数理解析研究所講究録
第 1900 巻 2014 年 1-10

トンボの自由飛翔における前翅と後翅の位相差の役割

○ 南 慶輔, 京大院, 京都市西京区京都大学桂 C3 棟, E-mail：keisuke.m.0714@gmail.com
稲室隆二, 京大工, 京都市西京区京都大学桂 C3 棟, E-mail：inamuro@kuaero.kyoto-u.ac.jp
Keisuke MINAMI, Kyoto University, Kyoto-daigaku Katsura, Nishikyo-ku, Kyoto 615-8540, Japan
Takaji INAMURO, Kyoto University, Kyoto-daigaku Katsura, Nishikyo-ku, Kyoto 615-8540, Japan

It is known that a dragonfly is capable of controlling aerodynamic performance by modulating the phase lag (ϕ) between forewings and hindwings. In this study, free flights of a dragonfly are studied in two- and three- dimensional simulations by using the immersed boundary-lattice Boltzmann method. First, in two-dimensional simulations we calculate the aerodynamic forces of a 2D dragonfly flapping model for $Re = 20 - 1000$. It is found that the non-dimensional aerodynamic forces are almost independent of the Reynolds number in the region of $Re > 200$. Second, in order to roughly estimate the free fights of a dragonfly at $Re = 2300$ and to investigate the effect of ϕ, we simulate free flights of a 3D dragonfly flapping model at $Re = 200$ for various ϕ when the model can only move translationally. We find that the body can go forward and upward against the gravity and can change the direction of motion by modulating ϕ. Third, we simulate free flights when the model can move translationally and rotationally in order to investigate the effect of ϕ on the transition and the rotation of the body. We find that the pitching angle of the body becomes large as the body moves for either ϕ. Finally, we discuss a way to control the pitching angle by lead-rag motion.

1 緒言

昆虫の羽ばたき飛行は，小型な機構でありながら，ホバリングや急旋回，急発進など高い飛行性能を持つため，生物学的な興味のみならず，超小型飛翔体への応用が期待されている．[1]近年，羽ばたき飛行に関する数多くの研究[2-6]が行われており，前翼剥離渦が揚力発生に重要な役割を果たしていることが指摘されている．[7] また，柔軟な翅に関する研究[8-10]や，蛾やハエなど実際の昆虫のモデルを用いた 3 次元の数値計算による研究[11,12]，羽ばたき飛行の姿勢制御に関する研究[13-15]なども盛んに行われている．

昆虫の中でも，トンボは，安定的に飛行する能力や優れた機動力等の，特に高い飛行性能を獲得している．その要因としては，前翅と後翅の羽ばたき運動の位相差や，4 枚の翅がそれぞれ独立に羽ばたき運動，迎角の運動，リード・ラグ運動を行えること，翅のアスペクト比が大きいために滑空飛行と羽ばたき飛行を組み合わせた飛行を行えること，翅の構造が 3 次元的に複雑な形状で，起伏に富み，部位により剛性も異なり，キャンバーを持つこと等，様々な要因が挙げられる．このように，トンボは生物学においてだけでなく，航空工学においても大変興味深い特徴を多数持つため，これらの要因について，理論的研究や実験的研究に加え，数値解析的研究も盛んに行われてきた．[16-19] 近年，前翅と後翅の羽ばたき運動の位相が，巧みな飛行を実現する重要な要因の一つであると分かってきた．Wang と Russell は，2 次元トンボモデルの羽ばたきの数値計算を行い，前翅と後翅の位相差が揚力や推力，仕事率にどのように影響を与えるか調べている．[20] Sun らは，一様流中に胴体を固定した 3 次元トンボモデルの羽ばたきの数値計算を行い，前進速度および前翅と後翅の位相差が，揚力や推力，仕事率にどのように影響を与えるか調べている．[21] しかしながら，これらの研究では胴体は固定されているため，位相差が自由飛翔にどのように影響を与えるか明らかになっていない．そのため筆者らは，トンボの自由飛翔における空力特性を明らかにすることを目標に数値計算を行ってきた．[22,23]

また，トンボの Reynolds 数は大きく（$Re = 2300$），計算コストが高いことが，数値計算上の課題の一つである．Wang と Russell は，2 次元トンボモデルの羽ばたきの数値計算を行い，胴体を固定した場合においては，羽ばたきによって生じる無次元流体力は，$Re \geq 200$ においては Reynolds 数依存性が小さいことを調べている．[20]

本研究では，埋め込み境界-格子ボルツマン法 (IB-LBM) [24]を用いて，実際のトンボ[19]をモデル化した 2 次元および 3 次元の羽ばたきモデルの自由飛翔の数値シミュレーションを行う．まず，2 次元のシミュレーションでは，胴体の並進のみを許した自由飛翔の数値計算を行い，自由飛翔においても，羽ばたきによって生じる無次元流体力が Reynolds 数（$Re \geq 200$）に対して鈍感かを調べる．これを踏まえ，3 次元のシミュレーションでは計算コストの削減のために，$Re = 200$ により，(i) モデルの並進のみを許した自由飛翔，(ii) モデルの並進および回転をともに許した自由飛翔，(iii) ピッチングの回転運動を制御する方法の検討の 3 種類の数値計算を行う．(i) においては，前翅と後翅の位相差がモデルの重心運動や揚力，推力，仕事率および効率にどのように影響を与えるかを調べる．(ii) においては，モデルの並進および回転をともに許した自由飛翔の数値計算を行い，前翅と後翅の位相差がモデルの回転や飛行に与える影響を調べる．(iii) においては，ピッチング角に応じたリード・ラグ運動を行うことにより，ピッチングの回転運動を制御できるかを検討する．

2　羽ばたき翼モデル

2.1　2 次元羽ばたきモデル

2 次元羽ばたきモデルを Fig. 1 に示す．このモデルは，コード長が c の厚みなしの変形しない同形状の前翅と後翅を持ち，モデルの重心はその中間にあるものとする．前翅の中点の座標 $(x_{\rm f}(t), y_{\rm f}(t))$ と前翅の水平面に対する迎角 $\alpha_{\rm f}(t)$ および後翅の中点の座標 $(x_{\rm h}(t), y_{\rm h}(t))$ と後翅の水平面に対する迎角 $\alpha_{\rm h}(t)$ は以下の関数で与えられる．

$$(x_{\rm f}(t), y_{\rm f}(t)) = A\cos\left(\frac{2\pi t}{T}\right)(\cos\beta, \sin\beta) + (x_{\rm c}(t), y_{\rm c}(t)) - (\frac{d}{2}, 0), \tag{1}$$

$$\alpha_{\rm f}(t) = -\alpha_0 \sin\left(\frac{2\pi t}{T}\right) + \alpha_1, \tag{2}$$

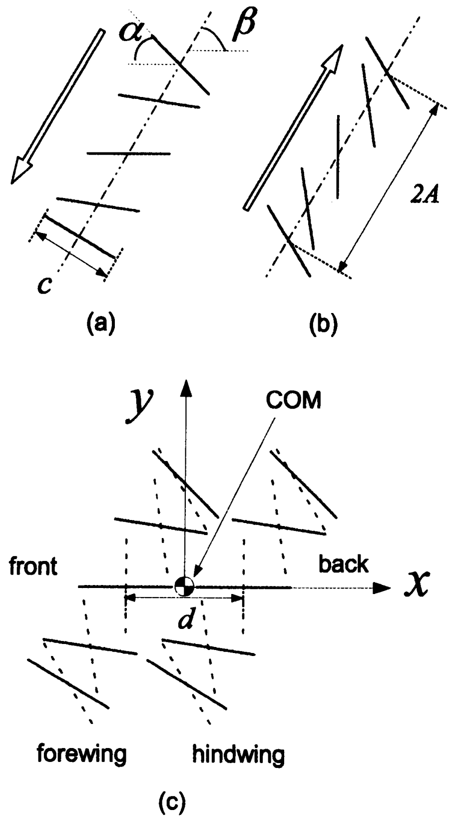

Fig. 1: The 2D flapping wing model; (a) the motion at the downstroke of a wing, (b) the motion at the upstroke of a wing, and (c) the motions of the forewing and hindwing, where the solid lines show the downstroke motion and the dashed lines show the upstroke motion.

$$(x_{\rm h}(t), y_{\rm h}(t)) = A\cos\left(\frac{2\pi t}{T} + \phi\right)(\cos\beta, \sin\beta) + (x_{\rm c}(t), y_{\rm c}(t)) + (\frac{d}{2}, 0), \tag{3}$$

$$\alpha_{\rm h}(t) = -\alpha_0 \sin\left(\frac{2\pi t}{T} + \phi\right) + \alpha_1, \tag{4}$$

ここで，A は振幅，T は羽ばたき周期，β は水平面に対するストローク角，$(x_{\rm c}(t), y_{\rm c}(t))$ は重心の位置，d は前翅と後翅の距離，α_0 は迎角振幅，α_1 は初期迎角，ϕ は前翅と後翅の位相差である．本研究では，$A = 1.25c$，$\beta = \pi/3$，$\alpha_0 = \pi/4$，$\alpha_1 = \pi/4$，$d = 1.25c$ とした．

2.2　3 次元羽ばたきモデル

3 次元羽ばたきモデルを Fig. 2 に示す．このモデルは，胴体と 4 枚の翅から構成される．4 枚の翅は変形のしない同形状の翅で，厚みなしの短辺 c，長辺 $L = 4.5c$ の長方形の形状とする．胴体は長さ $5c$ の厚みなしの等密度の棒とする．翅と胴体は $0.5c$ の厚みなしの棒で接続する．前翅の接続部は胴体の中点から距離 $0.75c$，後翅の接続部は胴体の中点から距離 $0.75c$ だけそれぞれ離す．実際のトンボの翅の質量は，胴体に比べて無視できるほど小さいことから，このモデルでは翅の質量を無視する．したがって，モデルの重心は胴体の重心と一致し，その質量を M とする．胴体固定座標系 o-xyz ($\Sigma_{\rm b}$) の原点 o をこのモデルの重心に固定し，x 軸を胴体と平行な方向にとる．この時，x 軸負方向を前方，y 軸正方向を上方，z 軸正方向を左方と定義する．初期において，$\Sigma_{\rm b}$ と空間座標系 O-XYZ を一致させる．

翅の運動は次のように記述する．Fig. 3 のように，左前翅固定座標系 o'-$x'y'z'$ ($\Sigma_{\rm lfw}$) の原点 o' を左前翅の一端に一致させて $x'z'$ 平面を左前翅に固定する．$\Sigma_{\rm b}$ から $\Sigma_{\rm lfw}$ への直交変換を $\boldsymbol{R}_{\rm f}$ とする．$\Sigma_{\rm b}$ における左前翅の各点の座標を ($x_{\rm lfw}$，$y_{\rm lfw}$，$z_{\rm lfw}$)，前翅接続部 o' の座標を ($x_{\rm cf}$，$y_{\rm cf}$，$z_{\rm cf}$) とする．$\Sigma_{\rm lfw}$ における左前翅の各点の座標を ($x'_{\rm lfw}$，$y'_{\rm lfw}$，$z'_{\rm lfw}$) とする．($x_{\rm lfw}$，$y_{\rm lfw}$，$z_{\rm lfw}$) は直交変換 $\boldsymbol{R}_{\rm f}$ を用いて次のように表すことができる．

$$\begin{pmatrix} x_{\rm lfw} \\ y_{\rm lfw} \\ z_{\rm lfw} \end{pmatrix} = \boldsymbol{R}_{\rm f} \begin{pmatrix} x'_{\rm lfw} \\ y'_{\rm lfw} \\ z'_{\rm lfw} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_{\rm cf} \\ y_{\rm cf} \\ z_{\rm cf} \end{pmatrix}, \tag{5}$$

$$\boldsymbol{R}_{\rm f} = \boldsymbol{R}_2(-\gamma(t))\boldsymbol{R}_3(\varphi(t))\boldsymbol{R}_2(\theta_{\rm f}(t))\boldsymbol{R}_3(-\psi_{\rm f}(t)), \tag{6}$$

ここで，$\boldsymbol{R}_3$，$\boldsymbol{R}_2$ は以下で与えられる回転行列である．

$$\boldsymbol{R}_3(\eta) = \begin{bmatrix} \cos\eta & -\sin\eta & 0 \\ \sin\eta & \cos\eta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{7}$$

$$\boldsymbol{R}_2(\eta) = \begin{bmatrix} \cos\eta & 0 & \sin\eta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\eta & 0 & \cos\eta \end{bmatrix}. \tag{8}$$

同様に左後翅固定座標系 o''-$x''y''z''$ ($\Sigma_{\rm lhw}$) の

原点 o'' を左後翅の一端に一致させて $x''z''$ 平面を左後翅に固定する．Σ_{b} から Σ_{lhw} への直交変換を $\boldsymbol{R}_{\mathrm{h}}$ とする．Σ_{b} における左後翅の各点の座標を (x_{lhw}, y_{lhw}, z_{lhw})，後翅接続部 o'' の座標を (x_{ch}, y_{ch}, z_{ch}) とする．Σ_{lhw} における左後翅の各点の座標を (x''_{lhw}, y''_{lhw}, z''_{lhw}) とする．(x_{lhw}, y_{lhw}, z_{lhw}) は直交変換 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{h}}$ を用いて次のように表すことができる．

$$\begin{pmatrix} x_{\mathrm{lhw}} \\ y_{\mathrm{lhw}} \\ z_{\mathrm{lhw}} \end{pmatrix} = \boldsymbol{R}_{\mathrm{h}} \begin{pmatrix} x''_{\mathrm{lhw}} \\ y''_{\mathrm{lhw}} \\ z''_{\mathrm{lhw}} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} x_{\mathrm{ch}} \\ y_{\mathrm{ch}} \\ z_{\mathrm{ch}} \end{pmatrix}, \tag{9}$$

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{h}} = \boldsymbol{R}_2(-\gamma(t))\boldsymbol{R}_3(\varphi(t))\boldsymbol{R}_2(\theta_{\mathrm{h}}(t))\boldsymbol{R}_3(-\psi_{\mathrm{h}}(t)), \tag{10}$$

ここで，角度 $\gamma(t)$ はリード・ラグ角，角度 $\varphi(t)$ は xy 平面とストローク面のなす角，角度 $\theta_{\mathrm{f}}(t)$ および $\theta_{\mathrm{h}}(t)$ はそれぞれ前翅と後翅の羽ばたき角，角度 $\psi_{\mathrm{f}}(t)$ および $\psi_{\mathrm{f}}(t)$ はそれぞれ前翅と後翅のストローク面に対する迎角である．$\varphi(t)$，$\theta_{\mathrm{f}}(t)$，$\psi_{\mathrm{f}}(t)$，$\theta_{\mathrm{h}}(t)$ および $\psi_{\mathrm{h}}(t)$ は以下で与えられる．

$$\varphi(t) = \beta, \tag{11}$$

$$\theta_{\mathrm{f}}(t) = \theta_0 \cos\left(\frac{2\pi t}{T}\right), \tag{12}$$

$$\psi_{\mathrm{f}}(t) = -\psi_0 \sin\left(\frac{2\pi t}{T}\right) + \psi_1, \tag{13}$$

$$\theta_{\mathrm{h}}(t) = \theta_0 \cos\left(\frac{2\pi t}{T} + \phi\right), \tag{14}$$

$$\psi_{\mathrm{h}}(t) = -\psi_0 \sin\left(\frac{2\pi t}{T} + \phi\right) + \psi_1, \tag{15}$$

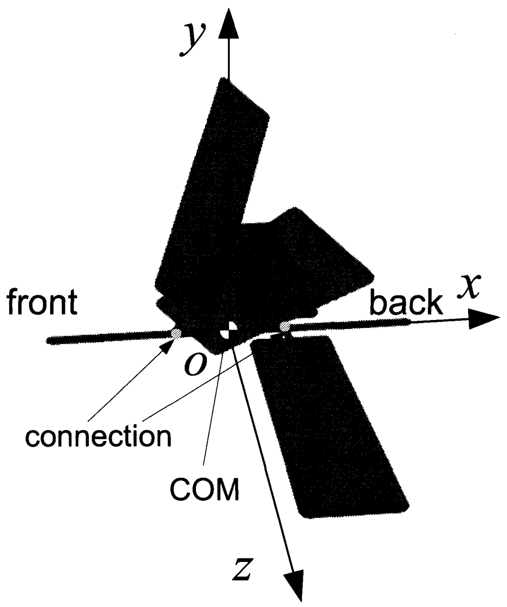

Fig. 2: The 3D flapping wing model and the set of axes fixed to the body (o-xyz).

ここで，θ_0 は羽ばたき角振幅を，ψ_0 は迎角振幅を，ψ_1 は初期迎角を表す．本研究では，$\theta_0 = \pi/4$，$\psi_0 = \alpha_0 = \pi/4$，$\psi_1 = \beta + \alpha_1 = 7\pi/12$ とした．$\gamma(t)$ については，第 5.2 節で与える．

なお，右翅の運動は，左翅の運動と xy 平面に関して鏡面対称とする．

3 支配方程式

3.1 流体運動

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

$$\nabla \cdot \boldsymbol{u} = 0, \tag{16}$$

$$\frac{D\boldsymbol{u}}{Dt} = -\frac{1}{\rho_{\mathrm{f}}}\nabla p + \nu\nabla^2\boldsymbol{u}, \tag{17}$$

ここで，$\boldsymbol{u}$ は流速，ρ_{f} は空気の密度，p は流体の圧力，ν は空気の動粘性係数であり，物理定数はともに 20 ℃における値 $\rho_{\mathrm{f}} = 1.205[\mathrm{kg/m^3}]$，$\nu = 1.512 \times 10^{-5}[\mathrm{m^2/s}]$ とする．

この方程式系の支配パラメタは Reynolds 数 Re であり，以下のように定義する．

$$Re = \frac{u_{\max} c}{\nu}, \tag{18}$$

ここで，$u_{\max}$ は 2 次元においては最大羽ばたき速さ $2\pi A/T$，3 次元においては翼の付け根から 2/3 の位置における最大羽ばたき速さ $20\pi c\phi_0/(3T)$ とした．

なお，翅面上での境界条件には粘着条件を用いる．

3.2 重心運動

モデルの重心の位置および速度をそれぞれ $\boldsymbol{X}_{\mathrm{c}}$ および $\boldsymbol{U}_{\mathrm{c}}$ とし，また，重心周りの回転を表す角速

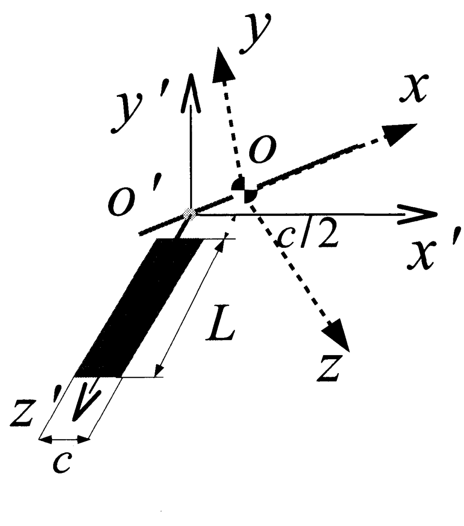

Fig. 3: Two sets of axes fixed to the body (o-xyz) and the left forewing (o-$x'y'z'$).

度ベクトルを $\boldsymbol{\Omega}_{\rm c}$ とする．翅4枚と胴体に働く流体力を $\boldsymbol{F}$，重力加速度ベクトルを $\boldsymbol{G}=(0,-G,0)$ とする．ここで，重力加速度は標準重力加速度 $G=9.807[\mathrm{m/s^2}]$ とする．$\boldsymbol{X}_{\rm c}$ 周りの流体トルクを $\boldsymbol{T}$ とすると，胴体の運動は以下の Newton-Euler の運動方程式で記述される．

$$\frac{d(M\boldsymbol{U}_{\rm c})}{dt}=\boldsymbol{F}+M\boldsymbol{G}, \qquad (19)$$

$$\frac{d(\mathsf{I}\boldsymbol{\Omega}_{\rm c})}{dt}=\boldsymbol{T}, \qquad (20)$$

ここで，I は胴体の慣性テンソルであり，$\Sigma_{\rm b}$ から観測した時の成分は慣性モーメント I を用いて以下のように与えられる．

$$\mathsf{I}=\begin{bmatrix}0&0&0\\0&I&0\\0&0&I\end{bmatrix},\quad \text{observed in } \Sigma_{\rm b}. \qquad (21)$$

本研究では，並進運動においては，Z 方向の運動を無視し，X 方向および Y 方向の運動を考慮し，また，回転運動においては，ローリング（X 軸周りの回転）およびヨーイング（Y 軸周りの回転）を無視し，ピッチング（Z 軸周りの回転）のみを考慮する．つまり，モデルの最大自由度は，並進2自由度，回転1自由度の計3自由度である．

この方程式系のパラメタは無次元質量 $N_{\rm M}$ と Froude 数 Fr であり，以下のように定義する．

$$N_{\rm M}=\frac{M}{\rho_{\rm f}c4S}, \qquad (22)$$

$$Fr=\frac{u_{\max}}{\sqrt{Gc}}, \qquad (23)$$

ここで，S は翅一枚の面積である．本研究では，$N_{\rm M}$ および Fr は，位相差を約180° つけてホバリングしている状態のトンボ（アキアカネ）のパラメタ[19]から算出した．その値は $N_{\rm M}=51$ および $Fr=15$ である．

2次元の重心運動の計算においては，3次元の計算と整合が取れるようにする．2次元の翅2枚に働く流体力を $\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ とする．まず，$\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ を翼長倍することで，3次元の翅2枚相当に働く力 $L\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ を得る．次に，3次元のモデルでは翅は4枚あるので，$L\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ をさらに2倍し，3次元の翅4枚相当に働く力 $2L\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ を得る．すなわち，2次元の重心運動の計算において，式(19)中の $\boldsymbol{F}$ は次のようにして求める．

$$\boldsymbol{F}=2L\boldsymbol{F}^{\rm 2D}. \qquad (24)$$

4 計算方法および計算条件

4.1 計算方法

流体の運動方程式(16)，(17)の数値計算には，格子ボルツマン法[25]と埋め込み境界法[26]を組み合わせた IB-LBM[24]を用いた．格子ボルツマン法は，圧力の Poisson 方程式を解かずにデカルト格子上で移動境界問題を効率よく扱うことができる手法である．モデルが流体から受ける力とトルクは，埋め込み境界法において境界近傍の流体に加えられる体積力の総和の反作用として求められる．本研究で用いるモデルは体積を持たないため，内部質量の影響[24]は無視できることに注意する．

また，運動方程式(19)，(20)の時間発展の計算には2次精度の Adams-Bashforth 法を用いた．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．また，3次元の計算では，物体の周りのみに高解像度格子を用いて計算負荷を軽減する，マルチブロック格子[27]を適用した．

4.2 計算条件

(1) 2次元羽ばたき

計算領域は $[-15c,15c]\times[-15c,15c]$ の正方形領域とした．初期において，モデルの重心を計算領域の中央 $(0,0)$ に置いた．計算領域の周囲境界は静止壁とした．なお，初期状態において流体は静止しているとする．翅の急発進を避けるために，いずれの位相差の場合も前翅および後翅の初期位置は最も振り上げた位置とした．初期は後翅のみを運動させ，位相差 ϕ がついたところで前翅も運動させる．初期条件の影響を少なくするために，重心の運動方程式は $t=3T$ から解く．Tab. 1 に各 Reynolds 数の計算において用いた空間解像度，時間解像度を示す．　なお，揚力係数 $C_{\rm L}^{\rm 2D}$ および推力係数 $C_{\rm T}^{\rm 2D}$ は，以下のように定義する．

$$C_{\rm L}^{\rm 2D}=\frac{F_{\rm L}^{\rm 2D}}{\frac{1}{2}\rho_{\rm f}u_{\max}^2 2c}, \qquad (25)$$

$$C_{\rm T}^{\rm 2D}=\frac{F_{\rm T}^{\rm 2D}}{\frac{1}{2}\rho_{\rm f}u_{\max}^2 2c}, \qquad (26)$$

ここで，$F_{\rm L}^{\rm 2D}$ および $F_{\rm T}^{\rm 2D}$ はそれぞれ $\boldsymbol{F}^{\rm 2D}$ の y 軸正および x 軸負の方向の成分を表す．また，$3T\le t\le 10T$ における平均揚力を $\overline{C_{\rm L}^{\rm 2D}}$，平均推力を $\overline{C_{\rm T}^{\rm 2D}}$ とする．

(2) 3次元羽ばたき

Tab. 1: Spatial and temporal resolutions for the 2D flapping wings. Δx is the lattice spacing and Δt is the time step.

Re	c	T
20	$20\Delta x$	$8000\Delta t$
40	$20\Delta x$	$8000\Delta t$
50	$25\Delta x$	$10000\Delta t$
100	$25\Delta x$	$10000\Delta t$
200	$50\Delta x$	$20000\Delta t$
300	$75\Delta x$	$30000\Delta t$
600	$120\Delta x$	$36000\Delta t$
1000	$200\Delta x$	$60000\Delta t$

計算領域を Fig. 4 に示す．本研究では，計算負荷を下げるために，$Z = 0$ の面で鏡面反射条件を用いて $Z \geq 0$ の半分の領域で計算を行った．X 軸方向には周期境界条件を用い，上方，下方および左方の境界は静止壁とした．計算領域は $[-15c, 10c] \times [-10c, 15c] \times [0, 10c]$ とした．格子幅 Δx の高解像度格子の領域を $[-1.2c, 1.2c] \times [-1.2c, 1.2c] \times [0, 1.2c]$ とし，それ以外の領域は格子幅 $2\Delta x$ の低解像度格子を用いた．初期において，モデルの重心を $(0, 0, 0)$ に置いた．コード長の分割は，$c = 24\Delta x$ とした．なお，初期状態において流体は静止しているとする．2 次元と同様に，いずれの位相差の場合も前翅および後翅の初期位置は最も振り上げた位置とし，重心の運動方程式は $t = 3T$ から解く．

なお，揚力係数 C_{L}，推力係数 C_{T} および仕事率 C_{P} は，以下のように定義する．

$$C_{\mathrm{L}} = \frac{F_{\mathrm{L}}}{\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{f}} u_{\mathrm{max}}^2 4S}, \tag{27}$$

$$C_{\mathrm{T}} = \frac{F_{\mathrm{T}}}{\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{f}} u_{\mathrm{max}}^2 4S}, \tag{28}$$

$$C_{\mathrm{P}} = \frac{\sum_{\mathrm{model}} \boldsymbol{f}_{\mathrm{local}} \cdot \boldsymbol{u}_{\mathrm{local}}}{\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{f}} u_{\mathrm{max}}^3 4S}, \tag{29}$$

ここで，F_{L} および F_{T} はそれぞれ $\boldsymbol{F}$ の Y 軸正および X 軸負の方向の成分を，$\boldsymbol{f}_{\mathrm{local}}$ はモデル上のある一点におけるモデルが受ける局所的な力を，$\boldsymbol{u}_{\mathrm{local}}$ はその点の速度を表す．$\sum_{\mathrm{model}}$ は全てのモデル上の点に対して総和を取ることを意味する．また，$3T \leq t \leq 15T$ における平均揚力を $\overline{C_{\mathrm{L}}}$，平均推力を $\overline{C_{\mathrm{T}}}$，平均仕事率を $\overline{C_{\mathrm{P}}}$ とする．また，効率 E_{ff} を次式で定義する．

$$E_{\mathrm{ff}} = \frac{\sqrt{\overline{C_{\mathrm{L}}}^2 + \overline{C_{\mathrm{T}}}^2}}{\overline{C_{\mathrm{P}}}}. \tag{30}$$

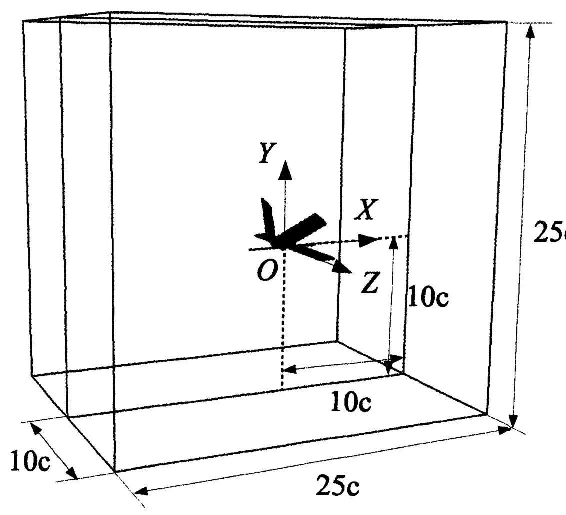

Fig. 4: The domain of computation and the initial position of the model for the 3D flapping wings.

5 計算結果

5.1 2 次元羽ばたき

前翅と後翅の位相差 $\phi = 90°$ において，$Re = 20-1000$ の範囲で，胴体の並進のみを許した自由飛翔の数値計算を行う．揚力係数 $C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}$ および推力係数 $C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}$ の時間変化を Fig. 5 に示す．$Re = 40$ の場合は，$Re = 200$，1000 の場合と比べると，$C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}$ および $C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}$ の負のピーク値が大きくなっていることが分かる．一方，$Re = 200$ の場合と $Re = 1000$ の場合を比べると，$C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}$ および $C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}$ は比較的良く似た時

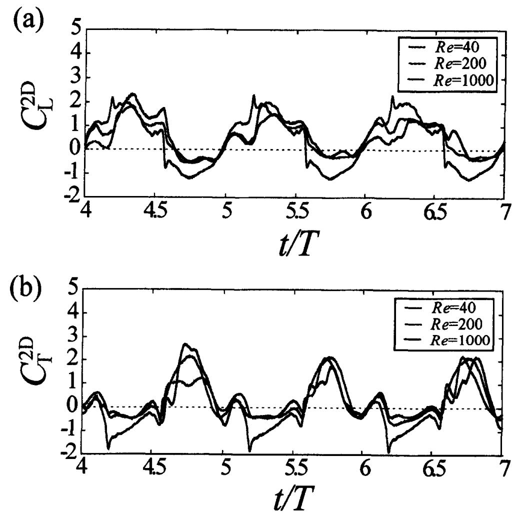

Fig. 5: Time variations of (a) the lift coefficient $C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}$ and (b) the thrust coefficient $C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}$ for $Re = 40$, 200, and 1000 for the 2D flapping wings.

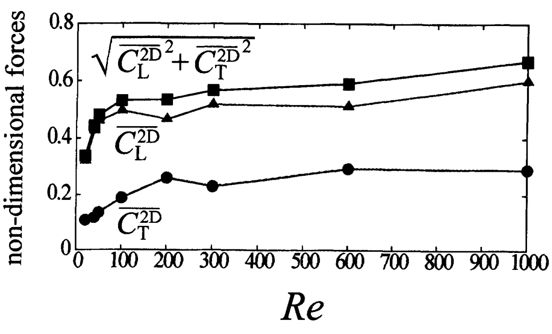

Fig. 6: The time averaged lift coefficient $\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}$ (red), thrust coefficient $\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}$ (blue), and $\sqrt{\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}^2 + \overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}^2}$ (black) for $Re = 20 - 1000$ for the 2D flapping wings.

間変化をしていることが分かる．また，各Reynolds数に対する，$\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}$，$\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}$ および $\sqrt{\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}^2+\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}^2}$ をFig. 6に示す．Reynolds数の小さい範囲では，$\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}$，$\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}$ および $\sqrt{\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}^2+\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}^2}$ は，Reynolds数の増加に伴い，単調に増加し，また，$Re=200$ 程度以上では，ほぼ一定になっていることが分かる．これらから，羽ばたきによって生じる無次元流体力は，$Re=200$ 程度以上のReynolds数に対して，鈍感であることが確認できる．そこで，3次元のシミュレーションにおいては，計算負荷を軽減するために $Re=200$ を用いてトンボの自由飛翔を概略推定する．

5.2 3次元羽ばたき

(1) 胴体の並進のみを許した自由飛翔

$Re=200$ において，位相差を $\phi=0°$，$90°$，$180°$，$270°$ と変えて，トンボの自由飛翔（胴体の回転なし）の数値計算を行い，位相差がモデルの運動や揚力，推力，仕事率，効率に与える影響について調べる．また，ここでは，リード・ラグ運動は行わないものとし，$\gamma(t)=0°$ とする．位相差が $\phi=0°$ および $\phi=180°$ の場合の，時刻 $t=5.25T$，$5.50T$，$5.75T$，$6.00T$ における渦度場を，それぞれFigs. 7, 8に示す．どちらの位相差においても，翅の運動によって渦が剥離し，モデルの下方へと流れていく様子が見られる．$\phi=180°$ の時，前翅の打ち下ろし ($t=5.75T$) で翼端から剥離した渦が後翅の翼端から剥離した渦とつながる ($t=6.00T$) 等，渦と渦，翅と渦が干渉し合っている様子が見られる．次に，$\phi=0°$，$90°$，$180°$，$270°$ の時の $0\le t\le 15T$ のモデル重心の軌跡をFig. 9に示す．いずれの位相差においても，1回の羽ばたきの間にモデルの重心はほとんど振動することなく直線的な運動をし，また，位相差が変わると運動する方向が大きく異なる様子が見られる．特に，$\phi=0°$ の時，モデルは重力に打ち勝ち，最も上昇し，$\phi=180°$ の時，モデルは水平飛行し，$\phi=270°$ の時，モデルは下降運動をすることが分かる．次に，$\phi=0°$，$90°$，$180°$，$270°$ の時の $\overline{C_{\mathrm{L}}}$，$\overline{C_{\mathrm{T}}}$，$\overline{C_{\mathrm{P}}}$ および E_{ff} をFigs. 10 - 12に示す．平均揚力は $\phi=0°$ の時に最大値を，$\phi=270°$ の時に最小値をとり最大値に比べ11%減少している．平均推力は $\phi=90°$ の時に最大値を，$\phi=270°$ の時に最小値をとり最大値に比べ22%減少している．平均仕事率は $\phi=0°$ の時に最大値を，$\phi=270°$ の時に最小値をとり最

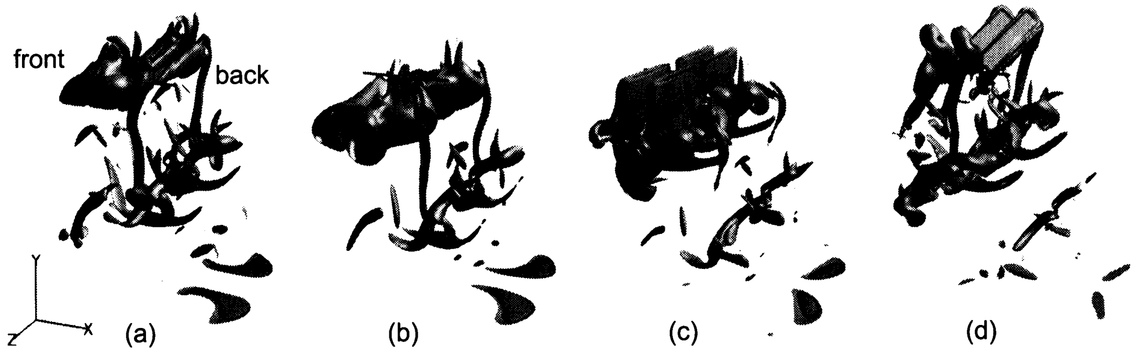

Fig. 7: Isosurfaces of the magnitude of the vorticity ($|\nabla\times\boldsymbol{u}|c/u_{\max}=1.5$) around the 3D flapping wings at $\phi=0°$; (a) $t=5.25T$, (b) $t=5.50T$, (c) $t=5.75T$, and (d) $t=6.00T$.

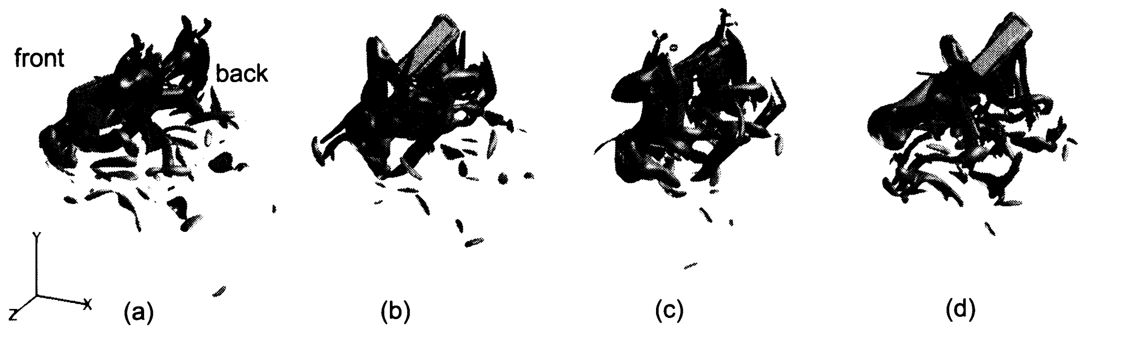

Fig. 8: Isosurfaces of the magnitude of the vorticity ($|\nabla\times\boldsymbol{u}|c/u_{\max}=1.5$) around the 3D flapping wings at $\phi=180°$; (a) $t=5.25T$, (b) $t=5.50T$, (c) $t=5.75T$, and (d) $t=6.00T$.

大値に比べ 12% 減少している．効率は $\phi = 180°$ の時最も良く，$\phi = 90°$ で最も悪く最大値から 4% 減少している．これらから，位相差の変化に対する，平均揚力，平均推力および平均仕事率の変化に比べると，位相差の変化に対する効率の変化は比較的小さいことが分かる．

(2) 胴体の並進および回転を許した自由飛翔

前節の計算では，胴体の回転を無視し，並進のみを考慮していた．本節では，胴体の回転も考慮に入れ，位相差が胴体の回転運動やモデルの飛行にどのように影響を与えるかを調べる．また，ここでは，リード・ラグ運動は行わないものとし，$\gamma(t) = 0°$ とする．$Re = 200$ において，位相差を $\phi = 0°$, $90°$, $180°$, $270°$ と変えた時の，ピッチング角 θ_{pitch} の時間変化および重心の軌跡を Fig. 13 に示す．いずれの位相差においても，ピッチング角が徐々に大きくなり，胴体は頭上げをすることが分かる．特に，$\phi = 90°$, $180°$, $270°$ の時は，ピッチング角が 90 ° を超え，宙返りしてしまっていることが分かる．

(3) リード・ラグ運動によるピッチング角制御

最後に，ピッチング角を制御する方法について検討する．実際のトンボや昆虫は，前節までの計算のように完全に周期的な羽ばたき方をしておらず，迎角の運動やリード・ラグ運動を，ピッチング角に応じて上手く調節することで，ピッチング角を制御していると言われている．本研究では特に，ピッ

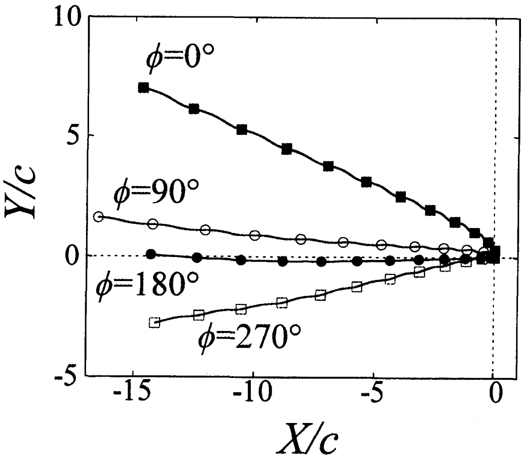

Fig. 9: The trajectories of the center of the mass (COM) for $0 \le t \le 15T$ for the 3D flapping wings. The initial position of the COM is $(X/c, Y/c) = (0, 0)$, and the dots indicate the position of the COM when the hindwings are at top dead point.

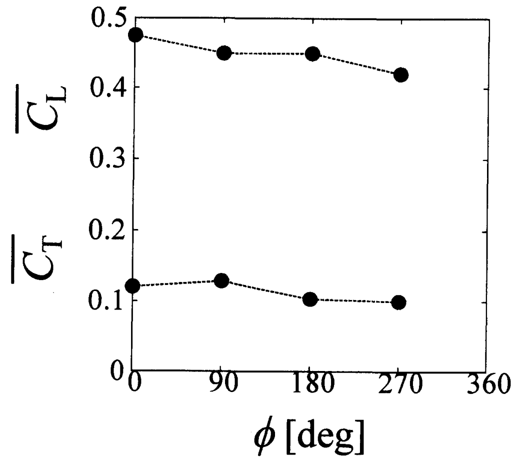

Fig. 10: The time averaged lift coefficient $\overline{C_{\mathrm{L}}}$ (red) and thrust coefficient $\overline{C_{\mathrm{T}}}$ (blue) for the 3D flapping wings.

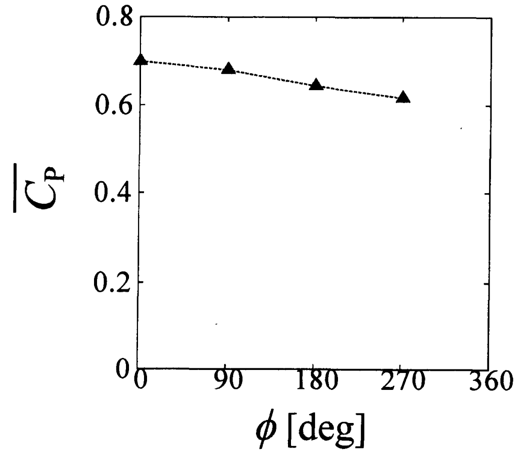

Fig. 11: The time averaged power $\overline{C_{\mathrm{P}}}$ for the 3D flapping wings.

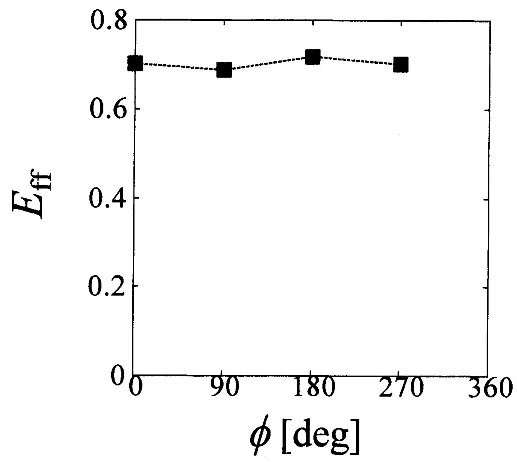

Fig. 12: The efficiency E_{ff} for the 3D flapping wings.

チング角に応じたリード・ラグ運動によって，ピッチング角を制御できるかを検討する．まず，リード・ラグ角を一定値に固定して，胴体の回転も考慮に入れた場合の自由飛翔の数値計算を行い，リード・ラグ角がピッチング角に与える影響について調べる．$Re = 200$，$\phi = 180°$ において，リード・ラグ角を $-5° \le \gamma \le 10°$ の範囲で変えた時の，ピッチング角 θ_{pitch} の時間変化を Fig. 14 に示す．リード・ラグ角に応じて，ピッチング角の変化の仕方が変わっていることが分かる．特に，$t = 10T$ あたりのピッチング角の挙動を見ると，$\gamma \le -3°$ の時，θ_{pitch} は減少傾向にあり，$\gamma \ge -1°$ の時，θ_{pitch} は増加傾向にあり，$\gamma = -2°$ の時，θ_{pitch} は変化が小さいことが分かる．この結果を参考にして，ピッチング角を目標角ピッチング角 $\theta_{\mathrm{pitch,d}}$ に近づけるように，リード・ラグ角を，次の P 補償を用いてフィードバック制御する．

$$\gamma = \gamma_0 + K(\theta_{\mathrm{pitch,d}} - \theta_{\mathrm{pitch}}), \tag{31}$$

ここで，γ_0 は基準リード・ラグ角，K はフィードバックゲインである．本研究においては，$\gamma_0 = -2°$，$K = 2$，$\theta_{\mathrm{pitch,d}} = 0°$ とした．式 (31) に基づくリード・ラグ運動は，ピッチング角が大きくなるほど，前側で羽ばたき，ピッチング角が小さくなるほど，後側で羽ばたく運動になる．このリード・ラグ運動によって，ピッチング角を制御できるかを検証する．$Re = 200$ において，位相差を $\phi = 0°$，$90°$，$180°$，$270°$ と変えた時の，ピッチング角の時間変化，リード・ラグ角の時間変化および重心の軌跡を Fig. 15 に示す．Fig. 15(a) および (c) より，いずれの位相差においても，ピッチング角は高々±5° 以内に制御できており，姿勢を崩さず安定な前進飛行ができていることが分かる．また，Fig. 15(b) より，いずれの位相差においても，リード・ラグ運動は高々±10° 以内の運動になっていることが分かる．この結果から，実際の昆虫のように，ピッチング角に応じたリード・ラグ運動によって，ピッチング角を制御できることが分かった．

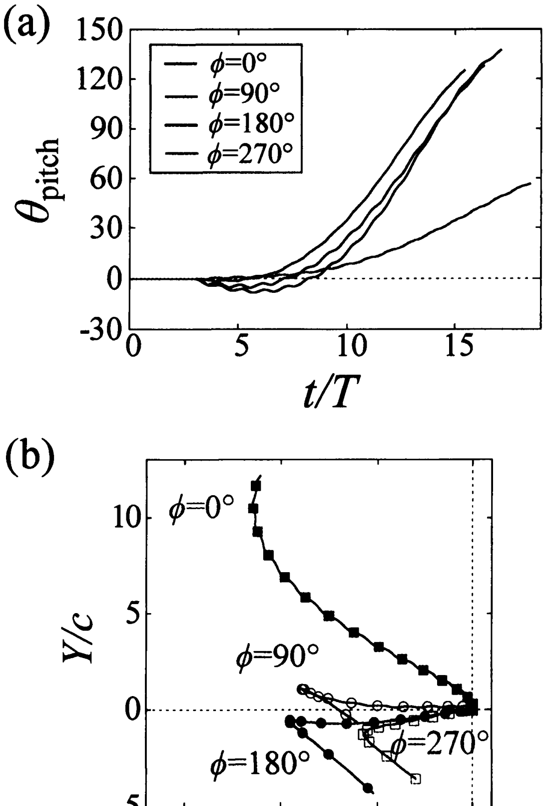

Fig. 13: (a)Time variations of the pitching angle of the body for the 3D flapping wings and (b)the trajectories of the COM for the 3D flapping wings. In (b), the initial position of the COM is $(X/c, Y/c) = (0, 0)$, and the dots indicate the position of the COM when the hindwings are at top dead point.

6 結言

埋め込み境界-格子ボルツマン法（IB-LBM）を用いてトンボをモデル化した羽ばたきモデルの 2 次元および 3 次元の自由飛翔の数値シミュレーションを行った．

2 次元のシミュレーションでは，位相差 $\phi = 90°$ において，$Re = 20 - 1000$ の範囲で，胴体の並進のみを許した自由飛翔の数値計算を行い，羽ばたきによって生じる無次元流体力の Reynolds 数依存性を調べた．その結果，Reynolds 数の小さい範囲では，$\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}$，$\overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}$ および $\sqrt{\overline{C_{\mathrm{L}}^{\mathrm{2D}}}^2 + \overline{C_{\mathrm{T}}^{\mathrm{2D}}}^2}$ は，Reynolds 数の増加に伴い，単調に増加し，また，$Re = 200$ 程度以上では，ほぼ一定になっていることが分かった．

3 次元のシミュレーションでは，$Re = 200$ において，位相差を $\phi = 0°$，$90°$，$180°$，$270°$ と変えて，(i) 胴体の並進のみを許した自由飛翔，(ii) 胴体の並進および回転をともに許した自由飛翔，(iii) ピッチングの回転運動を制御する方法の検討の 3

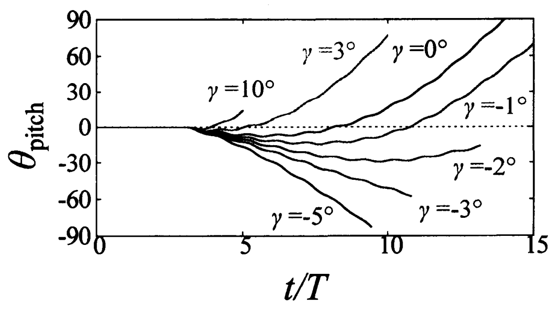

Fig. 14: Time variations of the pitching angle of the body for various lead-rag angles for the 3D flapping wings.

種類の数値計算を行った．(i) では，位相差がモデルの運動や揚力，推力，仕事率，効率に与える影響について調べた．その結果，いずれの位相差においても，1回の羽ばたきの間にモデルの重心はほとんど振動することなく，直線的な運動することが分かった．$\phi = 0°$ の時，平均揚力は最も大きく，モデルは最も上昇し，$\phi = 180°$ の時，モデルは水平飛行し，$\phi = 270°$ の時，モデルは下降運動をすることが分かった．また，位相差の変化に対する，平均揚力，平均推力および平均仕事率の変化に比べると，位相差の変化に対する効率の変化は比較的小さいことが分かった．(ii) では，位相差が胴体の回転運動やモデルの飛行にどのように影響を与えるかを調べた．その結果．いずれの位相差においても，ピッチング角は徐々に大きくなり，胴体は頭上げをすることが分かった．(iii) では，ピッチング角に応じたリード・ラグ運動を行うことにより，ピッチング角を制御できるか検討した．その結果，いずれの位相差においても，ピッチング角を高々$\pm 5°$ 以内に抑えることができ，姿勢を崩さず安定な前進飛行ができることが分かった．

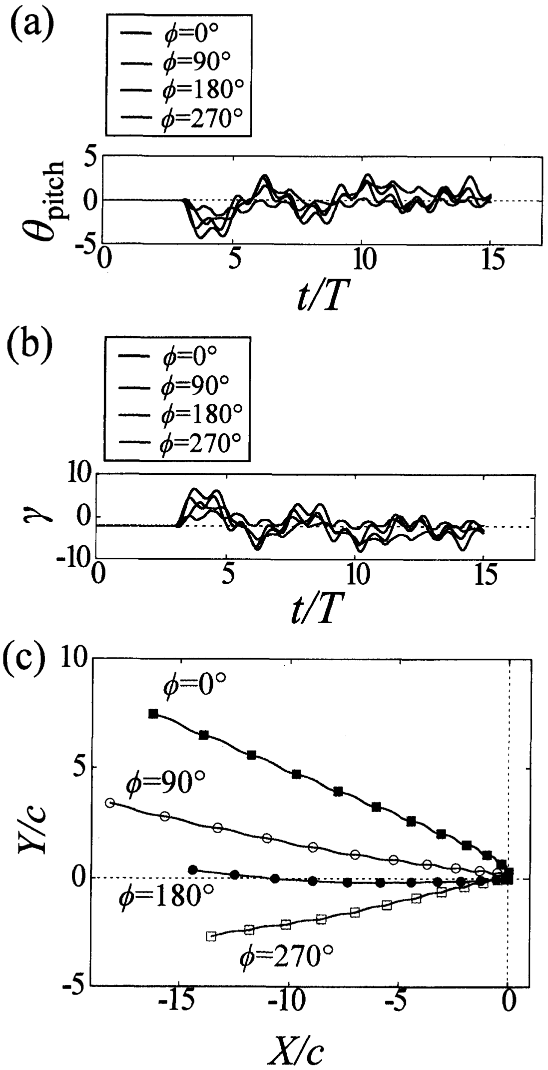

Fig. 15: (a)Time variations of the pitching angle of the body for the 3D flapping wings, (b) time variations of the lead-rag angle of the body for the 3D flapping wings, and (c) the trajectories of the COM for the 3D flapping wings. In (b), the initial position of the COM is $(X/c, Y/c) = (0, 0)$, and the dots indicate the position of the COM when the hindwings are at top dead point.

謝辞

本研究の一部は，平成25年度「京」を中核とするHPCIシステム利用研究課題 (ID: hp120112) により京都大学学術情報メディアセンターのスーパーコンピュータ CRAY XE6 を利用して実施した．

参考文献

(1) C. P. Ellington, C. van den Berg, A. P. Willmott and A. L. R. Thomas, The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air vehicles, *J. Exp. Biol.* **202** (1999), 3439-3448.

(2) Z. J. Wang, Two dimensional mechanism for insect hovering, *Phys. Rev. Lett.* **85** (2000), 2216-2218.

(3) Z. J. Wang, The role of drag in insect hovering, *J. Exp. Biol.* **207** (2004), 4147-4155.

(4) Z. J. Wang, Dissecting Insect Flight, *Annu. Rev. Fluid Mech.* **37** (2005), 183-210.

(5) M. Iima, はばたき飛行の2つのモード：2重渦列による空中停止飛行とランダム渦によるさまよい飛行の共存, 日本流体力学会年会 **382** (2006).

(6) K. Ota, K. Suzuki and T. Inamuro, Lift generation by a two-dimensional symmetric flapping wing: immersed boundary-lattice Boltzmann simulation, *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 045504.

(7) C. P. Ellington, Leading-edge vortices in insect flight, *Nature* **384** (1996), 626-630.

(8) J. Eldredge, J. Toomey and A. Medina, On the roles of chord-wise flexibility in a flapping wing with hovering kinematics, *J. Fluid Mech.* **659** (2010), 94-115.

(9) B. Yin and H. Luo, Effect of wing inertia on hovering performance of flexible flapping wings, *Phys. Fluids* **22** (2010), 111902.

(10) H. Dai, H. Luo and J. Doyle, Dynamic pitching of an elastic rectangular wing in hovering motion, *J. Fluid Mech.* **693** (2012), 473-499.

(11) H. Liu, C. P. Ellington, K. Kawachi, C. V. D. Berg and A. P. willmott, A Computational Fluid Dynamic Study of Hawkmoth Hovering, *J. Exp. Biol.* **201** (1998), 461-477.

(12) H. Aono, F. Liang and H. Liu, Near- and far-field aerodynamics in insect hovering flight: an integrated computational study, *J. Exp. Biol.* **211** (2008), 239-257.

(13) B. Cheng, X. Deng and T. L. Hedrick, The mechanics and control of pitching manoeuvres in a freely flying hawkmoth (Manduca sexta), *J. Exp. Biol.* **214** (2011), 4092-4106.

(14) N. Yokoyama, K. Senda, M. Iima and N. Hirai, Aerodynamic forces and vortical structures in flapping butterfly's forward flight, *Phys. Fluids* **25** (2013), 021902.

(15) Y. Kimura, K. Suzuki and T. Inamuro, Flight simulations of a two-dimensional flapping wing by the ib-lbm, *Int. J. Mod. Phys. C* **25** (2014), 1340020.

(16) A. Azuma and T. Watanabe, Flight performance of a dragonfly, *J. Exp. Biol.* **137** (1988), 221-252.

(17) C. P. Ellington, Dragonfly flight, *J. Exp. Biol.* **200** (1997), 583-600.

(18) K. Isogai, 鳥や昆虫の羽ばたきによる飛翔の数値シミュレーション, 日本流体力学会数値流体力学部門 Web 会誌 **12** (2005), 3.

(19) M. Sun and S. L. Long, A computational study of the aerodynamic forces and power requirements of dragonfly (Aeschna juncea) hovering, *J. Exp. Biol.* **207** (2004), 1887-1901.

(20) Z. J. Wang and D. Russell, Effect of forewing and hindwing interactions on aerodynamic forces and power in hovering dragonfly flight, *Phys. Rev. Lett.* **99** (2007), 148101.

(21) J. K. Wang and M. Sun, A computational study of the aerodynamics and forewing-hindwing interaction of a model dragonfly in forward flight, *J. Exp. Biol.* **208** (2005), 3785-3804.

(22) 南慶輔, 鈴木康祐, 稲室隆二, 埋め込み境界-格子ボルツマン法を用いたトンボ型羽ばたき翼に作用する非定常流体力の数値計算, 第 26 回数値流体力学シンポジウム, D02-4 (2012).

(23) 南慶輔, 稲室隆二, トンボの前翅と後翅の相互作用が自由飛翔に与える影響, 日本流体力学会年会 2013, 講演番号 158 (2013).

(24) K. Suzuki and T. Inamuro, Effect of internal mass in the simulation of a moving body the immersed boundary method, *Computers & Fluids* **49** (2011), 173-187.

(25) T. Inamuro, Lattice Boltzmann methods for viscous fluid flows and for two-phase fluid flows, *Fluid Dyn. Res.* **38** (2006), 641-659.

(26) Z. Wang, J. Fan and K. Luo, Combined multi-direct forcing and immersed boundary method for simulating flows with moving particles, *Int. J. Multiphase Flow* **34** (2008), 283-302.

(27) T. Inamuro, Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows, *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 024001.