IB-LBM を用いたトンボを模した羽ばたき翼-胴体モデルの外乱に対する姿勢制御

Anti-disturbance attitude control 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

Free frights under a disturbance like a sudden gust with the three-axis control of a dragonfly-like flapping wing-body model are numerically investigated by using the immersed boundary-lattice Boltzmann method (IB-LBM). First, in order to recover the roll angle of the body in a horizontal position at a hovering condition, we try to control the roll motion of the model by changing the flapping periods of the left and right wings. Second, we find a way to control the yawing motion by dynamically changing the stroke angle β(t). Finally, we simulate the free frights under a sudden disturbance while hovering with the control of rolling, yawing, and pitching angles, and obtain the stable flights recovering a horizontal altitude.

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水平安定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] 直近では，Tanaka and Inamuro がこのモデルに対して，並進 2 自由度，回転 1 自由度 (ピッチング回転のみ) の計算において姿勢が安定した滑空飛翔が可能であることを示した. [5]

本研究では, Minami らの 3 次元トンボモデルにおいて, Hino and Inamuro が開発した並進 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用いて，ローリングおよびヨーイング回転制御について従来の研究で考案された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方法を応用することで，ホバリング飛翔条件下において突風外乱に対する 3 軸姿勢制御が可能かどうかを検討した．

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 枚の翼は変形のしない同形状で, 厚みなしの短辺 c，長辺 $L = 4.5c$

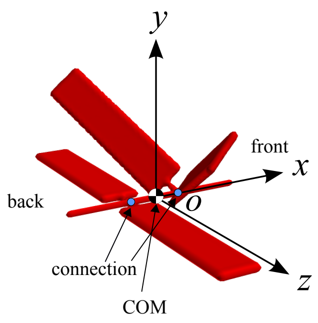

Fig. 1. A dragonfly-like flapping wing-body model and the set of the axes fixed to the body (*o-xyz*).

の長方形の形状とする．胴体は長さ $L_{\mathrm{b}} = 5c$ 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．

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，地球の大気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．

$$\nabla \cdot \boldsymbol{u} = 0, \tag{1}$$

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

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．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．

$$Re = \frac{u_{\max}c}{\nu}. \tag{3}$$

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

Copyright © 2019 by JSFM

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

モデルの運動は，並進3自由度，回転3自由度を考慮する．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 $\boldsymbol{X}_\mathrm{c}$, $\boldsymbol{U}_\mathrm{c}$とする．また，$\Sigma_\mathrm{s}$に対する胴体固定座標系$\Sigma_\mathrm{b}$の回転角速度ベクトルを $\boldsymbol{\Omega}_\mathrm{c}$とする．$\Sigma_\mathrm{s}$における胴体と翼が受ける力を $\boldsymbol{F}$, Σ_sにおける胴体中心周りの流体力によるトルクを$\boldsymbol{T}$, 重力加速度ベクトルを$\boldsymbol{G} = -G\boldsymbol{e}_Y$とすると, モデルの重心の速度 $\boldsymbol{U}_\mathrm{c}$や角速度 $\boldsymbol{\Omega}_\mathrm{c}$は, 以下のNewton-Eulerの運動方程式によって決定される.

$$M\frac{d\boldsymbol{U}_\mathrm{c}}{dt} = \boldsymbol{F} + M\boldsymbol{G}, \tag{4}$$

$$I\frac{d\boldsymbol{\Omega}_\mathrm{c}}{dt} + \boldsymbol{\Omega}_\mathrm{c} \times (I\boldsymbol{\Omega}_\mathrm{c}) = S\big(\boldsymbol{Q}(t)\big)^T\boldsymbol{T}. \tag{5}$$

このとき，モデルの重心位置$\boldsymbol{X}_\mathrm{c}$および姿勢を表すパラメータの一種であるクォータニオン$\boldsymbol{Q}(t) = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ $\boldsymbol{Q}(t)$の時間変化は以下によって決定される.

$$\frac{d\boldsymbol{X}_\mathrm{c}}{dt} = \boldsymbol{U}_\mathrm{c}, \tag{6}$$

$$\frac{d\boldsymbol{Q}(t)}{dt} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix}\boldsymbol{Q}(t). \tag{7}$$

ここで，重力加速度は標準重力加速度 $G = 9.807[\mathrm{m/s^2}]$とし，$I$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，静止座標系 Σ_sから胴体固定座標系 Σ_bへの直交変換行列$S\big(\boldsymbol{Q}(t)\big)$や姿勢角$\boldsymbol{\Theta}_\mathrm{c} = (\Theta_\mathrm{yaw}, \Theta_\mathrm{roll}, \Theta_\mathrm{pitch})$の求め方の詳細については文献 (4)を参照されたい.

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.

$$m = \frac{M}{4\rho_\mathrm{f}cS}, \tag{8}$$

$$Fr = \frac{u_\mathrm{max}}{\sqrt{cG}}. \tag{9}$$

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 方程式を解かずにデカルト格子上で効率よく計算することができる，格子ボルツマン法 (6) と埋め込み境界法 (7) を組み合わせた IB-LBM(8) 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 (8) 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 (9) を適用した.

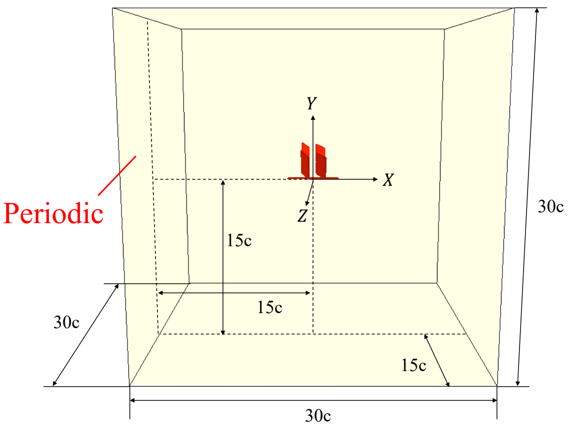

Fig. 2. The domain of computation and the initial position of a dragonfly-like flapping wing-body model.

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 (10) 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], $u_\mathrm{max} = 4.27$ [m/s]である．したがって，$Re = 2300$, $Fr = 15$, $m = 51$となる.

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，$Re \gtrsim 200$においては Reynolds 数依存性が小さいことが確認されている (2) ことを踏まえ，計算コスト削減のために，本研究では先行研究にならい $Re = 200$で計算を行った.

4．3　計算条件

計算領域を Fig. 2 に示す. 初期においてモデルの重心を $(0,0,0)$に置き，計算に用いる領域は，$-15c \le X \le 15c$，$-15c \le Y \le 15c$, $-15c \le Z \le 15c$とした．また，境界条件は全方向で周期境界条件を用いた．この計算領域および境界条件は必要に応じて変更した. 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 $c = 24\Delta x$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．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.

5．計算結果

本研究ではホバリング飛翔中における突風外乱に対する 3 軸姿勢制御の問題を対象としている. ホバリング飛翔3)では前肢と後肢の羽ばたき位相差を$33°$, ストローク角を$93°$中心に変化させていることから，本研究では位相差を$33°$で固定，左右のストローク角を$93°$（ヨーイング回転制御時は$93°$中心で変動）の条件の飛翔を対象とする．以後，便宜上これをホバリング条件と呼称する．ただし，姿勢復帰を重点に置く観点から，位置追従制御を同時に行わないため，厳密には定点での停留を目指すものではないことに注意する. 旋回飛翔4)では，位相差 $0°$，ストローク角$60°$の条件においてローリング回転制御方法およびヨーイング誘起を実現していたが，その手法を応用し，ホバリング条件においても同様にローリング回転制御，ヨーイング回転制御方法を同定した結果と，それらの制御を用いて突風外乱下で姿勢復帰させた結果を以下で示す．ピッチング回転制御には，Minami らによって考案された，リード・ラグ角 γを用いた簡単な制御を用いた.

5．1　ローリング回転制御方法の検討

ローリングを誘起する方法として，Hino and Inamuro (4)は左右の羽ばたき周期を変えていた. 位相差 $0°$，ストローク角$60°$の場合に

Copyright © 2019 by JSFM

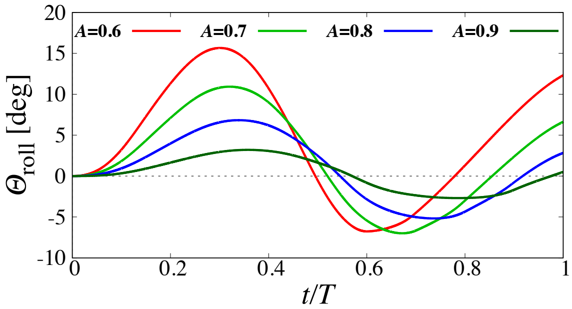

Fig. 3. Time variations of the roll angle Θ_{roll} for various values of the ratio of the flapping-periods of the left and right wings.

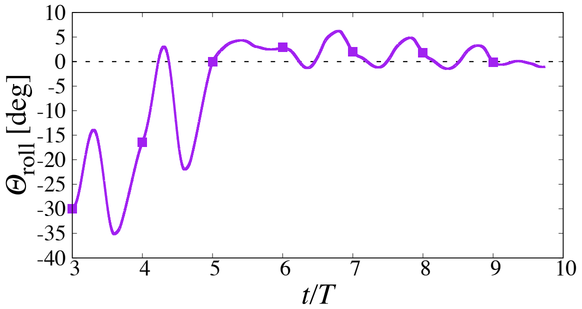

Fig. 4. Time variations of the roll angle Θ_{roll} with the roll angle control to $0°$ by the ratio of the flapping-periods, and the dots indicate the roll angle when the all wings are at top dead point.

おいて見出した制御法であるが，本研究で対象とするホバリング条件においても同様に左右の羽ばたき周期に差をつけることでローリング誘起を試みた．まず，予備計算として 6 自由度の自由飛翔において左翼の羽ばたき周期を右翼の羽ばたき周期よりも短くした時のローリングの様子について調べた．その際，右翼と左翼は上死点で同期させるものとする．羽ばたき周期の比を $A = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$ と変えて，トンボの自由飛翔の数値計算を行い，それぞれにおいてロール回転が生じることを確認し，羽ばたき周期の比の違いがロール角変化に与える影響について調べた．それぞれの羽ばたき周期におけるロール角 Θ_{roll} の時間変化を Fig. 3 に示す．この結果より，いずれもローリングが誘起され，羽ばたき周期が$A = 0.6$において最も回転を誘起されている．ここで注意するのは，Θ_{roll}が正，つまり尾から見て時計回りにローリングが誘起されていることである．Hino and Inamuro の条件においては，同様に左翼の羽ばたき周期を短くした場合，逆向きの反時計回りに誘起されており，ストローク角や位相差によってローリングの誘起のされ方が異なることがわかる．本研究では，Hino and Inamuro が見出した制御方法から応用し，次のフィードバック制御を行う．$\Theta_{\mathrm{roll,o}}$を目標ロール角, T_0を初期に設定した羽ばたき周期として，

$\Theta_{\mathrm{roll,o}} > \Theta_{\mathrm{roll}}$の場合

$$A(t) = 1 - K_{\mathrm{p}}\left(\Theta_{\mathrm{roll,o}} - \Theta_{\mathrm{roll}}(t)\right), \tag{10}$$

$$\begin{cases} T_{\mathrm{right}} = T_{\mathrm{left}}, \\ T_{\mathrm{left}} = AT_0, \end{cases} \tag{11}$$

$\Theta_{\mathrm{roll}} > \Theta_{\mathrm{roll,o}}$の場合

$$B(t) = 1 - K_{\mathrm{p}}\left(\Theta_{\mathrm{roll}}(t) - \Theta_{\mathrm{roll,o}}\right), \tag{12}$$

$$\begin{cases} T_{\mathrm{left}} = T_{\mathrm{right}}, \\ T_{\mathrm{right}} = BT_0. \end{cases} \tag{13}$$

ここでは，本研究の条件のもと予備検討を行った結果から$K_{\mathrm{p}} =$

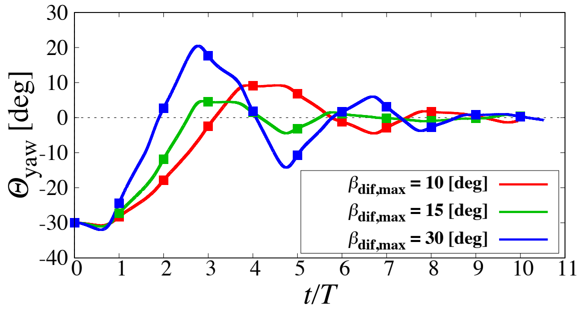

Fig. 5. Time variations of the yaw angle Θ_{yaw} for various values of the maximum of the difference of the stroke angles of the left and right wings when the target yaw angle is $0°$, and the dots indicate the position when the all wings are at top dead point.

1.5を用いた．この際，用いる羽ばたき周期の比は0.6~1 までとした．この制御を用いてロール角-30 度を初期状態とし，ロール角Θ_{roll}を 0°に近づける制御を行った. ロール角変化を Fig. 4 に示す. Fig. 4 より，羽ばたき周期の比を変化させることにより，ロール角Θ_{roll}を 0°に復元できていることがわかる.

５．２　ヨーイング回転制御方法の検討

旋回飛翔 (4)では左右の羽ばたき翼のストローク角を変えてヨーイングを誘起していた．本研究でもこの手法を用いて，動的にヨー角を目標値へ追従する制御方法を検討した．これまで明らかになっていることとして，ストローク角を小さくするほどより速く前進することから，例えば右翼のストローク角を 65°，左翼のストローク角を 55°とした時の自由飛翔では，胴体の左側が右側より，より速く前進しようとするため右回りへのヨー回転が誘起され旋回飛翔が実現できるという結果が得られていた．この結果から，本研究で対象とするホバリング条件において同様に左右のストローク角に差をつけ，ヨー回転の誘起を行う次のような P 保証を用いたフィードバック制御を導入した．$\Theta_{\mathrm{yaw,o}}$を目標ヨー角, β_0を初期に設定したストローク角として，

$$\begin{cases} \beta_{\mathrm{right}} = \beta_0 + K_{\mathrm{p}}\left(\Theta_{\mathrm{yaw}} - \Theta_{\mathrm{yaw,o}}\right), \\ \beta_{\mathrm{left}} = \beta_0 - K_{\mathrm{p}}\left(\Theta_{\mathrm{yaw}} - \Theta_{\mathrm{yaw,o}}\right). \end{cases} \tag{14}$$

ここでは, $\beta_0 = 93°$，予備検討より $K_{\mathrm{p}} = 3.0$を用いた. 式 (14)に基づくストローク運動では，ヨー角が$\Theta_{\mathrm{yaw,o}}$より大きい, つまりモデル上方から見て$\Theta_{\mathrm{yaw,o}}$より反時計回りに回転している場合は，右翼に対し左翼のストローク角を小さくし，時計回りへ復元する向きの回転を誘起させる運動になる．これを用いてヨー角を制御できるかを検討するため，初期ヨー角を$-30°$としてΘ_{yaw}を 0°に近づける制御を行った．ただし，右翼のストローク角β_{right}と左翼のストローク角β_{left}の差$\beta_{\mathrm{dif}} = |\beta_{\mathrm{right}} - \beta_{\mathrm{left}}|$には, モデルの性質上制限がある上, 強すぎる誘起を防ぐため, 上限値$\beta_{\mathrm{dif,max}}$を設け，$\beta_{\mathrm{dif,max}} = 10°$，$15°$，$30°$とした場合の計算を行った. なお，ピッチング回転制御も同時に行っている. Fig. 5 にヨー角の時間変化を示す．この結果より，ヨー回転制御を行うことで目標値への追従が可能であることを確認し, 左右のストローク角の差の上限は$15°$の場合最も追従が良かったことから，本研究ではこれより$\beta_{\mathrm{dif,max}} = 15°$とした.

５．３　突風外乱に対する姿勢制御

これまで得られたピッチ, ロール, ヨー角の追従制御を用いて，実際のトンボが負荷を受ける突風外乱に対する姿勢復帰を検討するため，ホバリング条件で自由飛翔中のモデルに外乱としてある程度の流速の突風を与え，$(\Theta_{\mathrm{roll,o}},\ \Theta_{\mathrm{yaw,o}},\ \Theta_{\mathrm{pitch,o}}) = (0, 0, 0)$

Copyright © 2019 by JSFM

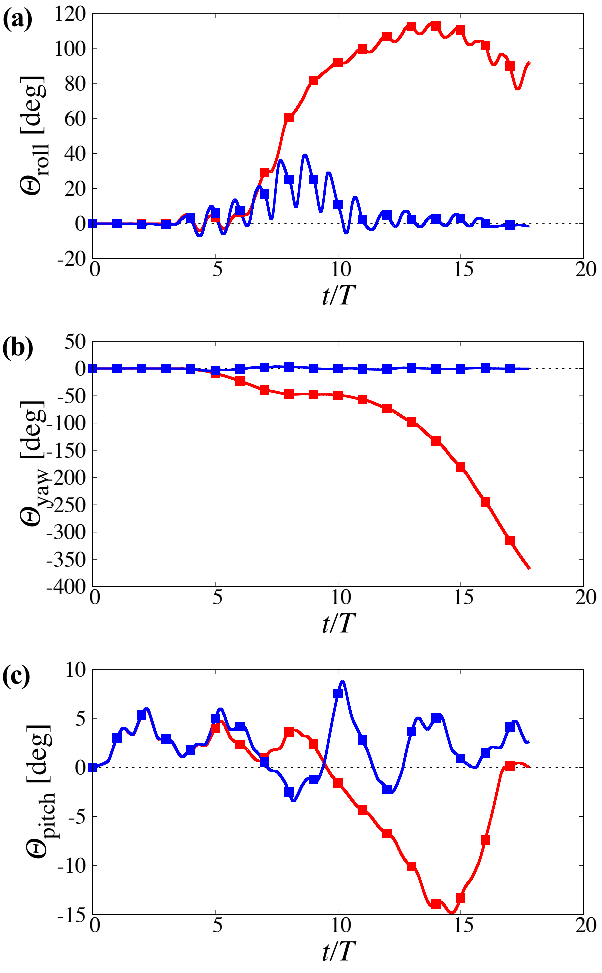

Fig. 6. Time variations of (a) the roll angle $\Theta_{\rm roll}$, (b) the yaw angle $\Theta_{\rm yaw}$, and (c) the pitch angle $\Theta_{\rm pitchl}$ in free frights under a disturbance without the control of rolling and yawing angles (red) and with the three-axis control (blue), and the dots indicate the position when the all wings are at top dead point.

とした計算を行った．具体的に，初期重心位置$(0, 0, 0)$，初期姿勢角$(\Theta_{\rm roll}$，$\Theta_{\rm yaw}$，$\Theta_{\rm pitch}) = (0, 0, 0)$から3軸制御下で自由飛翔を始めたモデルに対し，真横からの横風を想定し$Z = 9c$，$-7.5c \le X \le 7.5c$，$-7.5c \le Y \le 7.5c$の断面から，$3T \le t \le 5T$の間に最大流速 $q_{\rm in} = -0.5u_{\rm max}$で流入させた．急激に流速をつけないように，$0.5T$かけて流速は変化させている．なお，比較のためローリング回転制御とヨーイング回転制御をしない計算も行った．ロール角，ヨー角，ピッチ角の時間変化をそれぞれ Fig. 6 (a), (b), (c)に示す．$\Theta_{\rm roll}$，$\Theta_{\rm yaw}$について，ローリング・ヨーイング回転制御なしの場合は外乱を受けたのち大きく角度がついてしまっているが，制御ありの場合では，$\Theta_{\rm roll}$，$\Theta_{\rm yaw}$いずれについても目標値である元の姿勢角へ復帰し，±5°程度で追従できている．$\Theta_{\rm pitch}$についても同様に問題なく制御できている．Fig. 7 にモデルの姿勢と流れの様子を示す．(a)についてはモデルが姿勢を保てず高度を落としている様子が見られるが，制御を行った(b)では外乱を受けたのちに姿勢を復帰し，高度を維持している様子が見られる．また，結果は示さないが真横から流入させた以外にも，斜め前後方・上下方向の様々な角度からモデルに同様の突風外乱を与えた計算を行い，いずれも姿勢回復の様子が見られた．

6．結言

本研究では，Minami らの 3 次元トンボモデルにおいて，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用いて，ホバリング飛翔条件下において突風外乱に対する 3 軸姿勢制御が可能かどうかを検討した．

ホバリング条件においても先行研究で考案された手法を導入，応用することでピッチング，ローリング回転制御ができることを確認した．得られた制御方法を用いて，様々な方向からの突風外乱下においても，ピッチ，ロール，ヨー角いずれも目標値への復元を実現し，姿勢を回復することを確認した．

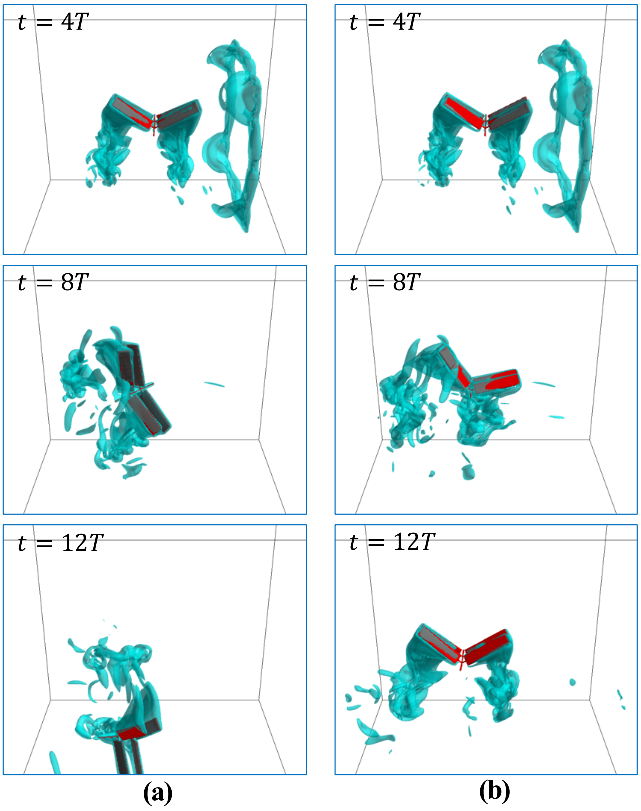

Fig. 7. The appearances of the free flights given disturbance and the isosurfaces of the vorticity ($|\nabla \times \boldsymbol{u}|c/u_{max} = 1.0$, $t = 10T$) around the flapping wing-body model; (a) without the control of rolling and yawing angles, (b) with the three-axis control.

謝辞

本研究は，平成 31 年度「京」を中核とする HPCI システム利用研究課題 (hp190038) 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 CRAYXC40 を利用し，科研費・基盤研究(C) 課題番号 17K06155 の一部として実施した．

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.

Copyright © 2019 by JSFM

(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) 田中浩平, 稲室隆二, "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, " 第32 回数値流体力学シンポジウム (2018), F10-2.
(6) T. Inamuro, "Lattice Boltzmann methods for viscous fluid flows and for two-phase fluid flows," *Fluid Dyn. Res.* **38** (2006), pp. 641-659.
(7) 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.
(8) 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.
(9) T. Inamuro, "Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows," *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 024001.
(10) 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.

Copyright © 2019 by JSFM