる上では，Navier-Stokes 方程式に基づく直接数値計算が有効であるといえる．

本研究ではさらに，有効性の確認された直接数値計算により，気液界面近傍をヒーピング運動する NACA0012 翼 ($Re = 50000$, $f = 0.1$, $h_{am} = 0.2$) に働く流体力を調べ，翼の動的特性について以下のような知見を得た．低迎角 ($\alpha_0 = 0^\circ$) においては，界面からの離脱を妨げる力が大きく，界面との距離が小さい場合は渦流に起因する揚力変動がみられた．一方で，高迎角 ($\alpha_0 = 5^\circ$) においては，ダウンストローク時に得られる揚力の増加が大きく，離脱時の影響は比較的小さいことがわかった．また低迎角・高迎角に共通して，水面効果による影響は翼と気液界面の距離のみでなく，翼の運動方向にも依存することがわかった．これより水面効果が翼に働く流体力に及ぼす影響を調べるにあたっては，翼と気液界面の距離が固定された静的な問題設定のみでなく，翼の運動まで考慮した解析が必要であるといえる．

今後は気液界面の大変形を含む問題について解析を行い，界面変形が水面効果に及ぼす影響を調べる．

参考文献

- (1) K. I. Matveev and C. Chaney, "Heaving motions of a ram wing translating above water," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 38 (2013), pp. 164-173.
- (2) 林，麻生，"パネル法と離散渦法を用いた剥離流の数値シミュレーション," *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 34, No. 390 (1986), pp. 350-355.
- (3) 日本流体力学会編，"流体力学ハンドブック," 丸善，東京 (1987)
- (4) 淵脇，田中，"ピッチング運動とヒーピング運動が組合った運動翼に働く非定常推進力," *日本機械学会年次大会講演論文集*, Vol. 2 (2006), pp. 375-376.
- (5) J. M. Anderson et al., "Oscillating foils of high propulsive efficiency," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 360 (1998), pp. 41-72.
- (6) H. Liang et al., "Numerical study of two-dimensional heaving airfoils in ground effect," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 48 (2014), pp. 188-202.