

IB-LBM を用いたトンボを模した羽ばたき翼-胴体モデルの滑空飛翔の数値計算

Gliding flight simulations of a dragonfly-like flapping wing-body model by the IB-LBM

- 田中浩平, 京大院, 京都市西京区京都大学桂, E-mail: tanaka.kohei.53e@st.kyoto-u.ac.jp
 稲室隆二, 京大院, 京都市西京区京都大学桂, E-mail: inamuro@kuaero.kyoto-u.ac.jp
 Kohei Tanaka, Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyoto University, Kyoto 615-8540
 Takaji Inamuro, Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyoto University, Kyoto 615-8540

Gliding and flapping flights of a dragonfly-like flapping wing-body model are numerically investigated by using the immersed boundary-lattice Boltzmann method (IB-LBM). First, we simulate the gliding flights with and without the pitching angle control by the lead-lag motion of the wings. Second, we simulate the gliding and flapping flights for various Reynolds numbers and obtain the stable forward flights recovering the horizontal altitude. Finally, we show the complicated vorticity field around the model for $Re = 200$ and 800 .

1. 緒言

昆虫の羽ばたき飛翔は、空中停止（ホバリング）や急旋回、急発進など高い運動特性を持つため、災害観測や火星探査において活躍が期待されている超小型飛行体への応用が見込まれている。⁽¹⁾ 昆虫の中でもトンボは、安定的に飛翔する能力や優れた機動性等の、特に高い飛翔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など、様々な要因が挙げられる。

Minami らは、3次元トンボモデルの数値計算により、前翼と後翼の位相差が運動方向、揚力、推力にどのように影響を与えるか調べ、さらにリード・ラグ角によるピッチング回転運動の制御の計算を行い、3次元トンボモデルが安定的に飛翔できることを明らかにした。⁽²⁾ また、Hirohash and Inamuro は、Minami らの3次元トンボモデルを用いて、位相差とストローク角をモデルの位置に応じて動的に変えることにより、そのモデルがホバリング飛翔できることを示した。⁽³⁾ その際、左右の流れ場の対称性を仮定し、胴体と右翼だけを含む領域で並進2自由度、回転1自由度（ピッチング回転のみ）の計算を行っている。その後 Hino and Inamuro は、旋回や横滑りなどの運動を調べるため、Minami らの3次元トンボモデルに対して並進3自由度、回転3自由度の運動を調べられる計算コードを開発し、左右の羽ばたき翼のストローク角および左右の羽ばたき周期の比を変化させることにより旋回飛翔が実現できることを示した。⁽⁴⁾

本研究では、トンボの高い運動特性の一つである、滑空飛翔に着目し、Minami らの3次元トンボモデルにおいて安定した滑空飛翔が実現できるのかを調べた。また、その滑空飛翔と従来の羽ばたき飛翔を組み合わせることで、高度を回復する安定な前進飛翔が実現できるのかも検討した。なお、本研究においては、現実のトンボの飛翔をより再現するため、従来の研究と比較して、より現実の Reynolds 数に近い数値計算を試みた。

2. 計算モデル

計算に用いる Minami らの3次元トンボモデルを Fig. 1 に示す。このモデルは、胴体と4枚の翼から構成されており、フラッピング運動、フェザリング運動、リード・ラグ運動を行うことができる。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、このモデルでは翼の質量を無視する。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。4枚の翼は変形のない同形状で、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 $L_b = 5c$ の厚みなしの等密度の棒とする。翼と胴体は長さ $0.5c$ の厚みなしの棒で接続する。また、モデルの前翼と後翼は重心（胴体の中心）から前後に等距離 $0.75c$ 離して接続する。胴体固定座標系 $o-xyz$ (Σ_b) の原点 o をこの

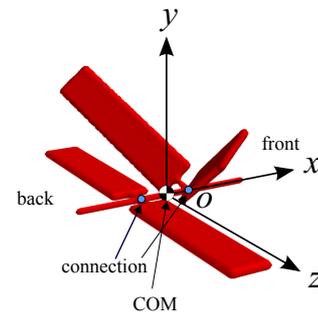


Fig. 1. A dragonfly-like flapping wing-body model and the set of the axes fixed to the body ($o-xyz$).

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 軸正方向を前方、 y 軸正方向を上方、 z 軸正方向を右方と定義する。初期において、 Σ_b と空間座標系 $O-XYZ$ (Σ_s)を一致させる。なお、モデルの羽ばたき方については文献⁽⁴⁾を参照されたい。また、ピッチング回転制御には、Minami らによって羽ばたき飛翔に対して考案された、リード・ラグ角 γ を用いた簡単な制御を用いる。

3. 支配方程式

前章で定義された羽ばたき翼-胴体モデルが、地球の大气および重力下で自由飛翔する系を考える。

3.1 流体運動

流体運動は、非圧縮粘性流体の連続の式および Navier-Stokes 方程式で支配されるとする。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\frac{1}{\rho_f} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}. \quad (2)$$

ここで、 \mathbf{u} は流速、 ρ_f は空気密度、 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°C における値 $\rho_f = 1.205[\text{kg}/\text{m}^3]$ 、 $\nu = 1.512 \times 10^{-5}[\text{m}^2/\text{s}]$ とする。式(2)には、重力項が現れていないが、これは圧力 p が重力ポテンシャルを含んでいるためである。

この方程式系の支配パラメータは Reynolds 数 Re であり、以下のように定義する。

$$Re = \frac{u_{\max} c}{\nu}. \quad (3)$$

ここで、 $u_{\max} = 20\pi\theta_0/(3T)$ 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である（羽ばたき角振幅 $\theta_0 = \pi/4$ 、 T は羽ばたき周期）。なお、翼面上での境界条件には粘着条件を用いる。

3.2 モデルの運動

本研究では、滑空飛翔と羽ばたき飛翔による前進飛翔を対象としているため、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。

空間座標系 Σ_s におけるモデルの重心の位置および速度をそれぞれ $\mathbf{X}_c = (X_c, Y_c, 0)$ 、 $\mathbf{U}_c = (U_c, V_c, 0)$ とする。また、 Σ_s に対する胴体固定座標系 Σ_b の回転、つまりモデルの回転を表す回転角と、回転角速度ベクトルをそれぞれ $\boldsymbol{\theta}_c = (0, 0, \theta_c)$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_c = (0, 0, \Omega_c)$ とし、 θ_c をピッチ角と呼ぶ。 Σ_s における胴体と翼が受ける力を $\mathbf{F} = (F_x, F_y, 0)$ 、胴体中心周りの流体力によるトルクを $\mathbf{N} = (0, 0, N)$ 、重力加速度ベクトルを $\mathbf{G} = (0, -G, 0)$ とすると、 \mathbf{U}_c や Ω_c は、以下のNewton-Eulerの運動方程式によって決定される。

$$\begin{cases} M \frac{d\mathbf{U}_c}{dt} = \mathbf{F} + M\mathbf{G}, \\ \frac{d\mathbf{X}_c}{dt} = \mathbf{U}_c, \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} I \frac{d\Omega_c}{dt} = N, \\ \frac{d\theta_c}{dt} = \Omega_c. \end{cases} \quad (5)$$

ここで、重力加速度は標準重力加速度 $G = 9.807[\text{m/s}^2]$ 、 I は Σ_b から観測したときの胴体の z 軸周りの慣性モーメントであり、 $I = 1/12 ML_b^2$ である。この方程式系の支配パラメータは、無次元質量 m とFroude数 Fr であり、以下のように定義する。

$$m = \frac{M}{4\rho_f c S} \quad (6)$$

$$Fr = \frac{u_{\max}}{\sqrt{cG}} \quad (7)$$

ここで、 $S = Lc$ は翼一枚の面積である。

4. 計算方法および計算条件

4.1 計算方法

流体運動の支配方程式(1)、(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⁶⁾と埋め込み境界法⁶⁾を組み合わせたIB-LBM⁷⁾を用いた。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る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⁷⁾を無視できることに注意する。

また、モデルの運動方程式(4)、(5)の数値積分には2次精度のAdams-Bashforth法を用いた。各時間ステップにおいて、胴体に働く力および胴体中心周りのトルクを求め、その力およびトルクによって重心位置およびモデルの回転角は陽的に更新される。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次元トンボモデルの周り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⁸⁾を適用した。

4.2 支配パラメータ

本問題の支配パラメータは、Reynolds数 Re 、Froude数 Fr および無次元質量 m である。これらの値は実際のトンボ(Aeshna juncea, ルリボシヤンマ)のデータ⁹⁾から推定した。データによると、 $M = 754$ [mg]、 $c = 8.1$ [mm]、 $L = 47$ [mm]、 $T = 1/36$ [s]、 $\theta_0 = 34.5$ [deg]、 $u_{\max} = 4.27$ [m/s]である。したがって、 $Re = 2300$ 、 $Fr = 15$ 、 $m = 51$ となる。

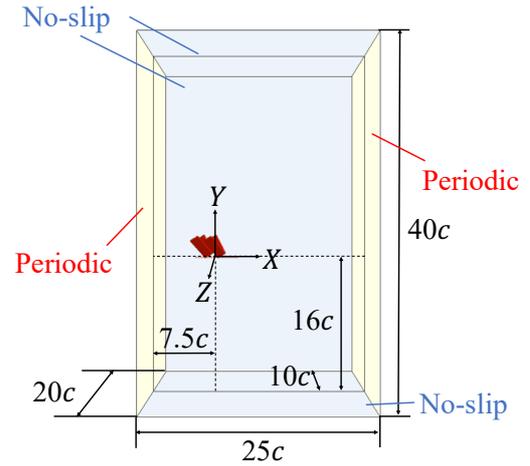


Fig. 2. The domain of computation and the initial position of a dragonfly-like flapping wing-body model.

3次元トンボモデルの自由飛翔において、羽ばたきによって生じる空力係数は、 $Re \geq 200$ においてはReynolds数依存性が小さいことが確認されている¹⁰⁾ことを踏まえ、計算コスト削減のために、先行研究では $Re = 200$ で計算を行っていた。しかし、Reynolds数依存性が小さいとはいえ、長期的な飛翔を考えるとその影響の存在は否めない。そのため本研究では、先行研究の計算例より大きな $Re = 800$ までの計算を行った。

4.3 計算条件

計算領域をFig. 2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、右方および左方の境界は静止壁とした。高解像度格子の格子間隔を Δx とすると低解像度格子の格子間隔は $2\Delta x$ である。コード長の分割は $Re = 200, 400$ の計算では $c = 24\Delta x$ 、 $Re = 800$ の計算では $c = 48\Delta x$ 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。計算領域および初期の条件を以下に示す。 T は羽ばたき周期である。

(1) 羽ばたき前進飛翔

計算で用いる領域は、 $-7.5c \leq X \leq 17.5c$ 、 $-16c \leq Y \leq 24c$ 、 $-10c \leq Z \leq 10c$ とした。初期において、モデルの重心を $(0, 0, 0)$ に置いた。 $t = 0$ からモデルは羽ばたきを開始するが、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。

(2) 滑空飛翔

計算で用いる領域は、 $-7.5c \leq X \leq 17.5c$ 、 $-28c \leq Y \leq 12c$ 、 $-10c \leq Z \leq 10c$ とし、初期位置は $(0, 0, 0)$ とした。また、初期の $0.1T$ の時間で静止から徐々に加速させ、滑空飛翔における前進速度を与える。この速度は、羽ばたき前進飛翔の計算から得られた前進速度を用いる。

(3) 滑空飛翔と羽ばたき飛翔の組み合わせ

計算で用いる領域および初期位置は、滑空飛翔の計算と同様にした。モデルに前進速度を初期の $0.1T$ の時間で与える。その後 $t = 1T$ まで滑空飛翔させたのち、 $t = 4T$ まで徐々に振幅を増しながら羽ばたき運動を開始させ、 $t = 4T$ のち定常羽ばたき飛翔させる。

5. 計算結果

5.1 羽ばたき前進飛翔

滑空飛翔の計算を行うにあたり、初期に前進速度を与える際のおよその値を得るため、羽ばたき飛翔のみでモデルを前進させた

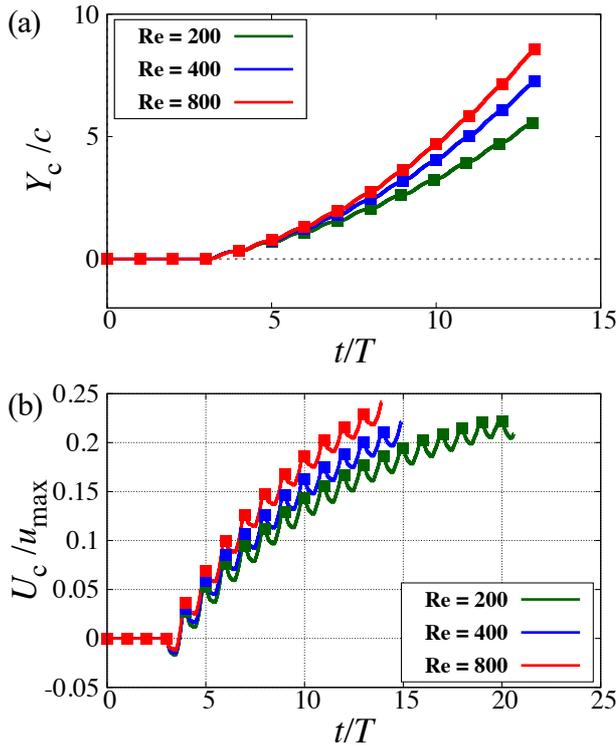


Fig. 3. Time variations of (a) the position of the Y direction and (b) the forward speed U_c of the COM of the model for various Reynolds numbers, and the dots indicate the position when the all wings are at top dead point.

計算をまず行った。羽ばたき運動のパラメータとして、先行研究から羽ばたき角振幅 $\theta_0 = 34.5^\circ$ 、ストローク角 $\beta = 60^\circ$ 、前翼と後翼の位相差 $\phi = 0^\circ$ とする。また、Reynolds 数に応じてモデルの飛行性能に差異があり、実際のトンボにより近い Reynolds 数において計算を行うため、先行研究の計算より大きな Reynolds 数を含む $Re = 200, 400, 800$ として計算した。モデルの重心の Y 方向高さの時間変化を Fig. 3 (a)、モデルの重心の速度の前進成分 U_c の時間変化を Fig. 3 (b) に示す。Fig. 3 (a) から、Reynolds 数が大きくなるほど上昇性能が高く、また Fig. 3 (b) から Reynolds 数が大きくなるほどモデルはより大きな前進速度を得ていることがわかる。具体的な値として、 $Re = 200, 400, 800$ に対し、それぞれおよそその定常前進速度 $U_{c,0} = 0.2u_{max}, 0.25u_{max}, 0.25u_{max}$ を得た。

5.2 滑空飛行

前節の羽ばたき前進飛行の計算で得られた前進速度を初期に与え、羽ばたき運動のない滑空飛行を計算する。滑空時の翼の停止位置として、予備検討から羽ばたき角 $\theta = 4^\circ$ とする。 $Re = 200, 400, 800$ の各 Reynolds 数に対して、羽ばたき飛行の計算時と同じリード・ラグ角によるピッチング回転制御をする計算と制御なしの計算を行った。制御の有無による比較として、代表して $Re = 800$ における軌跡を Fig. 4 (a) に、ピッチ角の時間変化を Fig. 4 (b) に示す。軌跡に関してはほとんど変化が見られないが、ピッチ角の時間変化から、制御なしの場合は時間経過とともに大きく頭上げが生じるのに対し、制御を行った場合ピッチ角の変化は $\pm 1^\circ$ 程度に抑えられていることがわかる。羽ばたき飛行で用いられた、リード・ラグ角によるピッチング回転制御は、滑空飛行においても有効であり、安定した姿勢を保った滑空飛行が実現できることを確認した。

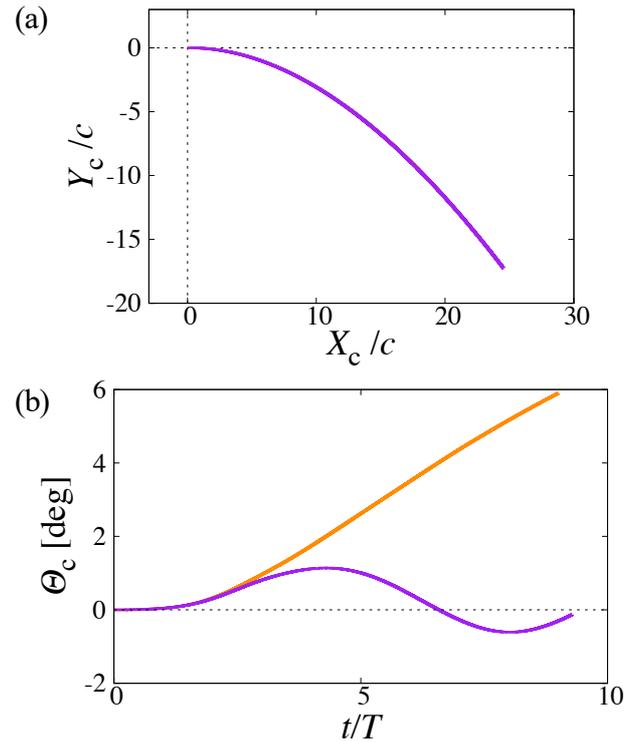


Fig. 4. (a) Trajectories of the COM of the model and (b) time variations of the pitch angle θ_c in gliding flights without control (orange), and with control (purple) for $Re = 800$.

5.3 滑空飛行と羽ばたき飛行の組み合わせ

羽ばたき前進飛行の計算から得られた前進速度を初期に与え、 $t = 1T$ まで羽ばたき角 $\theta = 4^\circ$ で固定し、滑空飛行させる。その後、 $3T$ の間で徐々に振幅を増しながら羽ばたき運動を開始させ、 $t = 4T$ で降羽ばたき角振幅 $\theta_0 = 34.5^\circ$ 、ストローク角 $\beta = 60^\circ$ 、前翼と後翼の位相差 $\phi = 0^\circ$ の羽ばたき飛行へ接続する計算を $Re = 200, 400, 800$ に対してリード・ラグ角によるピッチング回転制御ありで行った。また、リード・ラグ角によるピッチング回転制御の有無を比較するため、代表して $Re = 400$ において制御なしの計算も行った。

まず、 $Re = 400$ における制御の有無による比較を行った結果の軌跡を Fig. 5 (a)、ピッチ角の時間変化を Fig. 5 (b) に示す。Fig. 5 から、制御なしの場合ピッチ角が時間とともに大きく変化し、著しく頭上げが起こってしまっているのに対し、制御ありの場合ピッチ角は安定し、時間とともに前進しつつ上昇して、滑空飛行により降下した高度を回復していることがわかる。次に、制御ありの計算で各 Reynolds 数においてモデルの重心の Y 方向高さの時間変化を Fig. 6 に示す。Fig. 6 から、 $1T$ の滑空飛行に対し初期の高度に回復する時間は、Reynolds 数が大きいほど短く、より高い上昇性能が見られた。 $Re = 200, 400, 800$ に対して、それぞれ高度の回復にかかる時間は、 $14.3T, 11.1T, 9.9T$ となった。つまり、 $Re = 800$ においては、翼を $1T$ 休め滑空飛行し、およそ $10T$ の羽ばたき飛行で高度を維持しながら前進できることがわかった。

最後に、モデルの周りの渦度分布の様子を Fig. 7 に示す。 $Re = 200$ に対して $Re = 800$ では細かな渦の生成が確認できる。実際のトンボは $Re \approx 2300$ であり、さらに微細な渦の生成や空力への影響の変化により、より短い時間で高度を回復する前進飛行が得られると考えられる。

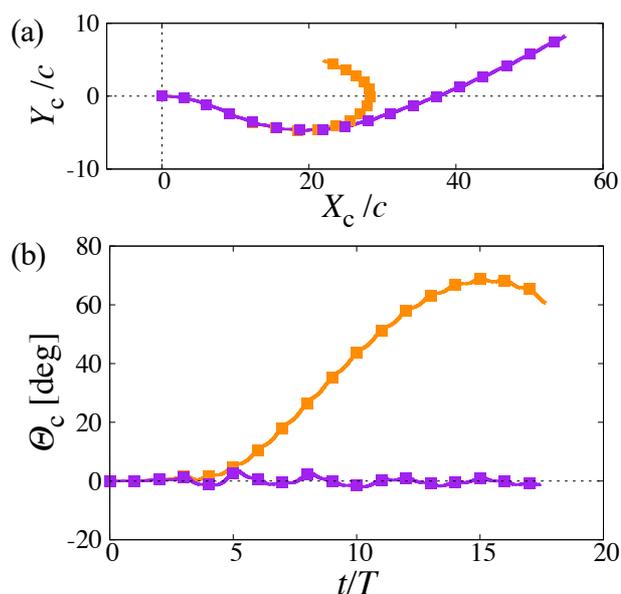


Fig. 5. (a) Trajectories of the COM of the model and (b) time variations of the pitch angle θ_c in gliding and flapping flights for $Re = 400$ without control (orange) and with control (purple), and the dots indicate the position when the all wings are at top dead point.

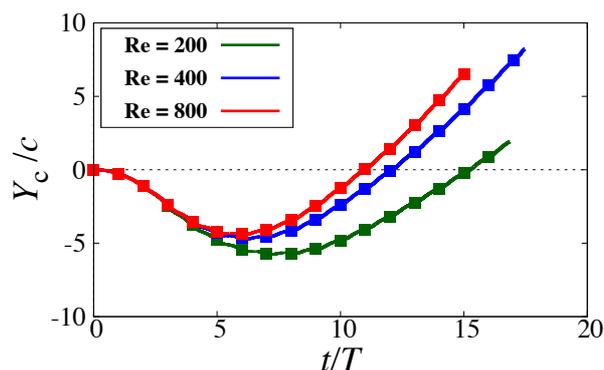


Fig. 6. Time variations of the position of the Y direction of the COM of the model for various Reynolds numbers, and the dots indicate the position when the all wings are at top dead point.

6. 結言

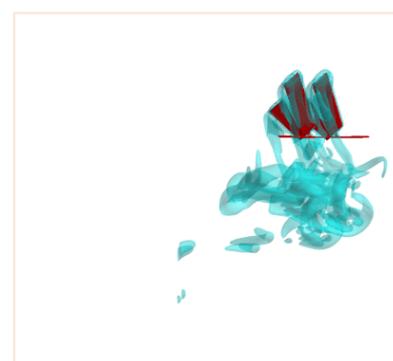
3次元トンボモデルの滑空飛行および羽ばたき飛行の数値計算を、埋め込み境界格子ボルツマン法 (IB-LBM) を用いて、従来の先行研究より大きな Reynolds 数である $Re = 800$ までの計算を行った。

滑空飛行においても先行研究で考案された簡単な制御で姿勢制御ができることを確認した。また、現実のトンボの飛行にみられるような、滑空飛行と羽ばたき飛行を組み合わせることにより、高度を回復する安定な前進飛行が実現できた。

今後、実際のトンボに対応する $Re = 2300$ の計算を行う予定である。

謝辞

本研究の一部は、平成30年度「京」を中核とするHPCIシステム利用研究課題 (hp180020) 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 XC40 を利用しており、科研費・基盤研究 (C) 課題番号 17K06155 の一部として実施した。



(a) $Re = 200$



(b) $Re = 800$

Fig. 7. The appearances of the gliding and flapping flight and the isosurfaces of the vorticity ($|\nabla \times \mathbf{u}|c/u_{max} = 1.5$, $t = 10T$) around the flapping wing-body model during the gliding and flapping flight; (a) $Re = 200$, (b) $Re = 800$.

参考文献

- (1) C. P. Ellington, "The novel aerodynamics of insect Flight: applications to micro-air vehicles," *J. Exp. Biol.* **202** (1999), pp. 3439-3448.
- (2) K. Minami, K. Suzuki and T. Inamuro, "Free flight simulations of a dragonfly-like flapping wing-body model using the immersed boundary-lattice Boltzmann method," *Fluid Dyn. Res.* **47** (2015), 015505.
- (3) K. Hirohashi and T. Inamuro, "Hovering and targetting flight simulations of a dragonfly-like flapping wing-body model by the immersed boundary-lattice Boltzmann method," *Fluid Dyn. Res.* **49** (2017), 045502.
- (4) H. Hino and T. Inamuro, "Turning flight simulations of a dragonflylike flapping wing-body model by the immersed boundary-lattice Boltzmann method," *Fluid Dyn. Res.* **50** (2018), 065501.
- (5) T. Inamuro, "Lattice Boltzmann methods for viscous fluid flows and for two-phase fluid flows," *Fluid Dyn. Res.* **38** (2006), pp. 641-659.
- (6) 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), pp. 283-302.
- (7) K. Suzuki and T. Inamuro, "Effect of internal mass in the simulation of a moving body by the immersed boundary method," *Computers & Fluids* **49** (2011), pp. 173-187.
- (8) T. Inamuro, "Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows," *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 024001.
- (9) 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), pp. 1887-1901.