

# 壁面から飛び立つ蝶の方向転換時における飛翔解析： 計測実験とCFDシミュレーション

## FLIGHT ANALYSIS OF A BUTTERFLY FLYING AWAY FROM A WALL WHILE CHANGING ITS FLIGHT DIRECTION : MEASUREMENT EXPERIMENTS AND CFD SIMULATIONS

木村 晃樹<sup>1)</sup>, 小澤 俊哉<sup>2)</sup>, 糀 真哉<sup>3)</sup>, 鈴木 康祐<sup>4)</sup>, 吉野 正人<sup>5)</sup>

Koki KIMURA, Shunya OZAWA, Masaya KOUJI, Kosuke SUZUKI and Masato YOSHINO

- 1) 信州大学大学院総合理工学研究科 (〒 380-8553 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail: 21w4029a@shinshu-u.ac.jp)  
 2) 信州大学大学院総合理工学研究科 (〒 380-8553 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail: 22w4020a@shinshu-u.ac.jp)  
 3) 信州大学大学院総合理工学研究科 (〒 380-8553 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail: 20w4021a@shinshu-u.ac.jp)  
 4) 信州大学学術研究院工学系 (〒 380-8553 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail: kosuzuki@shinshu-u.ac.jp)  
 5) 信州大学学術研究院工学系 (〒 380-8553 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail: masato@shinshu-u.ac.jp)

The motion of a cabbage white butterfly flying away from a wall while changing its flight was measured, and numerical simulations were performed using a computational model reflecting its motion. Firstly, the motions of the monitor points on the butterfly's wing and body were measured, and time series data of yawing angle, pitching angle, rolling angle, flapping angle, abdominal angle, angle of attack, and lead-lag angle were obtained. As a result, when the butterfly turned rightward, the lead-lag angle of the left wing increased, and the angle of attack of the right wing increased. Secondly, a computational model reflecting the measured motion was constructed to calculate the flow field. As a result, wing-tip and leading-edge vortices were formed on the wings of the butterfly model, and they were released in the direction opposite to the direction of motion. Thirdly, the aerodynamic and inertial torques of the left and right wings were calculated. The results showed that the symmetry of the aerodynamic and inertial torques of the left and right wings was greatly broken during the change of direction. In other words, the butterfly rotates its body and changes the direction with asymmetric aerodynamic and inertial torques of its left and right wings.

**Key Words:** Flapping Flight, Butterfly, Turning Flight, Lattice Boltzmann Method, Immersed Boundary Method

### 1. はじめに

蝶や蠅といった昆虫の羽ばたき飛翔は、生物学においてだけでなく、航空力学においても興味深い問題である。近年では、羽ばたき飛翔は、垂直離着陸や空中停止飛行（ホバリング）が可能であり、急旋回や急発進、急停止等の運動特性に優れているという点から、超小型飛翔体（Micro Air Vehicle, MAV）の推進機構の一つとして注目されている。実際に最近では、羽ばたき運動を利用した MAV<sup>(1)</sup> や、トンボの動きを参考にして羽ばたく MAV<sup>(2)</sup> がホバリングするのに安定した力を生み出せることが報告されており、羽ばたき飛翔の

MAV への応用が盛んになってきている。このような工学的応用が、昆虫の羽ばたき運動を研究する大きな動機付けの一つとなっている。

特に、蝶は他の昆虫（蠅や蜂など）とは異なり、ひらひらとした不規則で不安定な飛翔をしている。これは、蝶が不安定な姿勢から素早く姿勢を回復する優れた姿勢制御能力を有していることを意味しており、飛翔メカニズムを解明することで MAV の発展に役立つと考えられる。このメカニズム解明のため、実験による計測と計算モデルを用いた数値計算がいくつか行われている。Bimbard et al.<sup>(3)</sup> は飛び立つ蝶の動きを計測し、胴体中心の座標変位から蝶に加わる力を計算した。さらに、羽ばたく動きを実際の蝶を模した翼形状の剛

体翼 2 枚で構成されるモデルに強制させ、運動方程式を解くことで蝶に加わる力を求めた。この 2 つを比較することで飛び立ち時に羽ばたきで生じる流体力だけでなく、足の力も働いていると考えた。Suzuki et al.<sup>(4)</sup> は水平面からの飛び立ち時における自由飛翔する蝶の動きを計測し、蝶の計算モデルを構築した。このモデルは胴体と翼の慣性力が考慮されており、胴体中心の位置だけでなく姿勢も計算することができる。これにより測定した関節の動きを反映させて計算を行うと、飛び立ち後 1 周期の間は実験で得られた軌跡や姿勢とおおよそ一致した。このように水平面からの飛び立ちや、水平飛翔の研究は盛んに行われている。また、Bode-Oke and Dong<sup>(5)</sup> は、壁面から飛び立ち、後方飛翔する蝶を対象に測定実験をした。計測結果を基に、移動距離や推力、揚力を求めた。また渦の可視化を行い、蝶の前進飛翔時との比較を行った。しかし、いずれの研究も方向転換については調べていない。方向転換は運動の自由度が高いため、観測やモデル化が難しく、非常にチャレンジングな課題である。

そこで本研究では、壁面から飛び立つ蝶の方向転換時の飛翔について詳細に調べるために、自由飛翔する蝶の動きを計測する。そしてその動きを反映させた数値モデルを構築し、実現現象を理解することを目的とする。

本研究ではまず、実験により壁面から飛び立つ蝶の方向転換時の動きを計測し、特徴点の三次元座標の時間変化について調べる。次に、測定した蝶の大きさや翼形状から蝶を模した計算モデルを構築し、数値計算を行う。これより、実験より得た蝶の関節の動きを用いて、渦の可視化を行い、羽ばたきとの関係性を調べる。

## 2. 実験対象および実験方法

### 2.1. 実験対象

本研究では 2021 年 10 月 21 日に長野県長野市の裾花川近辺で捕獲したモンシロチョウ (*Pieris rapae*) を実験対象とした。理由は、モンシロチョウが日本で長期間生息しており捕獲しやすいことと羽が白く翼の輪郭を捉えやすいためである。Table 1 に本実験で用いた個体の蝶のパラメータと実験環境の物性値を示す。個体の質量比に関しては実際の蝶の質量を測定している Suzuki et al.<sup>(4)</sup> の値を参考にした。

### 2.2. 実験装置

実験装置は、Fig. 1 に示すように、段ボール製の箱 ( $535 \times 370 \times 425 \text{ mm}^3$ )、段ボール製の台、3 台のハイスピードカメラ (DITECT, HAS-U2, 1000 fps)、三脚 (SLIK, U9800)、電球 (60 W) により構成される。段ボール製の箱は二面を切り抜き、切り抜いた面を透明なアクリル板で塞ぎ、アクリル板を通して蝶の撮影を行った。また、蝶を見やすくするため、箱の内側には白色の模造紙をはり、電球の光を反射させた。

### 2.3. 実験方法

#### 2.3.1. カメラキャリブレーション

蝶を撮影する前に、直方体キャリブレーション (DITECT) を用いて、カメラのキャリブレーションを行う。直方体キャリブレーションには 8 点のコントロールポイントがあり、それぞれ

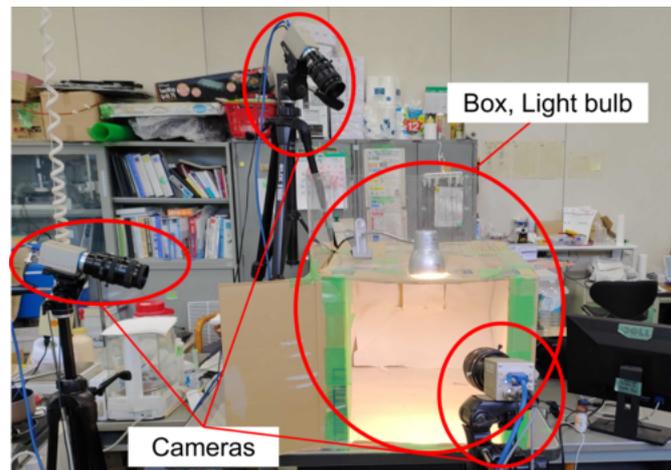


Fig. 1 Experimental apparatus.

Table 1 Physical properties of a butterfly and experiment environment.

Variable	Symbol	Unit	Value
Wing length	$L$	m	$18.3 \times 10^{-3}$
Thorax length	$l_{th}$	m	$4.6 \times 10^{-3}$
Thorax width	$w_{th}$	m	$2.0 \times 10^{-3}$
Abdomen length	$l_{abd}$	m	$10.5 \times 10^{-3}$
Abdomen width	$w_{abd}$	m	$2.0 \times 10^{-3}$
Time-averaged wing-tip velocity	$u_0$	m/s	1.31
Flapping period	$T$	s	$122 \times 10^{-3}$
Total mass	$M$	kg	$4.5 \times 10^{-5}$
Atmospheric temperature	—	°C	19.9
Humidity	—	%	40.0
Density of air	$\rho_f$	kg/m <sup>3</sup>	1.19
Kinematic viscosity of air	$\nu$	m <sup>2</sup> /s	$1.52 \times 10^{-5}$
Reynolds number	$Re$	-	1305

100 mm の間隔で設置されている。蝶を撮影する位置でカメラを固定し、3 台のカメラにキャリブレーションのコントロールポイント 8 点がすべて収まるように撮影する。次に、運動解析ソフトウェア (DITECT, DIPP-MotionV) を用いて、撮影したキャリブレーションのコントロールポイント 8 点を入力し、カメラの外部パラメータ、内部パラメータを決定する。ここで、運動解析ソフトウェアは、動画より動体追跡を行い、画面上での二次元座標を出力し、複数の二次元座標のデータを三次元座標に変換することができるソフトウェアである。なお、カメラの内部パラメータはレンズの歪みと光学中心に関する値であり、外部パラメータはカメラが設置されている位置に関する値である。

#### 2.3.2. 撮影

実験では Fig. 1 に示すように、箱に対して側面と前面、上面にカメラを設置して 3 方向から撮影した。カメラには飛び立ちから 2 周期までの飛翔が写るようになっている。また、高速度カメラの撮影速度を 1000 fps とし、解像度が  $640 \times 480$

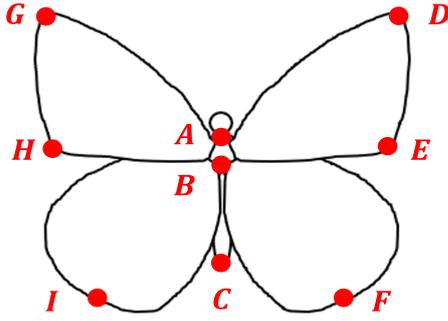


Fig. 2 Monitor points on a butterfly.

px の動画を出力するように設定した。

### 2.3.3. 動体追跡

撮影した動画より運動解析ソフトウェアを用いて、動体追跡を行う。まず、Fig. 2 に示した点を蝶の特徴点として定義し実験を行った。この特徴点を動体追跡することでカメラ 3 台分の二次元座標を求めた。また、運動解析ソフトウェアは色の差分から自動で動体追跡ができるが、蝶の動きにより計測点が隠れる場合や、黒一色である胴体の追跡は難しい。そのため、自動で追跡できない場合は、手動で特徴点の追跡を行った。

### 2.3.4. 三次元化およびデータの処理

動体追跡により得られた二次元座標から三次元座標を求める。Sec. 2.3.1 より求めた内部パラメータ、外部パラメータをもとに、Sec. 2.3.3 より求めたカメラ 3 台分の二次元座標から運動解析ソフトウェアを用いて三次元座標を求める。また、求めた三次元座標に対して、39 次の最小二乗多項式近似を行い、時間的に連続的なデータとした。

### 2.4. 各種値の計算

Fig. 3(a) に座標軸を  $x, y, z$  とする静止座標系  $\Sigma$  を示す。これは  $x$  軸、 $z$  軸を水平方向、 $y$  軸を鉛直上方向とする右手座標系である。また、ある時間  $t$  での Fig. 2 で示す特徴点の位置ベク

トルをそれぞれ  $A(t), B(t), C(t), D(t), E(t), F(t), G(t), H(t), I(t)$  とし、胸部中心の位置ベクトルを  $x_c(t)$  として以下の式で定義する。

$$x_c(t) = \frac{A(t) + B(t)}{2}. \quad (1)$$

この胸部中心の位置ベクトル  $x_c$  を含めた 10 個の位置ベクトルから、蝶の飛び立ち時の姿勢と関節の角度 (Fig. 3(b)), 移動距離の時間変化を求める。

### 2.5. 角度

計測した三次元座標から、ヨーイング角、ピッチング角、ローリング角、羽ばたき角、腹部角の計 5 つの角度を求める。

各特徴点の位置ベクトルの  $x_c(t)$  からの相対ベクトルをそれぞれ  $A_c(t), B_c(t), C_c(t), D_c(t), E_c(t), F_c(t), G_c(t), H_c(t), I_c(t)$  とする。以下に代表として  $A_c(t)$  を示す。

$$A_c(t) = A(t) - x_c(t). \quad (2)$$

#### 2.5.1. ヨーイング角

ヨーイング角は、 $x$  軸負方向から見た時の  $A_c(t)$  と  $y$  軸のなす角を表し、 $x$  軸に関して回転する角度である。まず、 $A_c(t)$  を  $yz$  平面へ射影する。射影後の位置ベクトル  $A'_c(t)$  は以下のように表せる。

$$A'_c(t) = \mathbf{a}(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ a_y(t) \\ a_z(t) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

よって、ヨーイング角  $\theta_{yaw}(t)$  は以下のように表せる。

$$\theta_{yaw}(t) = \text{atan2}(a_z(t), a_y(t)). \quad (4)$$

なお、 $\text{atan2}$  関数の定義は付録 A で説明する。

#### 2.5.2. ピッチング角

ピッチング角は、各ベクトルをヨーイング角分だけ回転させ、 $z$  軸正方向から見た時の  $A_c(t)$  と  $x$  軸のなす角を表し、 $z$  軸に関して回転する角度である。ピッチング角を求めるために、

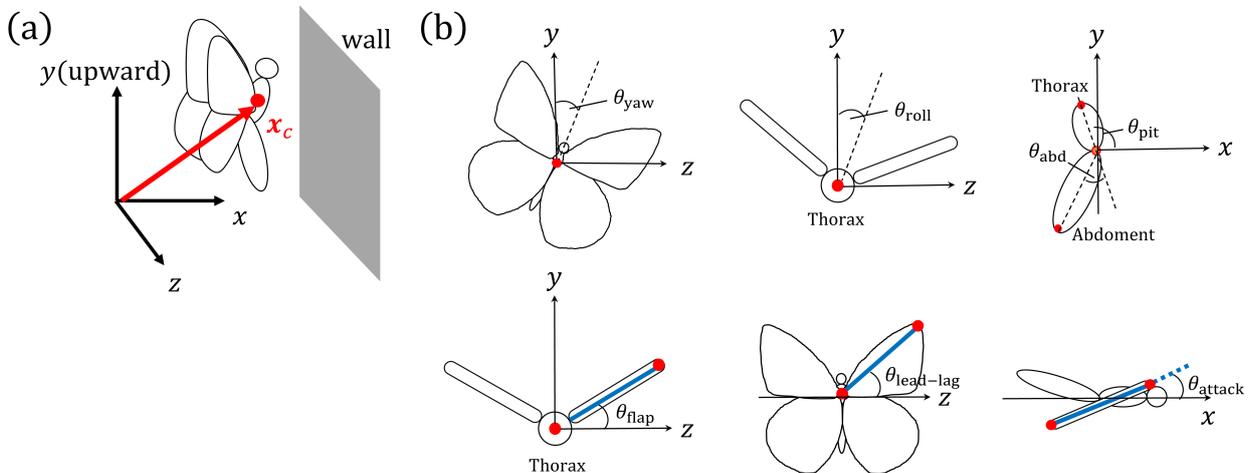


Fig. 3 (a) Geostationary system  $\Sigma$ ; (b) definition of angles.

特徴点の位置ベクトルを  $x$  軸に関してヨーイング角分だけ回転させる。  $x$  軸回転の回転行列  $\mathbf{S}_1$  (付録 A 参照) を用いた回転後のベクトルをそれぞれ  $\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{B}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{C}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{D}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{E}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{F}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{G}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{H}_{\text{yaw}}(t), \mathbf{I}_{\text{yaw}}(t)$  とする。以下に代表として  $\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t)$  を示す。

$$\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t) = \mathbf{S}_1(\theta_{\text{yaw}}(t))\mathbf{A}_c(t), \quad (5)$$

ここで、 $\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t)$  の  $z$  成分は 0 である。したがって、ベクトル  $\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t) = \mathbf{b}(t) = \begin{bmatrix} b_x(t) \\ b_y(t) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

よって、ピッチング角  $\theta_{\text{pit}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\theta_{\text{pit}}(t) = \text{atan2}(b_y(t), b_x(t)). \quad (7)$$

### 2.5.3. ローリング角

ローリング角は、各ベクトルをピッチング角分だけ回転させ、 $x$  軸正方向から見た時の  $\mathbf{D}_c(t)$  と  $\mathbf{G}_c(t)$  のなす角を表し、 $x$  軸に関して回転する角度である。ローリング角を求めるために、特徴点の位置ベクトルを  $z$  軸に関してピッチング角分だけ回転させる。 $z$  軸回転の回転行列  $\mathbf{S}_3$  (付録 A 参照) を用いた回転後のベクトルをそれぞれ  $\mathbf{A}_{\text{pit}}(t), \mathbf{B}_{\text{pit}}(t), \mathbf{C}_{\text{pit}}(t), \mathbf{D}_{\text{pit}}(t), \mathbf{E}_{\text{pit}}(t), \mathbf{F}_{\text{pit}}(t), \mathbf{G}_{\text{pit}}(t), \mathbf{H}_{\text{pit}}(t), \mathbf{I}_{\text{pit}}(t)$  とする。以下に代表として  $\mathbf{A}_{\text{pit}}(t)$  を示す。

$$\mathbf{A}_{\text{pit}}(t) = \mathbf{S}_3(-\theta_{\text{pit}}(t))\mathbf{A}_{\text{yaw}}(t). \quad (8)$$

$\mathbf{D}_{\text{pit}}(t)$  と  $\mathbf{G}_{\text{pit}}(t)$  を  $yz$  平面へ射影したベクトルを  $\mathbf{D}'_{\text{pit}}(t), \mathbf{G}'_{\text{pit}}(t)$  とする。したがって、 $\mathbf{G}'_{\text{pit}}(t) - \mathbf{D}'_{\text{pit}}(t)$  は次のように表せる。

$$\mathbf{G}'_{\text{pit}}(t) - \mathbf{D}'_{\text{pit}}(t) = \mathbf{c} = \begin{bmatrix} 0 \\ c_y \\ c_z \end{bmatrix}. \quad (9)$$

ローリング角は  $\mathbf{D}_c(t), \mathbf{G}_c(t)$  の距離 ( $|\mathbf{G}_c(t) - \mathbf{D}_c(t)|$ ) の影響により誤差が大きくなってしまう。そこで 2通りの方法で求める。

・  $20[\text{mm}] \leq |\mathbf{D}_c(t) - \mathbf{G}_c(t)|$  の場合

ローリング角  $\theta_{\text{rol}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\theta_{\text{rol}}(t) = \text{atan2}(-c_y(t), c_x(t)). \quad (10)$$

・  $0[\text{mm}] \leq |\mathbf{D}_c(t) - \mathbf{G}_c(t)| < 20[\text{mm}]$  の場合

点  $\mathbf{D}'_{\text{pit}}(t), \mathbf{G}'_{\text{pit}}(t)$  の中点を点  $\mathbf{P}$  とし、以下のように表す。

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0 \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix}. \quad (11)$$

よって、ローリング角  $\theta_{\text{rol}}(t)$  は次のように表せる。

$$\theta_{\text{rol}}(t) = \text{atan2}(p_z(t), p_y(t)). \quad (12)$$

### 2.5.4. 羽ばたき角

羽ばたき角は、各ベクトルをヨーイング、ピッチング、ローリング角分回転させ、 $x$  軸負方向から見た時の  $\mathbf{D}_c(t)$  と  $\mathbf{E}_c(t)$  が張る平面の法線ベクトルと  $z$  軸のなす角を表し、 $x$  軸に関して回転する角度である。羽ばたき角を求めるために、特徴点の位置ベクトルを  $x$  軸に関してローリング角分だけ回転させる。 $x$  軸回転の回転行列  $\mathbf{S}_1$  (付録 A 参照) を用いた回転後のベクトルをそれぞれ  $\mathbf{A}_{\text{rol}}(t), \mathbf{B}_{\text{rol}}(t), \mathbf{C}_{\text{rol}}(t), \mathbf{D}_{\text{rol}}(t), \mathbf{E}_{\text{rol}}(t), \mathbf{F}_{\text{rol}}(t), \mathbf{G}_{\text{rol}}(t), \mathbf{H}_{\text{rol}}(t), \mathbf{I}_{\text{rol}}(t)$  とする。以下に代表として  $\mathbf{A}_{\text{rol}}(t)$  を示す。

$$\mathbf{A}_{\text{rol}}(t) = \mathbf{S}_1(-\theta_{\text{rol}}(t))\mathbf{A}_{\text{pit}}(t), \quad (13)$$

ここで、ベクトル  $\mathbf{D}_{\text{rol}}(t)$  とベクトル  $\mathbf{E}_{\text{rol}}(t)$  の外積をとり、平面  $\mathbf{D}_{\text{rol}}\mathbf{E}_{\text{rol}}$  の単位法線ベクトル  $\mathbf{n}_0(t)$  を求める。

$$\mathbf{n}_0(t) = \frac{\mathbf{D}_{\text{rol}}(t) \times \mathbf{E}_{\text{rol}}(t)}{|\mathbf{D}_{\text{rol}}(t) \times \mathbf{E}_{\text{rol}}(t)|} = \begin{bmatrix} n_x(t) \\ n_y(t) \\ n_z(t) \end{bmatrix}. \quad (14)$$

単位法線ベクトル  $\mathbf{n}_0(t)$  を  $yz$  平面に射影する。射影後のベクトル  $\mathbf{n}'_0(t)$  は以下のように表せる。

$$\mathbf{n}'_0(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ n_y(t) \\ n_z(t) \end{bmatrix}. \quad (15)$$

よって、羽ばたき角  $\theta_{\text{flap}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\theta_{\text{flap}}(t) = 90^\circ + \text{atan2}(n_y(t), n_z(t)). \quad (16)$$

左翼の羽ばたき角についても、ベクトル  $\mathbf{G}_{\text{rol}}(t)$  とベクトル  $\mathbf{H}_{\text{rol}}(t)$  を用いて同様に求める。なお、回転方向を逆とする。

### 2.5.5. 腹部角

腹部角は、各ベクトルをヨーイング、ピッチング、ローリング角分回転させ、 $z$  軸正方向から見た時の  $\mathbf{C}_c(t) - \mathbf{B}_c(t)$  と  $x$  軸とのなす角を表し、 $z$  軸に関して回転する角度である。ここで、 $\mathbf{B}_{\text{rol}}(t), \mathbf{C}_{\text{rol}}(t)$  の  $z$  成分は 0 である。したがって、ベクトル  $\mathbf{C}_{\text{rol}}(t) - \mathbf{B}_{\text{rol}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\mathbf{C}_{\text{rol}}(t) - \mathbf{B}_{\text{rol}}(t) = \mathbf{c}(t) = \begin{bmatrix} c_x(t) \\ c_y(t) \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (17)$$

よって、腹部角  $\theta_{\text{abd}}(t)$  は以下のように表せる。

$$\theta_{\text{abd}}(t) = \text{atan2}(c_y(t), -c_x(t)). \quad (18)$$

### 2.5.6. 迎角, リード・ラグ角

右翼の迎角, リード・ラグ角を求めるために右翼の羽ばたき角分, 追跡点を  $x$  軸に関して回転させる。 $x$  軸回転の回転行列  $\mathbf{S}_1$  (付録 A 参照) を用いた回転後のベクトルをそれぞれ  $\mathbf{A}_{\text{flap}}(t), \mathbf{B}_{\text{flap}}(t), \mathbf{C}_{\text{flap}}(t), \mathbf{D}_{\text{flap}}(t), \mathbf{E}_{\text{flap}}(t), \mathbf{F}_{\text{flap}}(t), \mathbf{G}_{\text{flap}}(t), \mathbf{H}_{\text{flap}}(t), \mathbf{I}_{\text{flap}}(t)$  とする。以下に代表として  $\mathbf{A}_{\text{flap}}(t)$  を示す。

$$\mathbf{A}_{\text{flap}}(t) = \mathbf{S}_1(\theta_{\text{flap}}(t))\mathbf{A}_{\text{rol}}(t). \quad (19)$$

迎角は羽を真横から見たときの羽と  $x$  軸のなす角を表しており,  $z$  軸に関して回転する角度である. まず,  $\mathbf{D}_{\text{flap}}(t)$ ,  $\mathbf{E}_{\text{flap}}(t)$  を  $xy$  平面へ垂直に射影する. 射影後の追跡点を  $\mathbf{D}'_{\text{flap}}(t)$ ,  $\mathbf{E}'_{\text{flap}}(t)$  とするとベクトル  $\mathbf{D}'_{\text{flap}}(t) - \mathbf{E}'_{\text{flap}}(t)$  は次のように表せる.

$$\mathbf{D}'_{\text{flap}}(t) - \mathbf{E}'_{\text{flap}}(t) = \mathbf{d} = \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

よって, 迎角  $\theta_{\text{attack}}(t)$  は次のように表せる.

$$\theta_{\text{attack}}(t) = \text{atan2}(d_x(t), d_y(t)). \quad (21)$$

リード・ラグ角は羽を真上から見たときに羽の前縁先端と  $z$  軸のなす角を表しており,  $y$  軸に関して回転する角度である. まず, 蝶の追跡点  $\mathbf{D}_{\text{flap}}(t)$  を垂直に  $zx$  平面へ射影する. 射影後の追跡点を  $\mathbf{D}''_{\text{flap}}(t)$  とするとベクトル  $\mathbf{D}''_{\text{flap}}(t) - \mathbf{A}_{\text{flap}}(t)$  は次のように表せる.

$$\mathbf{D}''_{\text{flap}}(t) - \mathbf{A}_{\text{flap}}(t) = \mathbf{e} = \begin{bmatrix} e_x \\ 0 \\ e_z \end{bmatrix}. \quad (22)$$

よって, リード・ラグ角  $\theta_{\text{lead-lag}}(t)$  は次のように表せる.

$$\theta_{\text{lead-lag}}(t) = \text{atan2}(e_x(t), e_z(t)). \quad (23)$$

## 2.6. 平均翼端速さ

蝶の羽ばたく速さを調べるために左右翼の平均翼端速さを調べる. 右翼の平均翼端速さ  $u_{0r}$  は蝶の羽ばたき周期  $T = 0.122$  [s] を用いて以下のように求める. なお羽ばたき周期  $T$  は, 羽ばたき角  $\theta_{\text{flap}}$  が最初に最大値を取ってから次に最大値を取るまでの時間として定義している. これは, 本来左右の翼で異なる値を取るが, 今回の計測では, 右翼と左翼の羽ばたき周期はほぼ同じであった.

$$u_{0r} = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{|\mathbf{u}_D(t)| + |\mathbf{u}_E(t)|}{2} dt, \quad (24)$$

ただし,  $\mathbf{u}_D(t)$ ,  $\mathbf{u}_E(t)$  はそれぞれ特徴点  $D$ ,  $E$  の速度を表し,  $\mathbf{D}_{\text{pit}}(t)$ ,  $\mathbf{E}_{\text{pit}}(t)$  の一次後退差分を用いて計算する. 左翼の翼端平均速さ  $u_{0l}$  についても, 追跡点  $G$ ,  $H$  を用いて同様に求める.

## 3. 実験結果

### 3.1. 角度

Fig. 4(a) に蝶の運動の時系列写真を示す. これより,  $0 \leq t/T \leq 0.8$  で後方飛翔し,  $0.8 \lesssim t/T \lesssim 1.2$  で右方向に大きく方向転換している.

Fig. 4(b) にヨーイング角  $\theta_{\text{yaw}}(t)$ , ピッチング角  $\theta_{\text{pit}}(t)$ , ローリング角  $\theta_{\text{rol}}(t)$ , 右翼の羽ばたき角  $\theta_{\text{flapright}}(t)$ , 左翼の羽ばたき角  $\theta_{\text{flapleft}}(t)$ , 腹部角  $\theta_{\text{abd}}(t)$  の時間変化を示す. ただし, ヨーイング角  $\theta_{\text{yaw}}(t)$  は, 初期状態からの変位を示す. また, Fig. 4 の横軸は, 羽ばたき角の時間変化より求めた羽

ばたき周期  $T = 0.122$  [s] で無次元化している. グラフでの黒い網掛けは翼の振り下ろし, 白い網掛けは振り上げを示している. また, 赤い網掛けは方向転換を示している.

羽ばたき角  $\theta_{\text{flapright}}$ ,  $\theta_{\text{flapleft}}$  の時間変化より, 右翼と左翼の羽ばたき角に大きな差は無くほぼ同じであることがわかる.  $t/T = 0$  付近では約  $90^\circ$ ,  $t/T = 0.6$  付近では約  $-80^\circ$  となっており, 蝶は大きく翼を上下させ飛翔することがわかる. また, 翼を振り下ろす時間と振り上げる時間を比較すると, 飛び立ち時は振り下ろす時間の方が長いことがわかる. ヨーイング角  $\theta_{\text{yaw}}$  は, 方向転換しているときに大きく変化している. ピッチング角  $\theta_{\text{pit}}$  に注目すると, 水平面に対して常に  $45^\circ$  以上傾けていることがわかる. 方向転換時は  $90^\circ$  を超えていることもあり, 水平面に対して垂直な姿勢のまま方向を変えていることが読み取れる. ローリング角  $\theta_{\text{rol}}$  は, 方向転換時に大きく減少している. このことから, 方向転換するときに大きく身体を回転させていることがわかる. 腹部角  $\theta_{\text{abd}}$  は振り下ろしの後半で大きく増加し始め, 振り上げ時に減少していくことがわかる.

### 3.2. 重心の軌跡

Fig. 4(c) に蝶の重心の軌跡の時間変化を示す. これより,  $x$  方向の変位に注目すると, 重心が大きく後退していることがわかる. また振り下ろし時に  $x$  方向の速さが増加している.  $y$  方向の変位に注目すると, 方向転換時から  $y$  方向の変位が大きく増加していることがわかる. このことから, 身体の向きを変えながら上昇したことが読みとれる. 一方,  $z$  方向の変位には, 振り下ろし時や振り上げ時で大きな差はなく, 初期の飛翔方向から逸れて飛翔したことがわかる.

### 3.3. 方向転換と翼運動の関係

Fig. 4(d), (e) に左右翼それぞれのリード・ラグ角  $\theta_{\text{lead-lag}}(t)$ , 迎角  $\theta_{\text{attack}}(t)$  の時間変化を示す. リード・ラグ角  $\theta_{\text{lead-lag}}$  は, 方向転換時に左翼の方が大きいことがわかる. リード・ラグ角  $\theta_{\text{lead-lag}}$  が大きくなると前翼と後翼の重なる部分が小さくなるため, 実効翼面積が大きくなると考えられる. ここで実効翼面積とは, 前翼と後翼のそれぞれの面積の和から前翼と後翼の重なっている部分の面積を引いたものである. 一方, 迎角  $\theta_{\text{attack}}$  は方向転換時に右翼の方が大きいことがわかる. すなわち, 羽ばたく方向に対して右翼が平行に近くなっていることがわかる. また, 左右翼の翼端平均速さを比較したところ, 右翼の翼端平均速さは  $u_{0r} = 1.12$  [m/s], 左翼の翼端平均速さは  $u_{0l} = 0.92$  [m/s] であった.

以上の結果から, 方向転換時では Fig. 5 に示すように, 左翼では実効翼面積が大きくなることで空気抵抗が大きくなり, 結果的に流体トルクが大きくなる. また翼端平均速さが小さくなることで左翼の慣性トルクが小さくなる. 一方, 右翼では羽ばたく方向に対して平行に近いため空気抵抗が小さくなり, 結果的に流体トルクが小さくなる. また, 翼端平均速さが大きくなることで右翼の慣性トルクが大きくなる. これにより, 左右翼の流体トルクと慣性トルクが非対称になるため方向転換していると考えられる.

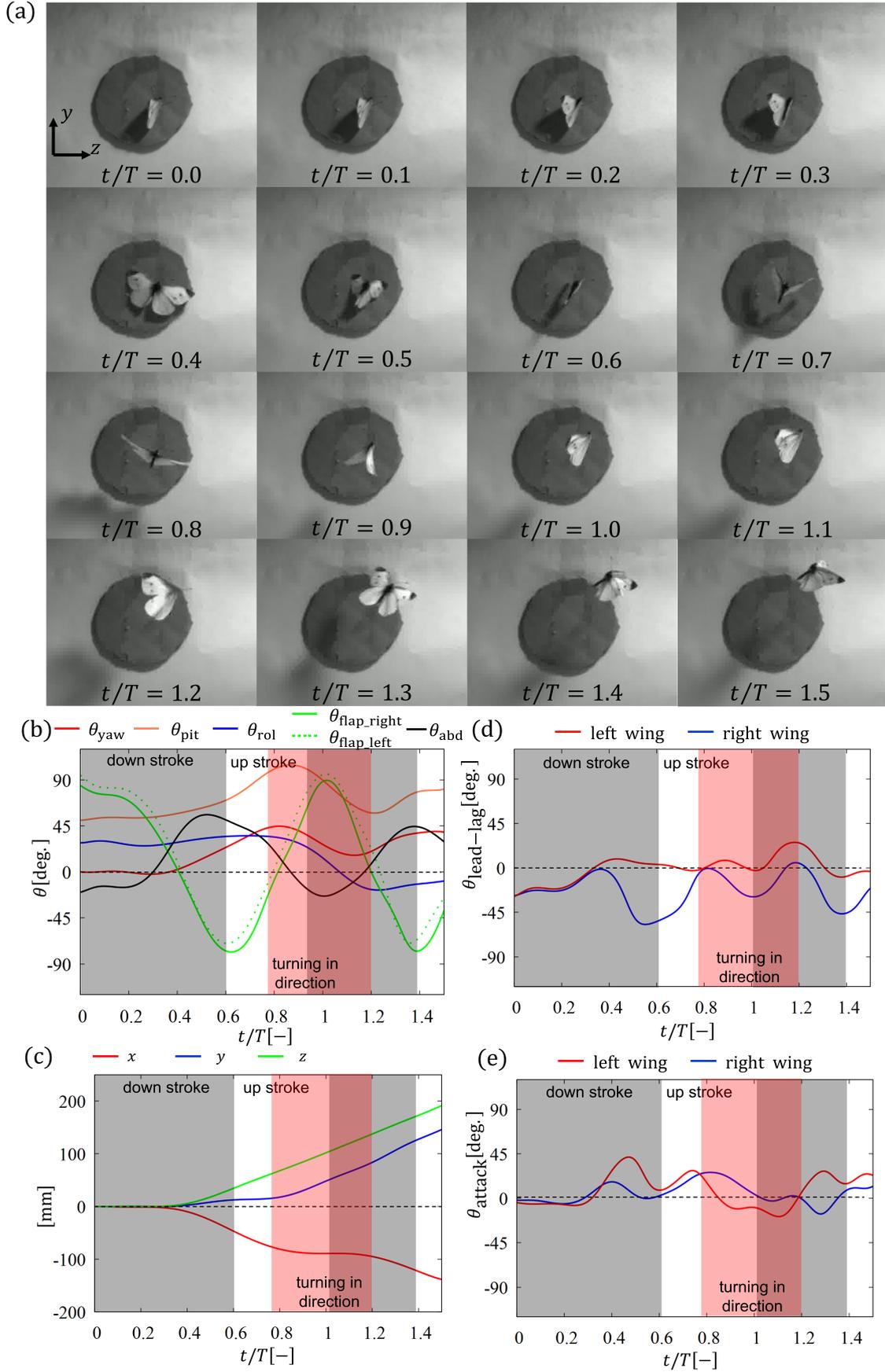


Fig. 4 Experimental results: (a) body movement of a butterfly flying away from a wall from  $t/T = 0.0$  to  $1.5$  in the experiment. (b) time variations of the yawing angle  $\theta_{\text{yaw}}$ , pitching angle  $\theta_{\text{pit}}$ , rolling angle  $\theta_{\text{rol}}$ , flapping angle  $\theta_{\text{flap}}$  and abdominal angle  $\theta_{\text{abd}}$ ; (c) time variations of the trajectory of center of mass in the  $x$ -,  $y$ - and  $z$ -directions; (d) time variations of the lead-lag angle  $\theta_{\text{lead-lag}}$  of the right and left wings; (e) time variations of the angle of attack  $\theta_{\text{attack}}$  of the right and left wings.

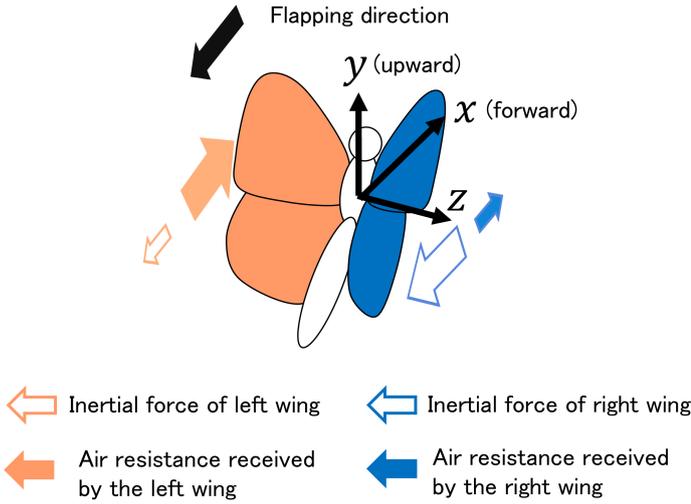


Fig. 5 Schematic diagram of forces received by the left and right wings while changing its flight direction.

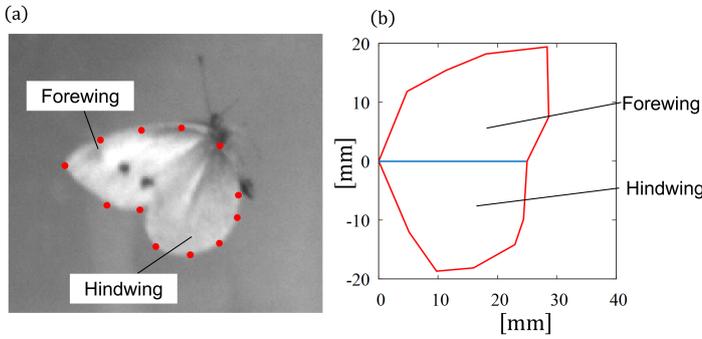


Fig. 6 Shapes of the right forewing and hindwing: (a) photo image; (b) numerical model.

#### 4. 計算モデル

Suzuki et al.<sup>(4)</sup> の手法を用いて、計測実験より求めた特徴点の三次元座標から蝶の計算モデルを構築する。

##### 4.1. モデルの構成

計算モデルは計測実験で用いた蝶の大きさ、翼形状を求めて構築する。翼の形状は Fig. 6(a) に示す初期の翼周りの三次元座標を計測し、Fig. 6(b) に示すような翼形状を求めた。計測した点が Fig. 6(a) の赤丸であり、それらを線で結んだものを翼形状とした。なお、数値計算において、翼は Fig. 6(b) の青線で折れ曲がるようになっており、前翼と後翼を近似的に区別している。

本研究で用いる蝶のモデルを Fig. 7 に示す。このモデルは、前翼と後翼からなる左右 2 枚の翼と胸部と腹部から構成される。2 枚の翼はともに厚みを持たず、各翼は翼長を  $L$  とし、Fig. 6(b) で示す形状を用いる。

##### 4.2. モデルの動き

###### 4.2.1. 羽ばたき方

モデルの羽ばたき方は、実験より求めた特徴点の三次元座標を用いて表す。詳細は参考文献<sup>(4)</sup> を参照されたい。なお、参考文献<sup>(4)</sup> では左右の翼の運動は対称であるとしていたが、

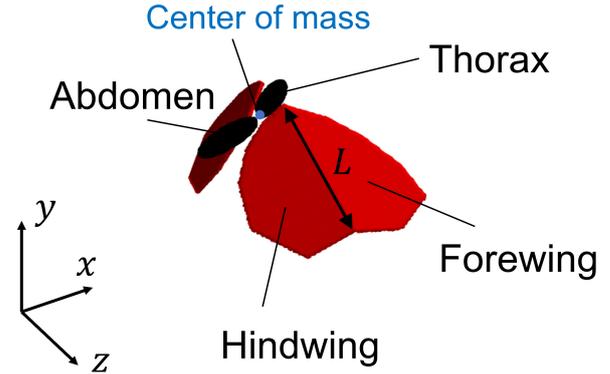


Fig. 7 Butterfly model with two wings consisting of forewing and hindwing, an ellipsoidal thorax and an ellipsoidal abdomen.

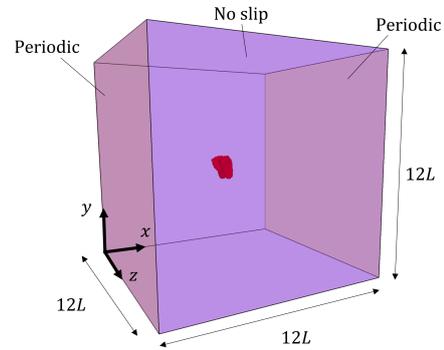


Fig. 8 Computational domain for simulations of a butterfly model.

本研究では左右の翼の運動は非対称である。

###### 4.2.2. 胸部・腹部の振り

実験より求めたヨーイング角  $\theta_{yaw}(t)$ 、ピッチング角  $\theta_{pit}(t)$ 、ローリング角  $\theta_{rol}(t)$ 、腹部角  $\theta_{abd}(t)$  を用いることで動きを強制する。胴体固定座標が固定されている胸部を  $\theta_{yaw}(t)$ 、 $\theta_{pit}(t)$ 、 $\theta_{rol}(t)$  で回転させ、胸部と接続されている腹部を  $\theta_{abd}(t)$  で回転させる。なお、胸部・腹部の振りによる速度は一次後退差分より求める。

###### 4.2.3. 胴体中心の移動

胴体中心の移動は、実験より求めた胴体の軌跡を用いることで動きを強制する。なお、胴体中心の速度は一次後退差分より求める。

#### 5. 支配方程式と数値計算法

##### 5.1. 流体の運動

流体の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。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (25)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho_f} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}, \quad (26)$$

ここで、 $\mathbf{u}$  は流速、 $p$  は圧力、 $\rho_f$  は流体の密度、 $\nu$  は動粘性係数である。本研究では実験時の室温は 19.9 °C、湿度は 40.0

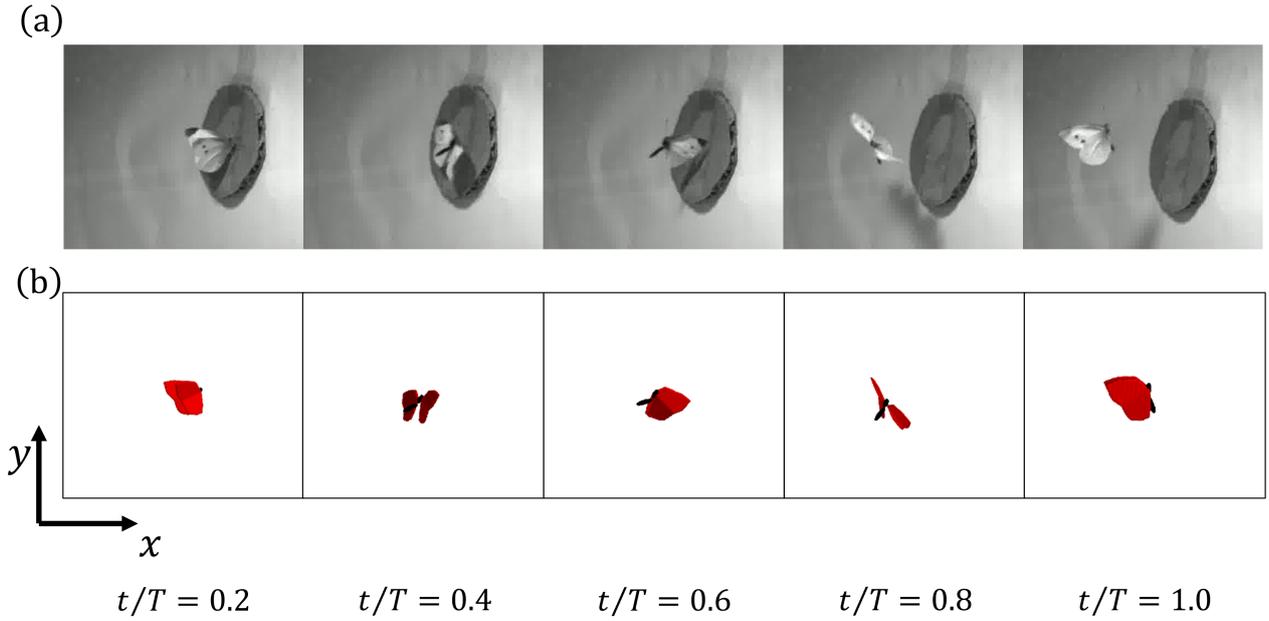


Fig.9 Body movement of a butterfly flying away from a wall from  $t/T = 0.2$  to  $1.0$  in (a) the experiment and (b) the simulation.

%であった。そのため、理科年表<sup>(6)</sup>より、一次補間で求めた値  $\rho_f = 1.19$  [kg/m<sup>3</sup>],  $\nu = 1.52 \times 10^{-5}$  [m<sup>2</sup>/s] を用いる。

この方程式系の支配パラメータは Reynolds 数  $Re$  であり、平均翼端速さ  $u_0$  を代表速さとし、以下のように定義する。

$$Re = \frac{u_0 L}{\nu}, \quad (27)$$

ただし、平均翼端速さ  $u_0$  は、Eq. (24) を用いて以下のように求めた。

$$u_0 = \frac{u_{0r} + u_{0l}}{2}. \quad (28)$$

## 5.2. 数値計算法

本研究では、流体の運動方程式である Eqs. (25), (26) を数値計算するために、埋め込み境界-格子ボルツマン法<sup>(7)</sup>を用いた。埋め込み境界-格子ボルツマン法は、直交格子上で移動境界流れを計算でき、かつ圧力の Poisson 方程式を解く必要がない効率の良い手法であり、蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルの研究<sup>(8-12)</sup> やトンボを模した羽ばたき翼-胴体モデルの研究<sup>(13-15)</sup> にも用いられている。この手法の詳細は参考文献<sup>(7)</sup> を参照されたい。

計算領域は、Fig. 8 に示す通り  $12L \times 12L \times 12L$  の立方体領域とする。立方体領域の境界条件としては、 $x$  軸に垂直な面は周期境界とし、それ以外の面はすべりなし条件とする。初期においては、モデルの胴体中心は領域の中央  $(x, y, z) = (0, 0, 0)$  に置かれ、領域内の流体は静止状態とする。本研究では、マルチブロック格子を用いることで計算負荷を軽減し<sup>(16)</sup>、その領域の大きさは、 $4L \times 4L \times 4L$  とする。また、Sec. 5.1 より Reynolds 数  $Re = 1305$  と求められた。しかし、計算コストを抑えるため、動粘性係数  $\nu$  を変更し、 $Re = 1000$  で計算を行う。なお、空間解像度、時間解像度はそれぞれ  $L = 120\Delta x$ ,  $T = 18300\Delta t$  とした。

## 6. 計算結果

### 6.1. 蝶の運動、渦構造

まず、妥当性を確認するためモデルの運動を示す。その後、モデルが羽ばたくことによって発生する周りの渦の様子を示す。

Fig. 9 に撮影した蝶と計算モデルの1回目の翼の振り下ろしから振り上げまでの様子を示す。これより、本研究の計算モデルは実際の動きをよく表すことができている。

次に、Fig. 10 に蝶の壁面からの飛び立つ方向転換時の周りの渦構造を可視化した様子を示す。Fig. 10(a), (b) はそれぞれ蝶を右後方、右前方から見たものである。Fig. 10(c) は蝶を左前方から見たものであり、渦の剥離の様子を示している。これより、蝶は  $t/T = 0.6$  までの翼の振り下ろしによって、翼の上面に渦を形成し、 $t/T = 0.6$  で翼から剥離させていることがわかる。また、 $t/T = 0.6$  から  $t/T = 1.0$  までの翼の振り上げによって、翼の下面に渦を形成し、 $t/T = 1.0$  で翼から剥離させていることがわかる。ここで、剥離させた渦は蝶の進行方向と逆向きに移動しており、 $t/T = 0.6$  や  $t/T = 1.0$  などの渦を剥離させたタイミングで蝶の移動距離が大きくなることがわかる (Fig. 4(c) も参照)。これより、蝶は羽ばたきによって形成した渦を進行方向と逆向きに剥離させ、飛翔していると考えられる。また、後方飛翔をしている  $t/T = 0.8$  付近までの渦構造は蝶の胴体を軸として左右で対称に近い構造をしているが、方向転換をしている  $t/T = 0.8$  以降の渦構造を見ると、左右の対称性が大きく崩れていることがわかる。

### 6.2. 翼の慣性トルク

Fig. 11 に左右それぞれの翼と両翼の慣性トルクを示す。Fig. 11(a) は  $x$  軸まわり (ローリング), Fig. 11(b) は  $y$  軸まわり (ヨーイング), Fig. 11(c) は  $z$  軸まわり (ピッチング) であ

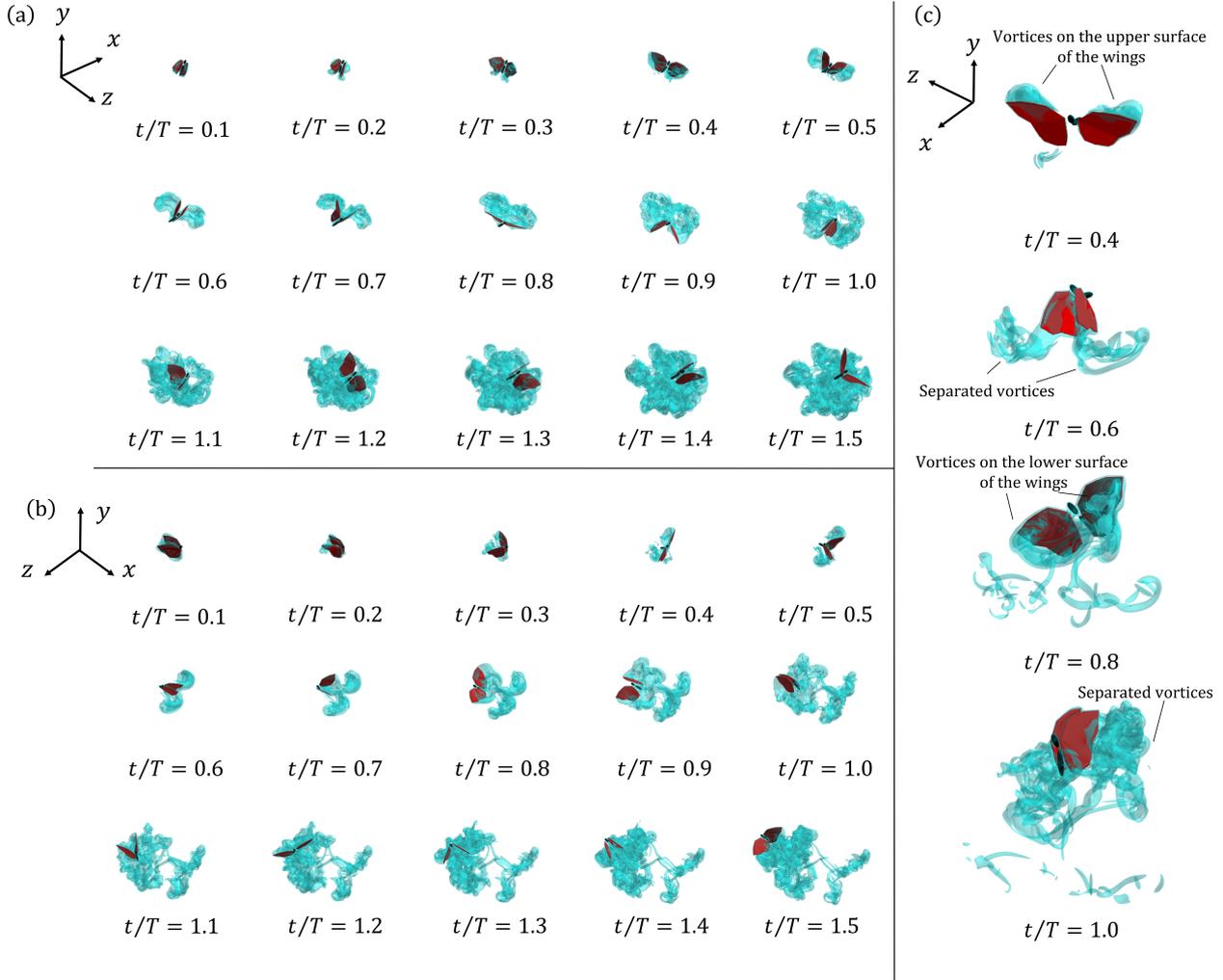


Fig. 10 Results in the vortex visualization for  $Re = 1000$ : (a) isosurface of the magnitude of the vorticity ( $|\nabla \times \mathbf{u}| = 2u_0/L$ ) around the butterfly model from  $t/T = 0.1$  to 1.5 viewed from the right rear of the butterfly model; (b) isosurface of the magnitude of the vorticity ( $|\nabla \times \mathbf{u}| = 2u_0/L$ ) around the butterfly model from  $t/T = 0.1$  to 1.5 viewed from the right front of the butterfly model; (c) isosurface of the magnitude of the vorticity ( $|\nabla \times \mathbf{u}| = 8u_0/L$ ) around the butterfly model at  $t/T = 0.4, 0.6, 0.8$  and 1.0 viewed from the left front of the butterfly model.

る。Fig. 11(a), (b) より、蝶が方向転換しているときにローリング方向とヨーイング方向の左右翼の慣性トルクの対称性が大きく崩れていることがわかる。さらに、方向転換の後半では左右それぞれの翼の慣性トルクの方法が同じことが読みとれるため、同じ方向に回転しようとしていることがわかる。また、方向転換しているときに右翼の慣性トルクと両翼の慣性トルクの方法が一致している。したがって、右翼の慣性トルクが支配的に働いていると考えられる。Fig. 11(c) より、ピッチング方向の慣性トルクは他の方向に比べ左右それぞれの翼の慣性トルクの対称性の崩れが小さいことがわかる。したがって、ピッチング方向の翼の慣性トルクが方向転換に及ぼす影響は他と比べて小さいと考えられる。

以上のことから、Fig. 5 で考察したように、蝶は左右翼の速さを変え、ローリング方向とヨーイング方向の翼の慣性トルクを非対称にすることで身体を回転させて、方向転換をし

ていると言える。

### 6.3. 翼が受ける流体トルク

Fig. 12 に左右それぞれの翼と両翼が受ける流体トルクを示す。Fig. 12(a) は  $x$  軸まわり、Fig. 12(b) は  $y$  軸まわり、Fig. 12(c) は  $z$  軸まわりである。Fig. 12 より蝶が方向転換しているとき、左右翼の受ける流体トルクの対称性が大きく崩れていることがわかる。さらに、それぞれの方向に対して、方向転換している間は左翼が受ける流体トルクが両翼の受ける流体トルクの方法と一致しているため、左翼の流体トルクが支配的に働いていることが考えられる。また、方向転換開始後に右翼の受けるヨーイング方向の流体トルクの大きさが大きく減少するのは Sec. 3.3 で述べたように、右翼の迎角が大きくなることで空気抵抗が小さくなったことが原因だと考えられる。同様に、方向転換開始後に左翼の受けるヨーイング方向の流体トルクの大きさが大きく増加するのは、左翼の

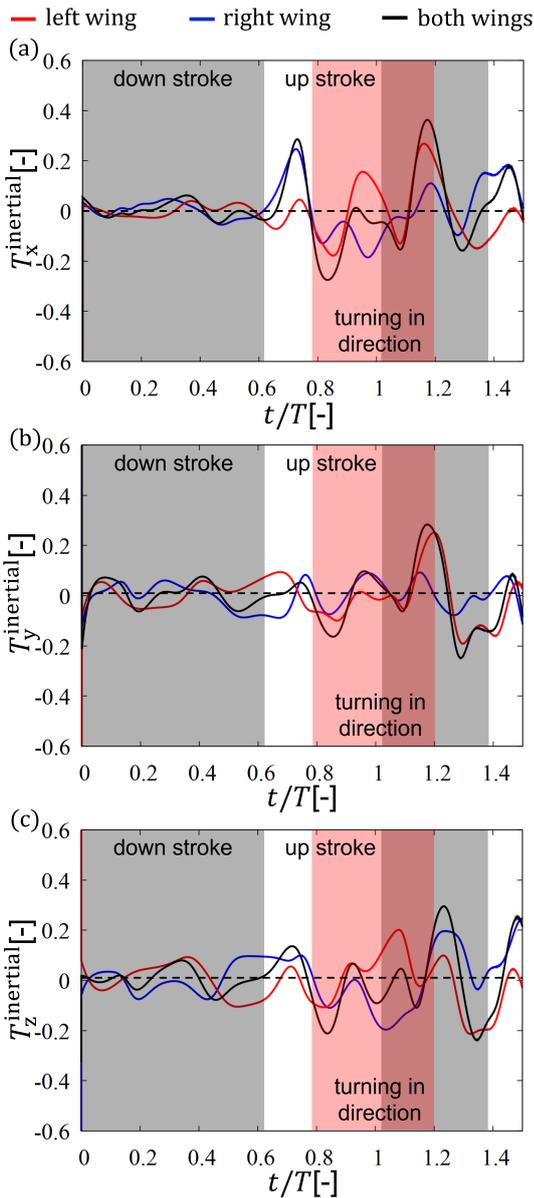


Fig. 11 Time variations of the inertial torque of the wings around (a) the  $x$ -axis, (b) the  $y$ -axis and (c) the  $z$ -axis.

迎角が小さくなることで空気抵抗が大きくなったことが原因だと考えられる。なお、Sec. 3.3 ではリード・ラグ角による実効翼面積の変化の影響について考察したが、本モデルでは翼形状を1つに決定しているため、翼面積の変化は考慮していない。翼面積が変化するモデル作成は今後の課題とする。

以上のことから、Fig. 5 で考察したように、蝶は右翼と左翼の実効翼面積と空気抵抗を変えることによって、それぞれの翼が受ける流体トルクを非対称にすることで方向転換していると言える。

## 7. おわりに

壁面から飛び立つ蝶の方向転換時の飛翔解析と計測実験モデルを用いた数値計算を行った。

まず、計測実験では、前進飛翔における蝶の特徴点の三次元座標を計測した。この三次元座標より、ヨーイング角、

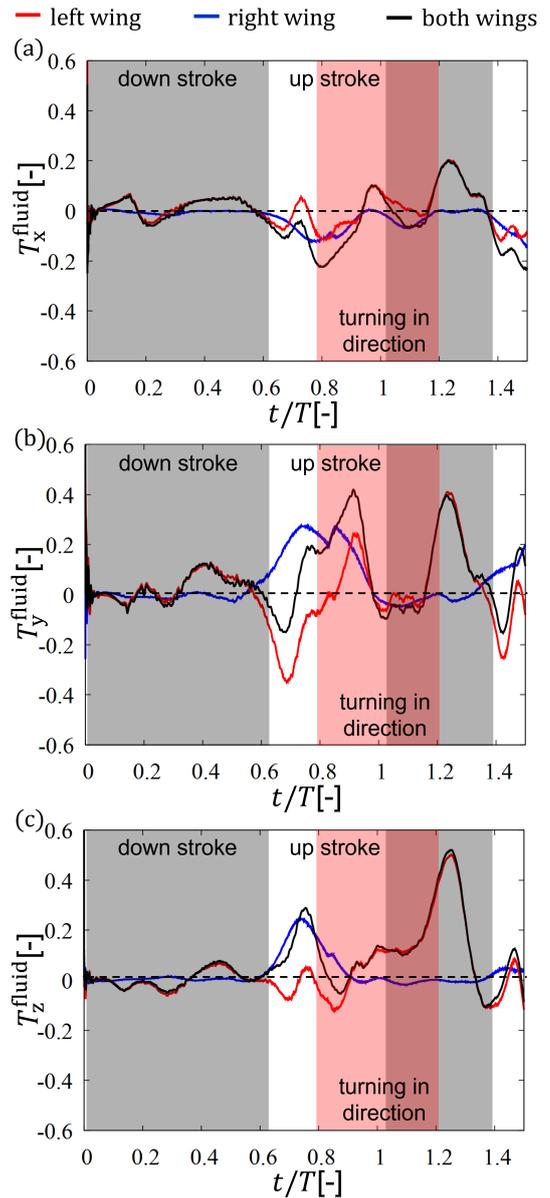


Fig. 12 Time variations of the fluid torque of the wings around (a) the  $x$ -axis, (b) the  $y$ -axis and (c) the  $z$ -axis.

ピッチング角、ローリング角、羽ばたき角、腹部角、迎角、リード・ラグ角、重心の軌跡の時間変化と翼端平均速さを求めた。その結果、リード・ラグ角は方向転換時に左翼の方が大きい値であり、迎角は方向転換時に右翼の方が大きい値であることがわかった。翼端平均速さは右翼の方が大きいことがわかった。これらより、左右翼の慣性トルクと流体トルクが非対称になり、方向転換していると考えられる。

次に、計測した動きを数値計算の蝶のモデルに反映させ、渦構造の可視化を行った。その結果、蝶のモデルは翼の振り下ろし時に翼上面に渦を形成し、振り下ろし終了時に進行方向と逆向きに剥離させることがわかった。同様に、振り上げ時に翼下面に渦を形成し、振り上げ終了時に進行方向と逆向きに剥離させることがわかった。また、壁から飛び立って後方飛翔している間は右翼と左翼の渦構造は対称だが、方向転換

換時では右翼と左翼の渦構造の対称性が大きく崩れていることがわかった。

次に、翼の慣性トルクを求めた。翼の慣性トルクからは、方向転換時には左右翼の慣性トルクの対称性が大きく崩れており、右翼の慣性トルクが支配的に働いていることがわかった。したがって、蝶は左右翼の速さを変え、翼の慣性トルクを非対称にすることで身体を回転させて、方向転換をしていることがわかった。

最後に、翼が受ける流体トルクを求めた。翼が受ける流体トルクからは、方向転換時には左右翼の受ける流体トルクの対称性が大きく崩れており、左翼の受ける流体トルクが支配的に働いていることがわかった。したがって、蝶は左右翼の実効翼面積と空気抵抗を変え、翼の受ける流体トルクを非対称にすることで方向転換をしていることがわかった。

今回の実験を通して、蝶の方向転換を調べたが、予備実験において方向転換する頻度は少なく、基本的に蝶は左右対称な動きをすることが多かった。従って、蝶が翼を非対称に動かすのは、外敵から逃げる際などの緊急時に限るのではないかと考えられる。また、他の昆虫が数周期かけて方向転換するのに対し、蝶は1周期で方向転換する点が興味深いと言える。

今後の課題としては、運動方程式を解くことによる自由飛翔計算、翼面積が変化する蝶のモデルの作成などがあげられる。

## 8. 謝辞

本研究は名古屋大学のスーパーコンピュータ「不老」のHPCI利用制度を利用し、課題番号hp220037の一部として実施しました。

## 付録 A atan2 関数, 回転行列

角度の導出には関数 atan2 を用いる。逆三角関数 arctan では  $-90^\circ$  から  $90^\circ$  の範囲しか計算することができないが、関数 atan2 を用いると  $-180^\circ$  から  $180^\circ$  の範囲を計算できる。逆三角関数 arctan と関数 atan2 の関係は実数  $a, b$  を用いて以下のように表せる。

$$\text{atan2}(b, a) = \begin{cases} \arctan(b/a) & (a > 0) \\ 180^\circ + \arctan(b/a) & (a < 0, b > 0) \\ -180^\circ + \arctan(b/a) & (a < 0, b < 0) \end{cases} . \quad (29)$$

また、回転行列  $\mathbf{S}_1, \mathbf{S}_2, \mathbf{S}_3$  は以下で定義する。

$$\mathbf{S}_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (30)$$

$$\mathbf{S}_2(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & \sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (31)$$

$$\mathbf{S}_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (32)$$

## 参考文献

- (1) Chen, Y., Zhao, H., Mao, J., Chirarattananon, P., Helbling, E., Hyoun, N., Clarke, D. and Wood, R. : Controlled flight of a microrobot powered by soft artificial muscles, *Nature*, **575** (2019), pp. 324–329.
- (2) Jang, J. and Yang, G. : Design of wing root rotation mechanism for dragonfly-inspired micro air vehicle, *Appl. Sci.*, **8** (2018), 1868 (18pp).
- (3) Bimbard, G., Kolomenskiy, D., Bouteleux, O., Casas, J. and Godoy-Diana, R. : Force balance in the take-off of a pierid butterfly: relative importance and timing of leg impulsion and aerodynamic forces, *J. Exp. Biol.*, **216** (2013), pp. 3551–3563.
- (4) Suzuki, K., Nakamura, M., Kouji, M. and Yoshino, M. : Revisiting the flight dynamics of take-off of a butterfly: experiments and CFD simulations for a cabbage white butterfly, *Biol. Open*, **11** (2022), 059136 (12pp).
- (5) Bode-Oke, A.T. and Dong, H. : The reverse flight of a monarch butterfly (*Danaus plexippus*) is characterized by a weight-supporting upstroke and postural changes, *J. R. Soc. Interface*, **17** (2020), 20200268 (14pp).
- (6) 国立天文台編：理科年表 平成 29 年 (机上版), 丸善出版株式会社, (2016).
- (7) Suzuki, K. and Inamuro, T. : Effect of internal mass in the simulation of a moving body by the immersed boundary method, *Comput. Fluids*, **49** (2011), pp. 173–187.
- (8) Suzuki, K., Minami, K. and Inamuro, T. : Lift and thrust generation by a butterfly-like flapping wing-body model: immersed boundary-lattice Boltzmann simulations, *J. Fluid Mech.*, **767** (2015), pp. 659–695.
- (9) Suzuki, K. and Yoshino, M. : Numerical simulations for aerodynamic performance of a butterfly-like flapping wing-body model with various wing planforms, *Commun. Comput. Phys.*, **23** (2018), pp. 951–979.
- (10) Suzuki, K. and Yoshino, M. : A trapezoidal wing equivalent to a *Janatella leucodesma*'s wing in terms of aerodynamic performance in the flapping flight of a butterfly model, *Bioinspir. Biomim.*, **14** (2019), 036003 (15pp).
- (11) Suzuki, K., Aoki, T. and Yoshino, M. : Effect of chord-wise wing flexibility on flapping flight of a butterfly model using immersed-boundary lattice Boltzmann simulations, *Phys. Rev. E*, **100** (2019), 013104 (16pp).

- (12) Suzuki, K. and Yoshino, M. : Effect of wing mass on the free flight of a butterfly-like model using immersed boundary–lattice Boltzmann simulations, *J. Fluid Mech.*, **877** (2019), pp. 614–647.
- (13) Minami, K., Suzuki, K. and Inamuro, T. : Free flight simulations of a dragonfly-like flapping wing–body model using the immersed boundary–lattice Boltzmann method, *Fluid Dyn. Res.*, **47** (2015), 015505 (17pp).
- (14) Hirohashi, K. and Inamuro, T. : Hovering and targeting flight simulations of a dragonfly-like flapping wing–body model by the immersed boundary–lattice Boltzmann method, *Fluid Dyn. Res.*, **49** (2017), 045502 (16pp).
- (15) Hino, H. and Inamuro, T. : Turning flight simulations of a dragonfly-like flapping wing–body model by the immersed boundary–lattice Boltzmann method, *Fluid Dyn. Res.*, **50** (2018), 065501 (18pp).
- (16) Inamuro, T. : Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows, *Fluid Dyn. Res.*, **44** (2012), 024001 (21pp).