

2次元羽ばたき飛行の数値シミュレーション ～飛行安定性と簡単な飛行制御～

Flight simulation of a two-dimensional flapping wing ～flight stability and simple flight control～

木村悠介, 京大院工学研究科, E-mail : kimura.yusuke.52x@st.kyoto-u.ac.jp
鈴木康祐, 京大院工学研究科, E-mail : kosuke.suzuki.58r@st.kyoto-u.ac.jp
稲室隆二, 京大院工学研究科, E-mail : inamuro@kuaero.kyoto-u.ac.jp

Yusuke Kimura, Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyoto University, Kyoto 606-8501
Kosuke Suzuki, Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyoto University, Kyoto 606-8501
Takaji Inamuro, Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyoto University, Kyoto 606-8501

2012 年 6 月 29 日

Abstract

Two-dimensional flapping flights are investigated by the immersed boundary-lattice Boltzmann method. In the method, we can treat the moving boundary problem efficiently on the Cartesian grid. First, we investigate the effect of the Reynolds number in the range of 40-200 on flows around symmetric flapping wings under no gravity field and find that for high Reynolds numbers ($Re \geq 55$), asymmetric vortices with respect to the horizontal line appear and the time-averaged lift force is induced on the wings, whereas for low Reynolds numbers ($Re \leq 50$), only symmetric vortices appear around the wings and no lift force is induced. Next, we consider asymmetric flapping wing to look for what kinds of flapping ways are appropriate for upward flight. We find that two flapping ways, such as bottomside flapping model and downstroke fast flapping model, are appropriate for upward flight. Then, we investigate the motion of the model with an initial rotational disturbance and find that the motion is rotationally unstable. That is, once the model starts rotating, the rotational motion rapidly increases. Finally, we study how to control the rotational and translational motions. By bending or flapping a wing tip, we find stable rotational and translational flight by the flapping wing.

1 はじめに

近年、数 mm から 10cm 程度の大きさの超小型飛行体 (Micro Air Vehicle: MAV) の研究開発が盛んに進められており、災害時や惑星探査等の極限環境における観測・調査用として活躍が期待されており、その推進機構として昆虫や鳥に見られる羽ばたき飛行が注目されている。その理由として、昆虫や鳥の飛行に見られる垂直離着陸や空中停止飛行 (ホバリング)、急旋回や急加速、さらには推力と揚力の同時生成 (飛行機では推力はエンジン、揚力は主翼で分担) といった高い運動特性が上げられる。昆虫等の羽ばたき飛行はこれまで数多くの研究がなされてきており、翼のまわりに生成される前縁剥離渦 (leading edge vortex: LEV) が揚力発生の重要な役割を担っていることが指摘されている。Ellington ら [1] は大型蛾の三次元模型 (flapper) を用いた煙可視化実験において翼の振り下げの間に、前縁に付着する強い前縁渦 (LEV) を捉えたことから、昆虫の飛行には失速遅れ (短い間、迎え角を大きくとり、失速する前に LEV を使って揚力を得る) という揚力発生原理が働いていることを実験的に示した。その後、Dickinson ら [2] は小型ハエの 100 倍拡大翼模型を用いて、ハエの空中停止飛行には失速遅れと共に、回転循環 (翼の回転運動により生じる循環による揚力の増加) や、後流捕獲 (過去の羽ばたきにより生じた剥離渦を利用することによる揚力の増加) というメカニズムも存在すると指摘した。また、Liu [3] はスズメ蛾の翼形状の 3 次元幾何学モデルと実際の 3 次元羽ばたき運動のモデルを用いて、非定常流体の数値解析を行い、羽ばたき翼周りに前縁渦 (LEV) が生じて揚力が発生することを発表した。このように、昆虫の飛行では、羽ばたき運動により翼周りに生成される渦が影響を与えていることがわかっているが、小さな昆虫等の Reynolds 数が 100 程度の低 Reynolds 数領域における羽ばたき運動による揚力発生メカニズムは未だ十分に解明されたとは言えない。

羽ばたき運動の中でも最も単純で基本的な上下左右に对称に羽ばたく 2 次元対称羽ばたき翼モデルの運動についても、これまでは振り上げ時に発生する力と振り下ろし時に発生する力が互いに打ち消しあうために正味の揚力は発生しないと考えられてきた。しかし、Iima らは 2 次元対称羽ばたきモデルの数値計算を行い、翼周りの流れの上下の対称性が崩れ、時間平均した揚力が発生することを報告している [4-6]。しかしながら、彼らの研究では非粘性の渦法に人工的な粘性を加えるモデル化を行っており、Reynolds 数などの無次元パラメータが 2 次元対称羽ばたき飛行に与える影響について系統的に整理されているとは言えない。Ota らはチョウの羽ばたき運動をモデル化した 2 次元対称羽ばたき翼の飛行数値シミュレーションを行い、定量的に翼の運動の評価をしている [7,8]。ただし、彼らの研究においては、重心の上下左右方向の並進運動は考慮されているが、重心周りの回転運動は考慮されていない。

本稿では、翼の重心周りの回転運動を考慮して、無重力場において、Reynolds 数の変化に対する翼の運動シミュレーションを行い、対称羽ばたき翼による揚力の発生メカニズムを調べる。次に、非対称羽ばたき飛行を考え、上方向に運動しやすい羽ばたき法を調べる。さらに、重心周りの回転運動を考慮した上で、初期のわずかな擾乱が飛行に与える影響 (飛行安定性) を調べ、回転運動を制御する羽ばたき飛行法を述べる。最後に、安定飛行 (上昇飛行) が可能になるような、回転運動と並進運動を制御する簡単な制御法の一例を示す。

2 計算モデル

2.1 2 次元対称羽ばたき翼モデル

本研究では、Fig. 1 に示すチョウをモデル化した上下左右に对称に羽ばたく 2 次元対称羽ばたき翼モデルを考える。左右の翼を長さ $\hat{L}$ (記号 $\hat{\cdot}$ は有次元量を表す) の質量の小さい直線、胴体を質量 $\hat{M}$ の質点で表す。ここで、胴体の質量が翼の質量よりも十分に大きいという仮定をする。したがって、このモデルの重心位置は質点の位置と一致する。また、翼は胴体を中心に周期的な羽ばたき運動を行い、水平線に対する翼の角度は時間 $\hat{t}$ の関数として $\theta(\hat{t})$ で与えられる。

$$\theta(\hat{t}) = \Delta\theta \cos\left(\frac{2\pi}{\hat{T}}\hat{t} + \frac{\phi}{180}\pi\right), \quad (2.1)$$

ここで、 $\hat{T}$ は羽ばたき周期、 ϕ は初期位相、 $\Delta\theta$ は羽ばたき角の振幅である。また、翼の初期位置は初期位相 ϕ によって変化し、 $\phi = 0^\circ$ の場合には最も振り上げた位置となる。なお、翼端羽ばたき速度は

$$\hat{u}_{\text{tip}} = \hat{L} \frac{d\theta}{d\hat{t}}, \quad (2.2)$$

であり、これを 1 周期で時間平均した翼端平均羽ばたき速度は次のように求まる。

$$\bar{\hat{u}}_{\text{tip}} = \frac{1}{\hat{T}} \int_0^{\hat{T}} |\hat{u}_{\text{tip}}| d\hat{t} = \frac{4\hat{L}\Delta\theta}{\hat{T}}. \quad (2.3)$$

さらに、 Θ は翼全体の重心回りの回転角を表し、 Θ の符号は反時計回りを正、時計回りを負とする。なお、時刻 $t = 0$ における翼全体の初期回転角を Θ_0 とする。

3 支配方程式

以下の物理量はすべて、翼長 $\hat{L}$ 、翼端平均羽ばたき速さ $\bar{\hat{u}}_{\text{tip}}$ 、および代表流体密度 $\hat{\rho}_0$ を用いて無次元化されたものである。無次元化の方法については、付録 A を参照されたい。

流体運動の支配方程式は、2 次元非圧縮性粘性流体の連続の式および Navier-Stokes 方程式である。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (3.1)$$

$$\frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\nabla p + \frac{1}{Re} \nabla^2 \mathbf{u}, \quad (3.2)$$

ここで、 $\mathbf{u}$ は流速、 p は流体の圧力である。また、Reynolds 数は翼 L と翼端平均羽ばたき速度を用いて次のように定義する。

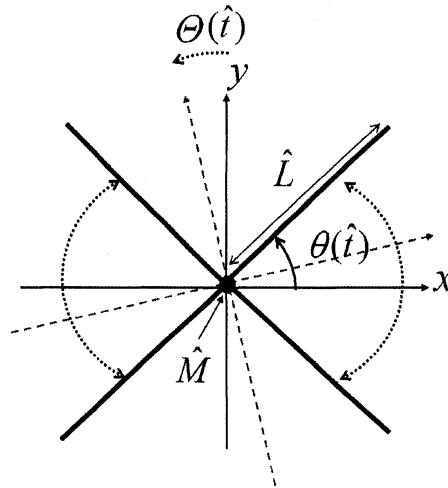


Figure 1. Two-dimensional symmetric flapping wing.

$$Re = \frac{\bar{u}_{\text{tip}} \hat{L}}{\hat{\nu}}, \quad (3.3)$$

ここで、 $\hat{\nu}$ は流体の動粘性係数である。

なお、翼上での境界条件には粘着条件を用いる。

一方、翼の重心運動については、 x 方向および y 方向に自由に並進運動するとし、重心まわりの回転運動は無視する。したがって、翼の重心運動の支配方程式は次のようになる。

$$M \frac{d\mathbf{U}_c}{dt} = \mathbf{F}, \quad (3.4)$$

$$\frac{d\mathbf{X}_c}{dt} = \mathbf{U}_c, \quad (3.5)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{N}{I}, \quad (3.6)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = \omega, \quad (3.7)$$

ここで、 $\mathbf{X}_c$, $\mathbf{U}_c$, $\mathbf{F}$, M , ω , N , I , Θ はそれぞれ、重心の位置、重心速度、翼に働く流体力、翼の質量、重心周りの回転角速度、翼に働く重心周りのトルク、重心周りの慣性モーメントおよび回転角である。ここで、重心運動を支配する無次元パラメータ M および I を次のように定義する。

$$M = \frac{\hat{M}}{\hat{\rho}_{2D} \hat{L}^2}, \quad (3.8)$$

$$I = \frac{\hat{I}}{\hat{\rho}_{2D} \hat{L}^4}, \quad (3.9)$$

ここで、 $\hat{\rho}_{2D}$ は有次元の流体の密度である。

以上より、2次元対称羽ばたき飛行を支配する無次元パラメータは Reynolds 数 Re 、無次元質量 M 、無次元慣性モーメント I の3個であることがわかる。無次元質量 M と無次元慣性モーメント I の値には Iima らの論文 [4-6] を参考に、 $M = 9.05$ および $I = 0.70$ を用いた。無次元質量の値の導出については、付録 B を参照されたい。

4 計算方法および計算条件

4.1 計算方法

式 (3.1) および式 (3.2) の数値計算には、非圧縮性粘性流中の移動境界問題を圧力の Poisson 方程式を解かずにデカルト格子上で効率よく扱うことができる、格子ボルツマン法 [9] と埋め込み境界法 [10-12] を組み合わせた手法 [13, 14] を用いた。手法の妥当性については Ota ら [7] を参照されたい。彼らは、振動円柱まわりの計算、急出発する円柱まわりの流れの計算、および移動平板まわりの流れの計算を行い、他の既往研究の結果と良く一致することを確認している。また、運動方程式 (3.4), (3.5) および回転の運動方程式 (3.6), (3.7) の時間発展の計算には 2 次精度の Adams-Bashforth 法を用いた。なお、流体運動と重心運動の連成計算には、交互に時間発展の計算を進める弱連成を採用した。

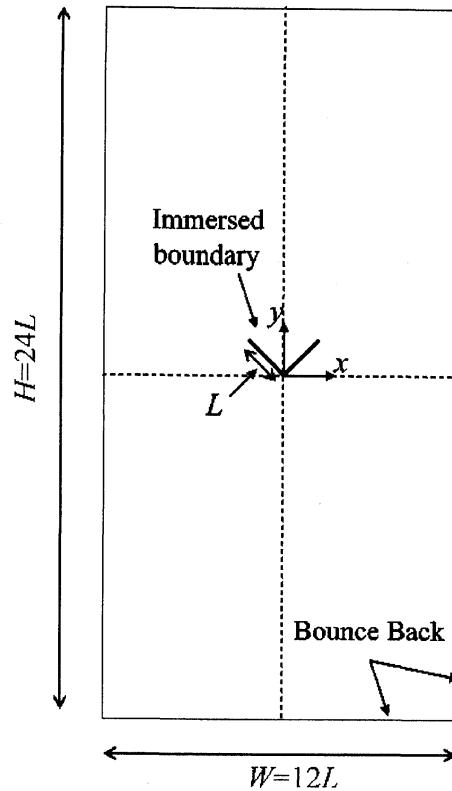


Figure 2. Computational domain for a two-dimensional flapping wing.

4.2 計算条件

3章の定式化からわかるように、羽ばたき運動を支配する無次元パラメータは Reynolds 数 Re , 羽ばたき角の振幅 $\Delta\theta$, 初期位相 ϕ である. このうち羽ばたき角の振幅 $\Delta\theta$ は Iima ら [4] と同じ $\Delta\theta = 46.8^\circ$ を基準値とし, 初期位相 ϕ は $\phi = 0^\circ$ の時は翼の初期位置は最も振り上げた位置から羽ばたき始めることに注意する.

計算領域は, Fig. 2 に示すように幅 W , 高さ $H(= 2W)$ の矩形とし, 領域の幅と翼長の比 $W/L = 12$ とした. 翼長の分割は, $Re = 40, 100$ のとき $L = 60$ メッシュ, $Re = 200$ のとき $L = 80$ メッシュとした [7, 8]. 計算領域の周囲境界は静止壁とし, 格子ボルツマン法の滑りなし境界条件である bounce-back 条件を, また翼の境界の計算に埋め込み境界法を用いた. 初期において, 胴体の重心を計算領域の中央 $((X_c, Y_c) = (0, 0))$ に置くことにする. したがって, 翼の重心の座標 (X_c, Y_c) は $-6 \leq X_c \leq 6$, $-12 \leq Y_c \leq 12$ の範囲を取り得る.

5 計算結果

5.1 対称羽ばたき飛行

まず, 対称羽ばたき飛行において, Re 数の影響を調べる. なお, 翼全体の初期回転角 $\theta_0 = 0^\circ$, 羽ばたき運動の初期位相 $\phi = 0^\circ$ (翼の初期位置は最も振り上げた位置), 翼の質量 $M = 9.05$, 重心周りの慣性モーメント $I = 0.70$, 羽ばたき角の振幅 $\Delta\theta = 46.8^\circ$ とする. $Re = 40, 200$ の場合の重心の y 座標の軌跡を Fig. 3 に示す. $Re = 40$ の場合には平衡位置のまわりに上下運動を繰り返すが, $Re = 200$ では上に運動することがわかる. ここで, 7 周期目の渦度場の様子を Fig. 4 およ

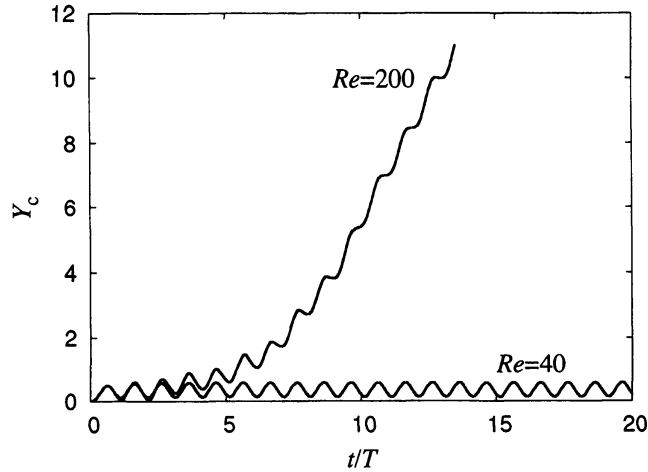


Figure 3. Trajectory of the y -position of the center of mass at $Re = 40$ and 200 with $\Theta_0 = 0^\circ$, $\phi = 0^\circ$, $M = 9.05$, $I = 0.70$ and $\Delta\theta = 46.8^\circ$ under no-gravity.

び Fig. 5 に示す. $Re = 40$ では翼が上下対称な位置にあるとき ((a) $\leftrightarrow$ (c), (b) $\leftrightarrow$ (d)) に, 翼まわりには翼端から剥離した渦対が上下に対称な位置に存在する. なお, 最初の翼の振り下ろし時に発生する揚力の影響により, 重心の時間平均位置が $Y_c > 0$ になっていることに注意が必要である. 一方, $Re = 200$ では, 翼が上下対称な位置にあるときにも, 翼まわりには翼端から剥離した渦対が上下に非対称な位置に存在する. 特に振り上げ, 振り下ろしのどちらの場合においても翼の下面に渦対が存在している. この対称性の崩れの現象は, 翼端から剥離した渦対がすぐに消滅せず, 渦同士の相互作用により翼の上面から剥離した渦対が翼の下面に回り込むために起こると考えられる. 以上の結果より, Re 数が小さいと振り上げと振り下ろしで生成される揚力は互いに打ち消しあい正味の揚力がゼロとなるのに対して, Re 数が大きくなると流れ場の履歴による影響で上下に非対称な渦対が生成され, その結果, 振り上げと振り下ろしで非対称な揚力が発生し, 翼には正味の揚力が発生することがわかる.

$Re = 40, 200$ の場合には回転運動を考慮しても, 流れ場の左右の対称性は崩れず, 回転運動は生じなかった. したがって, 回転運動を考慮していなかった Ota ら [7, 8] と同じ結果となっていることに注意されたい. また, 流れ場の上下の対称性が崩れる臨界 Re 数, 翼の初期位置の影響, 羽ばたき角の振幅の影響および翼の質量の影響については Ota ら [7, 8] を参照されたい.

5.2 非対称羽ばたき飛行

ここでは, 上下に非対称に羽ばたく 2 つの非対称羽ばたきモデルを考える. なお, 5.1 節の結果から $Re = 40, 200$ の場合は回転運動を考慮しても回転運動が生じなかったため, 回転運動を無視する.

まず, 一つ目の非対称な羽ばたき運動は, Fig. 6(a) に示すように, 上下左右に対称に羽ばたく 2 次元対称羽ばたき翼の運動から, y 軸正負の方向に羽ばたき角度 α をずらす周期的な運動となる場合である. ただし, α は y 軸正の方向を正として, 羽ばたき運動は $\alpha > 0^\circ$ の時は上側中心, $\alpha < 0^\circ$ の時は下側中心の羽ばたき運動を行うことに注意する. なお, 本研究で用いた α の範囲は $-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$ である. また, 翼の運動を定式化すると, 翼の水平線に対する角度 $\theta(t)$ は時間 t の関数として次のように与える.

$$\theta(t) = \Delta\theta \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right) + \frac{\alpha}{180}\pi, \quad (5.1)$$

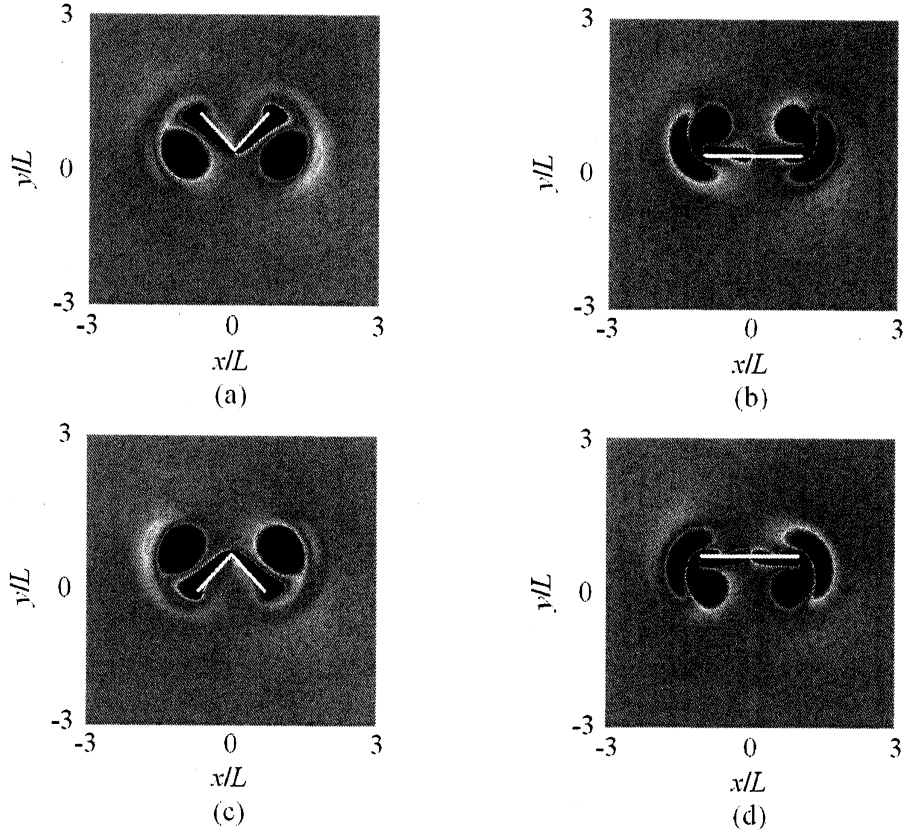


Figure 4. Vorticity field around flapping wings under no-gravity at $Re = 40$ with $\Theta_0 = 0^\circ$, $\phi = 0^\circ$, $M = 9.05$, $I = 0.70$ and $\Delta\theta = 46.8^\circ$, (a) $t/T = 6.0$, (b) $t/T = 6.25$, (c) $t/T = 6.5$, (d) $t/T = 6.75$.

ここで、 α が角度のずれを表すパラメータである。また、翼の初期位置は最も振り上げた位置となることに注意する。なお、羽ばたき角の振幅 $\Delta\theta$ は $\Delta\theta = 46.8^\circ$ とする。

二つ目の非対称な羽ばたき運動は、Fig. 6(b) に示すように翼の羽ばたき角の振幅は上下で同じであるが、振り下げと振り上げの周期を変化させることにより、振り下げと振り上げの速度を変化させるというものである。振り下げ周期を T_{down} 、振り上げ周期を T_{up} として、翼の運動を定式化すると、翼の水平線に対する角度 θt は次のように与えられた関数を繰り返す周期関数とする。

$$\theta(t) = \begin{cases} \Delta\theta \cos(\frac{2\pi}{T_{\text{down}}} t), & 0 \leq t \leq \frac{T_{\text{down}}}{2} \\ -\Delta\theta \cos(\frac{2\pi}{T_{\text{up}}}(t - \frac{T_{\text{down}}}{2})), & \frac{T_{\text{down}}}{2} \leq t \leq \frac{T_{\text{down}}}{2} + \frac{T_{\text{up}}}{2} \end{cases} \quad (5.2)$$

ここで、 $\Delta\theta$ は対称羽ばたき運動時の羽ばたき角の振幅であり、 $\Delta\theta = 46.8^\circ$ とする。また、翼の初期位置も最も振り上げた位置とする。なお、本節内では T_{down} を固定し、 T_{up} を T_{down} に対して、 $0.95 \leq T_{\text{up}}/T_{\text{down}} \leq 1.05$ の範囲で T_{up} を変化させる。なお、翼端羽ばたき速度は、固定した振り下げ周期を用いて、振り下げの周期平均翼端羽ばたき速度で定義する。

$$\bar{u}_{\text{tip}} = \frac{1}{T_{\text{down}}} \int_0^{T_{\text{down}}} |u_{\text{tip}}| dt = \frac{4L\Delta\theta}{T_{\text{down}}}. \quad (5.3)$$

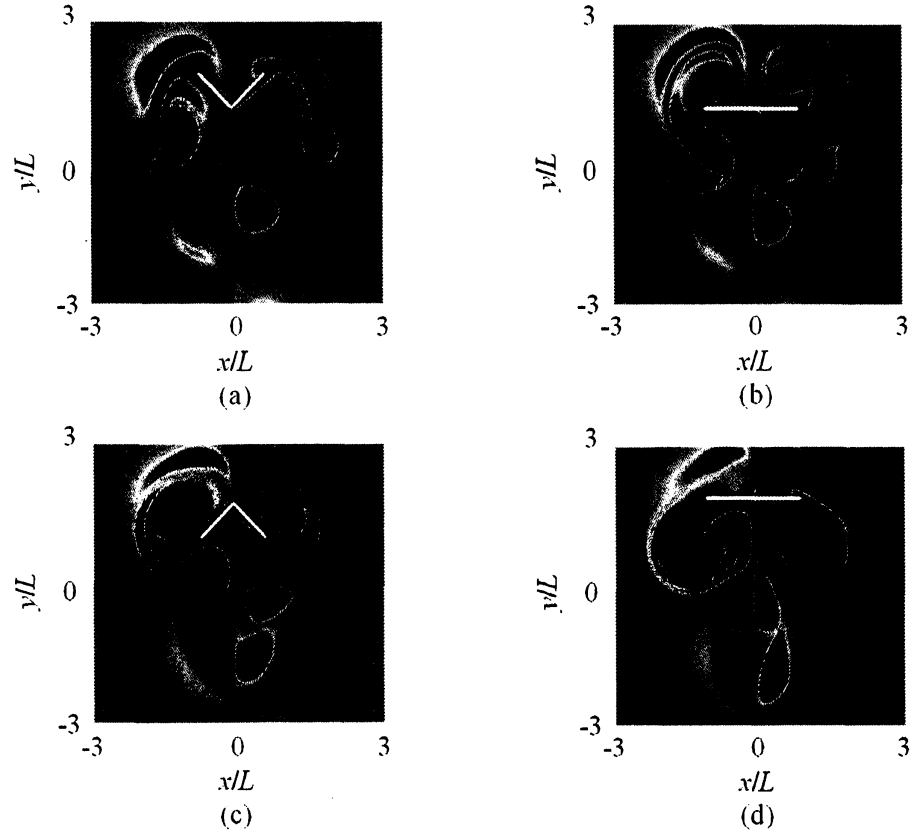


Figure 5. Vorticity field around flapping wings under no-gravity at $Re = 200$ with $\Theta_0 = 0^\circ$, $\phi = 0^\circ$, $M = 9.05$, $I = 0.70$ and $\Delta\theta = 46.8^\circ$, (a) $t/T = 6.0$, (b) $t/T = 6.25$, (c) $t/T = 6.5$, (d) $t/T = 6.75$.

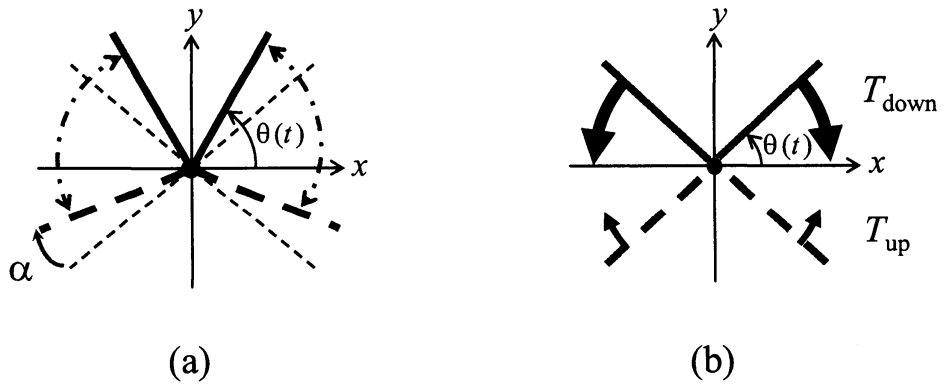


Figure 6. Asymmetric models. (a) asymmetric flapping angle, (b) asymmetric flapping period.

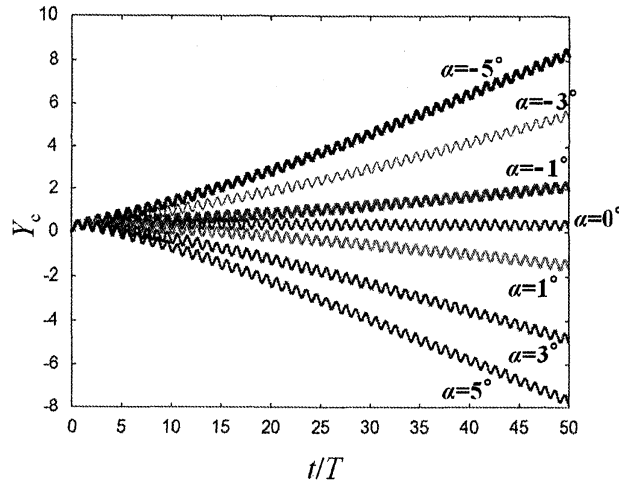


Figure 7. Trajectory of the y -position of the center of mass at $Re = 40$ with $M = 9.05$ and $\Delta\theta = 46.8^\circ$ for asymmetric flapping angle under no-gravity.

(1) 非対称な羽ばたき角度

無重力場で翼を最も振り上げた位置にすると、翼が上下左右に対称な羽ばたき運動をすると重心が平衡位置で停留する $Re = 40$ についての重心の上下方向の運動の結果は次のようになった。Fig. 7 に示すように、非対称な羽ばたき角度では、対称羽ばたき ($\alpha = 0^\circ$) とは異なり、翼が下側を中心に羽ばたく時 ($\alpha < 0^\circ$) に重心は上に、上側を中心に羽ばたく時 ($\alpha > 0^\circ$) は下に運動することが分かる。つまり、翼が最も振り上げた位置にある時は、下側の羽ばたき運動では重心は上へ、上側の羽ばたき運動は下への運動を生じやすい飛行方法であるということがわかった。また、運動速度については、 $\alpha > 0^\circ$ で α を増加させていくと重心は下に運動しやすくなっている、 $\alpha < 0^\circ$ で α を減少させていくにつれて上方向に運動しやすくなっていることがわかる。つまり、対称羽ばたき運動 ($\alpha = 0^\circ$) と比べて角度のずれが大きいほど運動の速度が上がるということが分かった。なお、 $Re = 40$ の場合は翼の初期位置は停留する平衡点を決めるのみに影響している。初期位置を除けば、無重力場で翼は上下に対称な運動を行っているため、 α が正の場合と負の場合の重心の y 方向の運動がほぼ上下に対称になっていることは計算の健全性も示している。

(2) 非対称な羽ばたき周期

次に、Fig. 8 に示すように、非対称な羽ばたき周期では、対称羽ばたき飛行 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} = 1$) とは異なり、翼の振り上げ速度に比べて、振り下げ速度が速い時 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} > 1$) に重心は上に、遅い時 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} < 1$) には下に運動することが分かる。つまり、振り下げが速い時は重心は上、振り下げが遅いときは下への運動を生じやすい飛行方法であるということが分かった。また、運動速度については、 $T_{\text{up}}/T_{\text{down}} > 1$ で $T_{\text{up}}/T_{\text{down}}$ の値を大きくしていくと上方向への運動速度が増加しており、 $T_{\text{up}}/T_{\text{down}} < 1$ で $T_{\text{up}}/T_{\text{down}}$ の値を小さくしていくと下方向の運動速度が増加していることがわかる。つまり、対称羽ばたき運動 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} = 1$) と比べて振り下げと振り上げの周期の差が大きいほど運動の速度があがるということが分かった。なお、初期位置を除けば、無重力場で翼は上下に対称な運動を行っているため、周期比 $T_{\text{up}}/T_{\text{down}}$ が 1 より大きい場合と小さい場合とで重心の y 方向の運動がほぼ上下に対称になっていることは計算の健全性も示している。

5.3 簡単な飛行制御

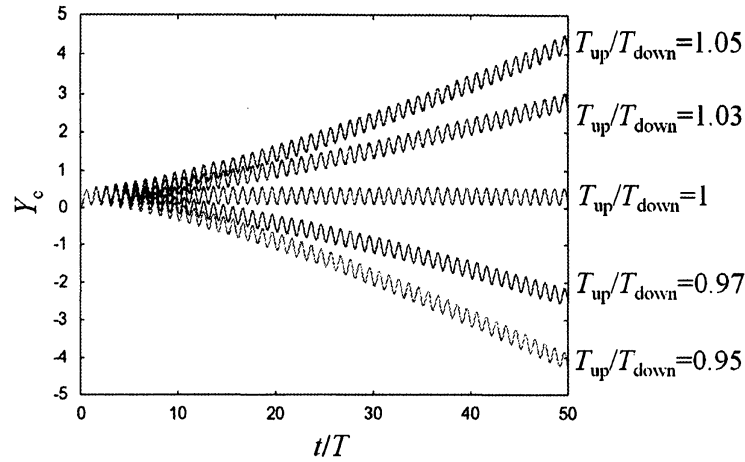


Figure 8. Trajectory of the y -position of the center of mass at $Re = 40$ with $M = 9.05$ and $\Delta\theta = 46.8^\circ$ for asymmetric flapping period under no-gravity.

(1) 飛行安定性

まず、飛行安定性を調べるために、翼全体の重心周りの初期回転角度を $\theta_0 = 1^\circ$ とする。ただし、翼は上下左右対称に羽ばたくものとする。このとき、外側の計算領域は変化せず翼全体のみが初期において僅かに傾いているため、初期において左右の対称性に僅かな擾乱を加えていることになる。 $Re = 40, 100, 200$ の場合の重心周りの回転角 θ の軌跡を Fig. 9 に示す。 $\theta_0 = 0^\circ$ の場合と異なり、 $Re = 100$ と $Re = 200$ の場合は、重心周りの回転運動が生じており、 Re 数が大きいと、回転運動が生じやすくなっている。 $Re = 40$ で回転運動が生じないのは、羽ばたき運動により生成する渦がすぐに消滅してしまい、一周周期で平均すれば翼がほとんど力を受けないからであると考えられる。 $Re = 200$ の場合の $t/T = 10$ の時の渦度場の様子を Fig. 10 に示す。翼の上下左右に非対称で複雑な渦が生じ、大きく回転していることが分かる。このことから、2次元対称羽ばたき飛行は Re が大きくなると僅かな回転運動の擾乱に対して不安定であることが分かる。

(2) 回転運動の制御

回転運動を制御するために、Fig. 11 に示す翼端を折り曲げるモデルを考えた。左翼端を折り曲げた場合の運動特性を付録 C に示す。ここでは、翼端折り曲げ長さが $L_{\text{tip}} = L/4$ で、翼に対して直角下向きに折り曲げたものである。Fig. 11 の (a) は振り下げ時を (b) は振り上げ時を表している。Fig. 11 の (a) では、回転角 θ は正の方向 (反時計回り) に、一方 (b) では、 θ は負の方向 (時計回り) に回転運動する。なお、両方とも重心は x 軸の負の方向に並進運動することに注意する。また、左右の対称性から、右翼を折り曲げた場合には左翼端折り曲げモデルに対して、回転方向と重心の x 軸方向の並進運動の方向が完全に反対になることに注意する。

回転角の制御法を以下に示す。なお、翼端を折り曲げるのは、 $|\theta| \leq 1^\circ$ となった瞬間である。

(i) 振り下げ時

$$\begin{cases} \theta \geq 1^\circ \text{の時} & : \text{右翼端を曲げる } (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ \theta \leq -1^\circ \text{の時} & : \text{左翼端を曲げる } (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ \text{その他} & : \text{対称翼} \end{cases}$$

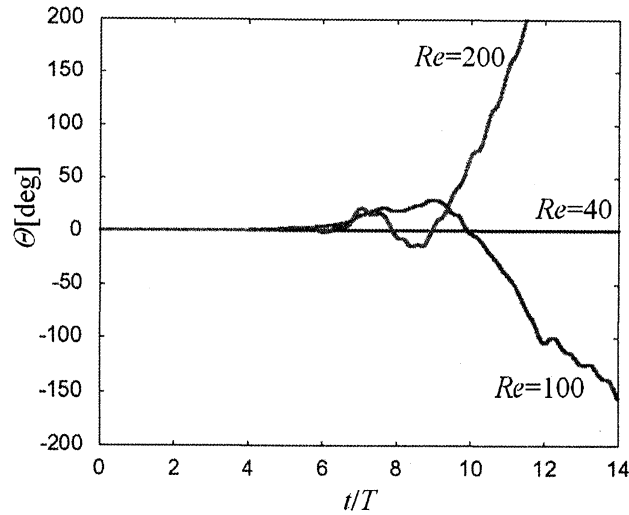


Figure 9. Trajectory of Θ around the center of mass at $Re = 40, 100$ and 200 with $\Theta_0 = 1^\circ$.

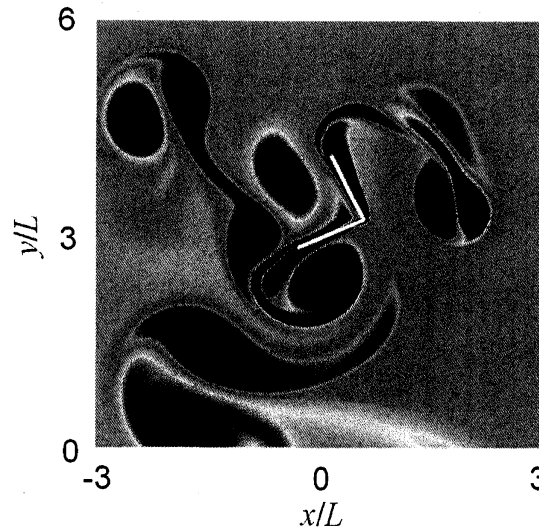


Figure 10. Vorticity field around symmetric flapping wing at $t/T=10$ for $Re=200$ with $\Theta_0 = 1^\circ$. Red and blue indicate positive and negative vorticity, respectively.

(ii) 振り上げ時

$$\begin{cases} \theta \geq 1^\circ \text{の時} & : \text{左翼端を曲げる } (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ \theta \leq -1^\circ \text{の時} & : \text{右翼端を曲げる } (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ \text{その他} & : \text{対称翼} \end{cases}$$

翼全体の初期回転角度 $\Theta_0 = 1^\circ$ のもとで、上述の回転角の制御法を用いた時の、 $Re = 200$ の場合についての回転角の軌跡を Fig. 12(a) に、重心の x 座標の軌跡および y 座標の軌跡を Fig. 12(b) と (c) に示す。回転角の変化は高々 $\pm 45^\circ$ 以内に抑えられており、回転角の制御が可能であ

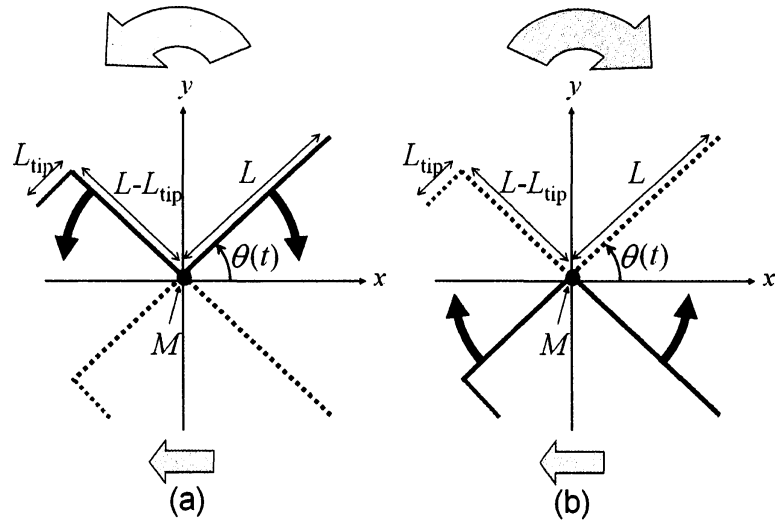


Figure 11. Vertically bended wing: (a) down-stroke, and (b) up-stroke.

ることが分かる． $Re = 200$ の場合の $t/T = 10$ の時の渦度場の様子を Fig. 13 に示す．複雑な流れ場の中でも翼全体の回転運動が制御されている様子が分かる．ただし，Fig. 12(b) から，翼の重心は左右に運動を行い，右の壁にぶつかってしまうことが分かり，Fig. 12(c) から，翼の重心は上下にほとんど運動をしていないことが分かる．これは，翼を折り曲げることで，回転運動の制御に加え，二次的な作用として横方向の運動が生じてしまったためであると考えられる．

(3) 回転運動と並進運動の制御

回転運動に加え，左右の並進運動の制御を試みる．Fig. 14 に示すモデルは，左翼端の長さ $L_{\text{tip}} = L/4$ が， x 軸の水平方向に対して図の向きに，角度 $\theta_{\text{tip}}(t)$ で羽ばたく左翼端羽ばたきモデルである．翼端の羽ばたき運動は次式で表される．

$$\theta_{\text{tip}}(t) = \Delta\theta \cos \frac{2\pi}{T_{\text{tip}}} t, \quad (5.4)$$

ただし， T_{tip} は翼端羽ばたき周期である．ここでは，翼端羽ばたき周期 T_{tip} は $T_{\text{tip}} = 2T$ とする．このモデルは，翼の先端を羽ばたかせることにより，5.3 節の翼端折り曲げモデルと回転の方向は同じであるが，重心の x 軸方向の運動の方向が異なる並進運動をする．左翼端を羽ばたかせるモデルの運動特性は付録 D に示す．ここで，右翼端を羽ばたく場合には，左翼端を羽ばたく場合に対して，回転方向と重心の x 軸方向の並進運動の方向が左右対称になることに注意する．さらに，翼の羽ばたき運動の振り下げ周期，振り上げ周期をそれぞれ T_{down} ， T_{up} とすると， $T_{\text{down}} = 0.7T$ ， $T_{\text{up}} = 1.3T$ として，振り下げが対称羽ばたき翼モデルより 30 % 速く，振り上げが 30 % 遅い羽ばたき運動を行うこととする．これは，振り下げが振り上げに対して 50% 程度速い羽ばたき運動である．振り下げと振り上げの速度を変えることで，重心の y 軸方向の動きが上方向になることを狙いとする．

回転運動と左右の並進運動の制御に用いる方法を以下に示す．なお，翼端を折り曲げたり翼端を羽ばたかせるのは， $|\theta| \leq 1^\circ$ となった瞬間である．

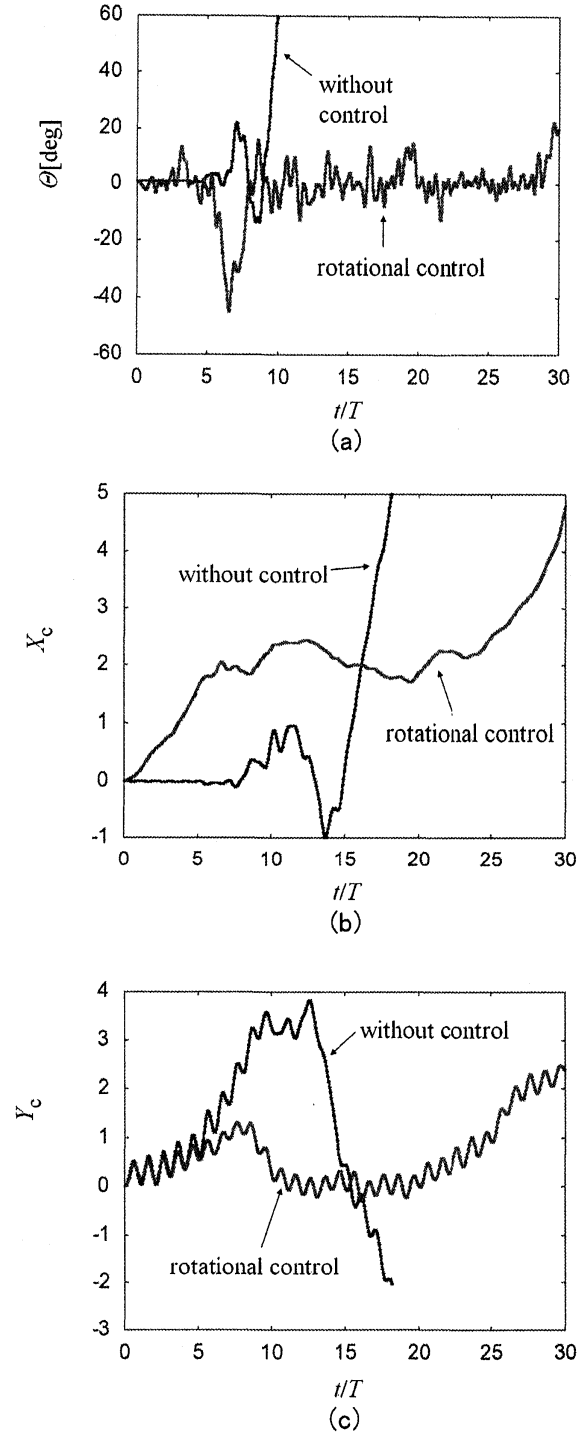


Figure 12. Rotational control at $Re = 200$ with $\theta_0 = 1^\circ$. (a) Trajectory of θ around the center of mass, (b) trajectory of the x -position of the center of mass, and (c) trajectory of the y -position of the center of mass.

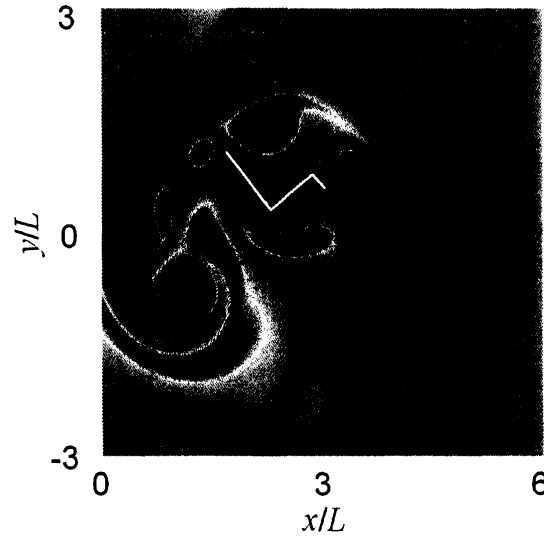


Figure 13. Vorticity field around flapping wing by rotational control at $t/T=10$ for $Re=200$ with $\theta_0 = 1^\circ$. Red and blue indicate positive and negative vorticity, respectively.

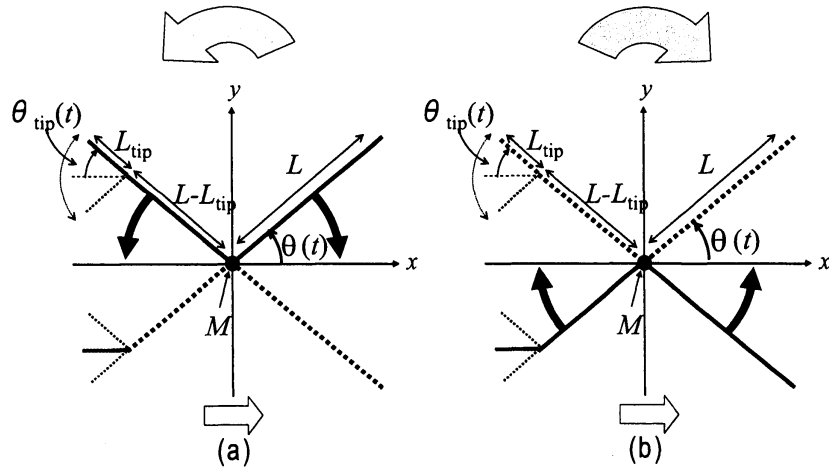


Figure 14. Tip flapping wing: (a) down-stroke, and (b) up-stroke.

(i) 振り下げ時

$$\left\{ \begin{array}{l} \theta \geq 1^\circ \text{の時} : \\ \quad \left\{ \begin{array}{l} X_c \leq 0 \text{の場合} : \text{右翼端を曲げる} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ X_c > 0 \text{の場合} : \text{右翼端を羽ばたく} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \end{array} \right. \\ \theta \leq -1^\circ \text{の時} : \\ \quad \left\{ \begin{array}{l} X_c \leq 0 \text{の場合} : \text{左翼端を羽ばたく} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ X_c > 0 \text{の場合} : \text{左翼端を曲げる} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \end{array} \right. \\ \text{その他} : \text{対称翼} \end{array} \right.$$

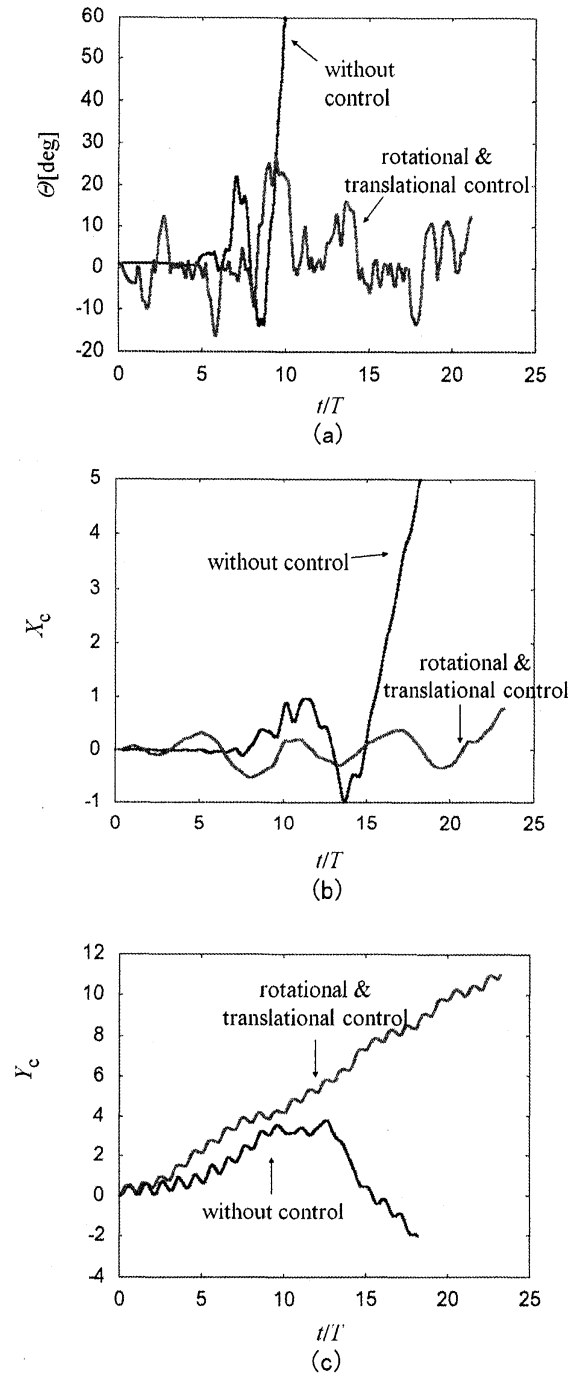


Figure 15. Rotational and translational control at $Re = 200$ with $\Theta_0 = 1^\circ$. (a) Trajectory of Θ around the center of mass, (b) trajectory of the x -position of the center of mass, and (c) trajectory of the y -position of the center of mass.

(ii) 振り上げ時

$$\left\{ \begin{array}{l} \theta \geq 1^\circ \text{の時} : \\ \quad \left\{ \begin{array}{l} X_c \geq 0 \text{の場合} : \text{左翼端を曲げる} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ X_c < 0 \text{の場合} : \text{左翼端を羽ばたく} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \end{array} \right. \\ \theta \leq -1^\circ \text{の時} : \\ \quad \left\{ \begin{array}{l} X_c \leq 0 \text{の場合} : \text{右翼端を曲げる} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \\ X_c > 0 \text{の場合} : \text{右翼端を羽ばたく} (\theta = 0^\circ \text{まで}) \end{array} \right. \\ \text{その他} : \text{対称翼} \end{array} \right.$$

翼全体の初期回転角度 $\theta_0 = 1^\circ$ のもとで、上述の回転運動と並進運動の制御法を用いた時の、 $Re = 200$ の場合についての回転角の軌跡を Fig. 15(a) に、重心の x 座標の軌跡および y 座標の軌跡を Fig. 15(b) と (c) に示す。回転角の変化は $\pm 20^\circ$ 程度に抑えられ、 x 軸方向の並進運動をみると左右にはほとんど運動することなく制御されていることがわかる。また、重心の y 座標は上方向に運動している様子がわかる。また、Fig. 16 に、(a) $t/T = 5$, (b) $t/T = 10$, (c) $t/T = 15$, (d) $t/T = 20$ の時の渦度場の様子を示す。翼のまわりに複雑な渦度場が生じているにもかかわらず、翼全体の回転運動および並進運動が制御されている様子が分かる。

6 まとめ

埋め込み境界-格子ボルツマン法を用いて、まず上下左右に対称に羽ばたく 2 次元対称羽ばたき翼の運動の数値シミュレーションを行った。

無重力場での対称羽ばたき翼の運動の数値シミュレーションを行い、 Re 数の変化に対する渦構造の変化に注目し、揚力の発生メカニズムを調べた。翼全体の初期回転角 $\theta_0 = 0^\circ$ の場合は回転運動が生じず、 $Re = 40$ では停留し、 $Re = 200$ では上昇するという Ota ら [7, 8] の結果と全く同じ結果が得られた。 Re が大きくなると時間平均揚力が生じるのは、 Re が大きくなると羽ばたきにより生じた渦がすぐに消滅せず、渦対との相互作用によるものであると考えられる。

次に、上下に非対称な羽ばたき飛行において上方向に運動しやすい羽ばたき法を調べた。無重力場で翼の初期位置を最も振り上げた位置とした時に重心が平衡位置で停留する $Re = 40$ の時の結果を述べる。非対称な羽ばたき角度の場合は、対称羽ばたき ($\alpha = 0^\circ$) とは異なり、翼が下側を中心に羽ばたく時 ($\alpha < 0^\circ$) に重心は上に、上側を中心に羽ばたく時 ($\alpha > 0^\circ$) には下に運動することが分かった。この時、角度のずれが大きいほど上下方向への運動速度は速くなる。非対称な羽ばたき周期の場合は、対称羽ばたき運動 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} = 1$) とは異なり、翼の振り上げ速度に比べて振り下げ速度が速い時 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} > 1$) に重心は上に、遅い時 ($T_{\text{up}}/T_{\text{down}} < 1$) には下に運動することが分かった。この時、振り下げと振り上げの周期の差が大きいほど運動速度は速くなることが分かった。

最後に、回転運動を考慮して飛行安定性および簡単な飛行制御を行った。まず、僅かな回転の擾乱が 2 次元対称羽ばたき飛行に与える飛行安定性を調べた。翼全体の初期回転角が $\theta_0 = 1^\circ$ の場合は、僅かな回転角の擾乱が大きな回転運動を生じさせ、対称羽ばたき飛行が回転擾乱に対して不安定であることが分かった。そこで、まずは回転運動の制御を翼端を折り曲げることにより達成した。さらに翼端を羽ばたかせることにより左右の並進運動を制御し、振り下げを速度を速くすることによって上下の並進運動の制御を行い、安定飛行を実現する一例を示した。ただし、ここで示した回転運動や左右の並進運動の制御方法は一例にすぎず、羽ばたき翼モデルが急に変わるため、翼の境界点における速度場に不連続が生じている。これらの問題は今後の課題とする。

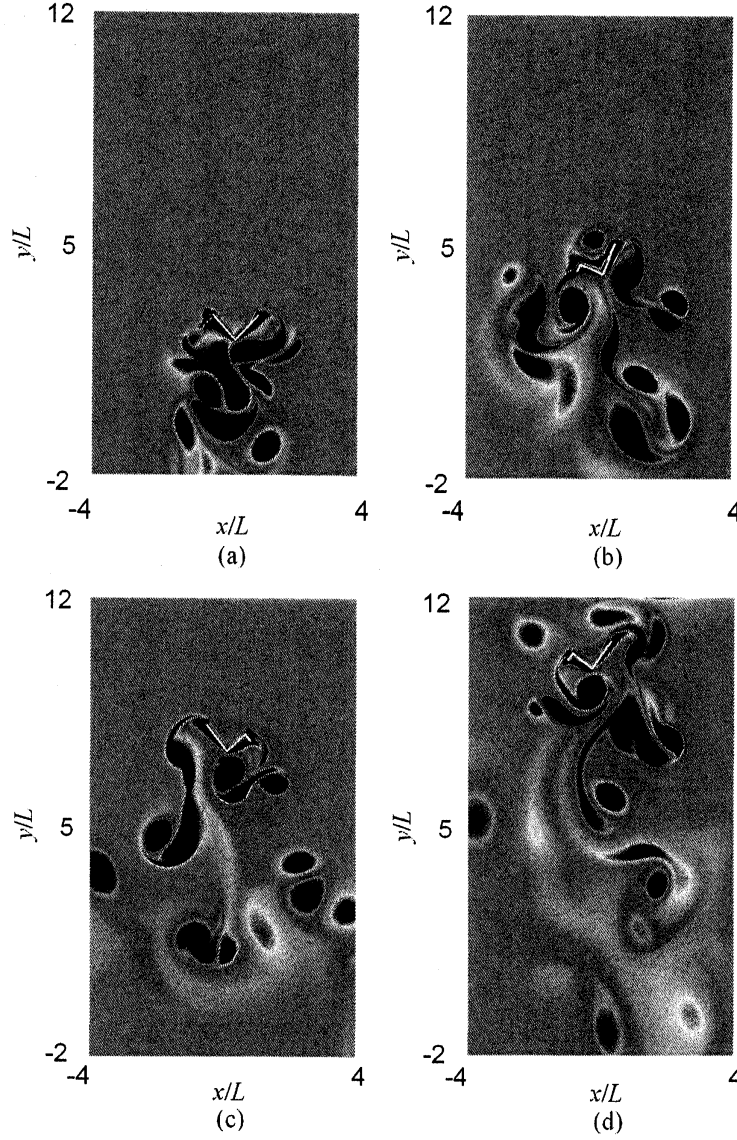


Figure 16. Vorticity field around flapping wing by rotational and translational control at $Re = 200$ with $\Theta_0 = 1^\circ$. (a) $t/T = 5$, (b) $t/T = 10$, (c) $t/T = 15$, (d) $t/T = 20$. Red and blue indicate positive and negative vorticity, respectively.

付録 A 無次元量の定義

第3節で用いる翼長 $\hat{L}$, 翼端平均羽ばたき速度 $\bar{u}_{\text{tip}}$, 代表流体密度 $\hat{\rho}_0$ によって定義される無次元量を以下に示す. ここで記号 $\hat{\cdot}$ は有次元量を表す.

$$\left. \begin{aligned} x &= \hat{x}/\hat{L}, & u &= \hat{u}/\bar{u}_{\text{tip}}, \\ t &= \bar{u}_{\text{tip}}\hat{t}/\hat{L}, & p &= \hat{p}/(\hat{\rho}_0\bar{u}_{\text{tip}}^2), \\ X_c &= \hat{X}_c/\hat{L}, & U_c &= \hat{U}_c/\bar{u}_{\text{tip}}, \\ M &= \hat{M}/(\hat{\rho}_0\hat{L}^2), & F &= \hat{F}/(\hat{\rho}_0\bar{u}_{\text{tip}}^2\hat{L}), \\ G &= \hat{G}/\bar{u}_{\text{tip}}^2. \end{aligned} \right\} \quad (\text{A1})$$

付録 B 無次元質量と慣性モーメントの算出

質点の質量, および重心周りの慣性モーメントを, Iima らの論文 [4, 5] で用いられた実際のチョウのパラメータ (Fig. B1) の値から求める. 彼らは, 翼は質量 $\hat{M}_w = 3.5\text{mg}$ で長さ $\hat{L} = 3\text{cm}$ の直線, 胴体は長さ $\hat{l} = 0.58\text{cm}$, 質量 $\hat{M}_b = 50\text{mg}$ で半径 $\hat{a} = 0.5\text{cm}$ の円としている.

質点の質量 $\hat{M}$, および慣性モーメント $\hat{I}$ は翼の質量が翼に等分布しているものとして以下のよう

$$\hat{M} = \hat{M}_b + 2\hat{M}_w, \quad (\text{B1})$$

$$\hat{I} = \frac{1}{2}\hat{M}_b\hat{a}^2 + 2\left\{\frac{1}{12}\hat{M}_w\hat{L}^2 + \hat{M}_w\left(\frac{\hat{L}}{2} + \hat{a}\right)^2\right\}, \quad (\text{B2})$$

Iima ら⁽¹⁻³⁾ は これら を無次元化して, 2 次元の無次元質量 M および無次元慣性モーメント I を以下のよう

$$M = \frac{\hat{M}/\hat{l}}{\hat{\rho}\hat{L}^2} = \frac{\hat{M}}{\hat{\rho}_{2D}\hat{L}^2} = 9.05 \quad (\text{B3})$$

$$I = \frac{\hat{I}/\hat{l}}{\hat{\rho}\hat{L}^4} = \frac{\hat{M}}{\hat{\rho}_{2D}\hat{L}^4} = 0.70 \quad (\text{B4})$$

ただし, $\hat{\rho} = 1.2\text{kg/m}^3$ は空気密度, $\hat{\rho}_{2D} = \hat{\rho} * \hat{l} = 7.0 \times 10^{-3}\text{kg/m}^2$ を用いている.

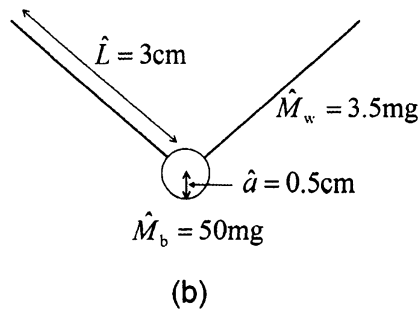


Figure B1. Two-dimensional flapping wing for mass and inertia moment calculation.

付録 C 翼端折り曲げ飛行

5.3 節 (2) で示した翼端を折り曲げるモデルの運動を調べる. ここでは, 左翼端を折り曲げた場合の振り下げ ($0 \leq t/T \leq 0.5$) における運動特性を調べる. 左翼端を折り曲げる場合, 主翼の長さに注目すると左翼は短く, 右翼は長くなる. 振り下げの場合, 流体から受ける力は右翼の方が大きくなることが予想される. したがって, 反時計回りの回転が生じると予想される. この予想を確かめるために, 左翼端の折り曲げ長さを L_{tip} として, $L_{\text{tip}} = L/4, L/8, L/16$ の範囲で変化させる. Fig. C1 の (a) は回転角を, Fig. C1 の (b) は重心の横方向の動きを表す. Fig. C1 の (a) から, 予想通り左翼端を折り曲げると反時計回りの回転が生じていて, 折り曲げ長さが長いほど大きく回転することがわかる. ただし, 翼端を折り曲げる二次的な作用として重心の横滑り (左右方向の運動) が生じる. Fig. C1 の (b) から, 左翼端を折り曲げると左方向に運動しやすく, 折り曲げる長さが長いほど変位も大きくなる

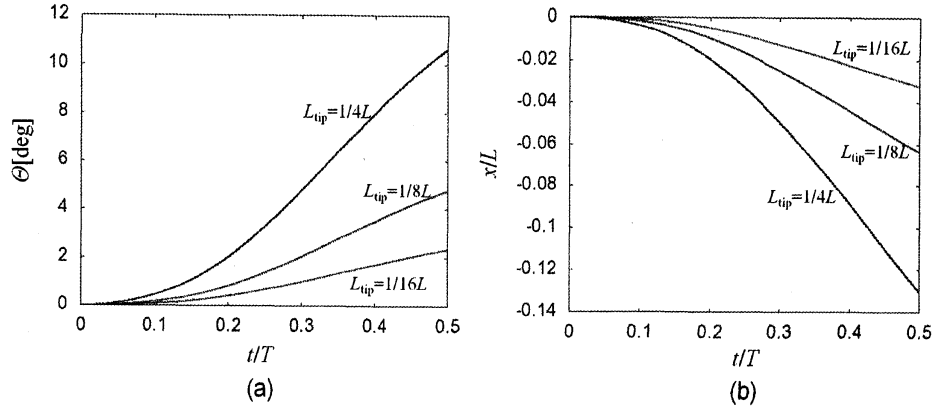


Figure C1. Motion of left wing bended model at $Re = 200$ with $\Theta_0 = 0^\circ$. (a) Trajectory of Θ around the center of mass, (b) trajectory of the x -position of the center of mass.

付録 D 翼端羽ばたき飛行

5.3 節 (3) で示した翼端を羽ばたくモデルの運動を調べる。ここでは、左翼端を羽ばたかせた場合の振り下げ ($0 \leq t/T \leq 0.5$) における運動特性を調べる。左翼端を羽ばたく場合、左翼端羽ばたきによる推力が生じ、回転の方向は左翼端を折り曲げの場合と同じで、左右方向については左翼端を折り曲げる場合と反対方向 (右方向) へ運動することが予想される。この予想を確かめるために、左翼端の羽ばたき周期を T_{tip} として、 $T_{tip} = T/4, T/2, 2T, 4T$ の範囲で変化させる (ただし、 T は主翼の羽ばたき周期)。ここで、 $T_{tip} < T$ の場合は翼端は速く羽ばたき、一方で $T_{tip} > T$ の場合は翼端は遅く羽ばたくことになる。Fig. D1 の (a) は回転角を、Fig. D1 の (b) は重心の横方向の動きを表す。Fig. D1 の (a) から、予想通り左翼端を羽ばたかせると反時計回りの回転が生じていることがわかる。一方で重心の左右方向の運動については、Fig. D1 の (b) から、翼端を遅く羽ばたかせる場合 ($T_{tip} > T$) は予想通り右方向に運動するが、翼端を速く羽ばたかせる場合

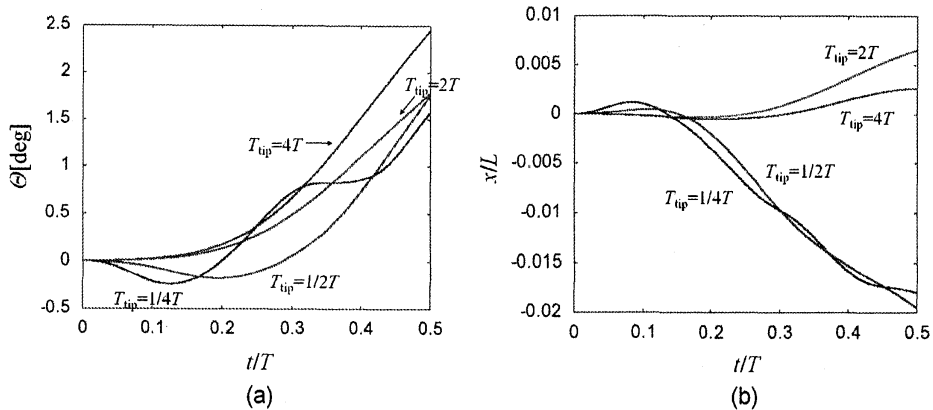


Figure D1. Vorticity field around flapping wing by rotation and side translation control at $Re = 200$ with $\Theta_0 = 1^\circ$. (a) $t/T = 10$, (b) $t/T = 20$, (c) $t/T = 30$, (d) $t/T = 40$. Red and blue indicate positive and negative vorticity, respectively.

($T_{\text{tip}} < T$) は予想に反して左方向に運動することが分かる。翼端を速く羽ばたかせる程、右方向に運動しやすいと予想されるが、理由はわからないが予想に反して左方向に運動する。

参考文献

- [1] C. P. Ellington, C. van den Berg, A. P. Willmott & A. L. R. Thomas, Leading edge vortices in insect flight, *Nature* **384** (1996), 626-630.
- [2] M. H. Dickinson, F.-O. Lehmann & S. P. Sane, Wing rotation and the aerodynamic bases of insect flight. *Science* **284** (1999), 1954-1960.
- [3] H. Liu, Computational biological fluid dynamics: digitizing and visualizing animal swimming and flying, *Comp. Biol.* **42** (2002), 1050-1059.
- [4] M. Iima & T. Yanagita, Asymmetric motion of a two-dimensional symmetric flapping model, *Fluid Dynamics Research* **36** (2005), 407-425.
- [5] M. Iima & T. Yanagita, A transition from ascending flight to vertical hovering: A study of a symmetric flapping model, *Europhys. Lett.* **74** (2006), 44-61.
- [6] M. Iima, A two dimensional aerodynamic model of freely flying insects, *Theor. Bio.* **247** (2007), 657-671.
- [7] K. Ota, K. Suzuki & T. Inamuro, Lift generation by a two-dimensional symmetric flapping wing: immersed boundary-lattice Boltzmann simulation, *Fluid Dynamics Research* **44** (2012), 045504.
- [8] 太田啓吾, 木村悠介, 稲室隆二, 2次元称羽ばたき翼の運動シミュレーション, 第43回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011 (2011), 2D13.
- [9] T. Inamuro, Lattice Boltzmann methods for viscous fluid flows and for two-phase fluid flows, *Fluid Dynamics Research* **38** (2006), 641-659.
- [10] C. S. Peskin, Flow pattern around heart valves: a numerical method, *J. Comp. Phys.* **10** (1972), 252-272.
- [11] C. S. Peskin, The immersed boundary method, *Acta. Numerica* **11** (2002), 479-517.
- [12] Z. Wang, J. Fan & K. Luo, Combined multi-direct forcing and immersed boundary method for simulating flows with moving particles, *Int. J. multiphase flow* **34** (2008), 283-302.
- [13] 鈴木康祐, 稲室隆二, 埋め込み境界法を用いた格子ボルツマン法による3次元移動境界流れの数値計算, 第23回数値流体力学シンポジウム (2009), B1-4.
- [14] K. Suzuki & T. Inamuro, Effect of internal mass in the simulation of a moving body by the immersed boundary method, *Computers & Fluids* **49** (2011), 173-187.