

# 蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルの飛翔における 翼基部の柔軟性を考慮した数値シミュレーション

## NUMERICAL SIMULATIONS FOR FREE FLIGHTS OF A BUTTERFLY-LIKE FLAPPING WING-BODY MODEL WITH WING ROOT FLEXIBILITY

井口 大地<sup>1)</sup>, 鈴木 康祐<sup>2)</sup>, 吉野 正人<sup>3)</sup>

Daichi IGUCHI, 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: 21w4002j@shinshu-u.ac.jp)  
2) 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)  
3) 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 effective angle of attack of butterfly's wings changes by not only the pitching angle of the thorax but also the relative angle of the wing chord to the thorax. In the previous study, the butterfly-like flapping wing-body model, which is composed of a thorax, an abdomen, and two wings, was used for the investigation into butterfly's flights [J. Fluid Mech., Vol.767 (2015), pp. 659-695]. In the present study, we modify this model to be able to change the relative angle of the wing chord to the thorax by wing root flexibility. We investigate the relationship between the pitching angle of the thorax and the relative angle of the wing chord to the thorax. Firstly, with the free flight parameters of a fruit fly, we investigate the effectiveness of wing root flexibility on free flights. As a result, the lift and thrust are enhanced for a suitable flexibility, and the model can stably go forward and upward against gravity. Secondly, we calculate free flights with the flight parameters close to a cabbage white butterfly. As a result, the lift and thrust are improved by taking into account the flexibility of the wing root.

**Key Words:** Flapping Flight, Wing Root Flexibility, 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、航空工学においても興味深い問題である。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<sup>(1-3)</sup>。こうした工学的応用が、昆虫の羽ばたき運動を研究する大きな動機付けの一つになっている。

昆虫の羽ばたき飛翔の中でも、蝶は他の昆虫にはない特徴を持っている。蝶は、蠅や蜂とは異なり、翼を真下に振り下ろすことにより揚力を、後方に振り上げることにより推力を発生させ、ストローク面を大きく変えて羽ばたく<sup>(4)</sup>。さらに、ほかの昆虫と比べて、蝶はひらひらと不規則で不安定

な飛翔をすることも特徴である。これは、不規則な軌道の飛翔を行い、捕食を回避しているのではないかと考えられている<sup>(4)</sup>。また、蝶が「不安定な飛翔」ができるのは、不安定な姿勢から素早く姿勢を立て直すことができる優れた姿勢制御方法を有していることを示している。実際の蝶の羽ばたきの様子を確認してみると、翼のリード・ラグ運動や翼の柔軟性、胸部に対する腹部の相対運動など様々な要素によって、飛行中の姿勢制御を行っていると考えられる<sup>(5)</sup>。しかし、蝶の羽ばたき飛翔は上記の特徴などから、メカニズムが極めて複雑で姿勢制御の方法について十分な解明がされていない。このような蝶の姿勢制御の方法を工学的に応用できれば、MAVの今後の発展につながると予想される。

昆虫の羽ばたき飛翔の研究は、過去50年以上に渡り理論、実験、数値計算を用いた様々なアプローチによりなされている。それらの研究の多くでは、昆虫の翼の動きや形状を模した翼モデルや、翼だけでなく胴体まで模した翼-胴体モデル

が用いられている<sup>(6-10)</sup>。蝶についての研究の例を挙げると、Suzuki et al.<sup>(11)</sup>は蝶の翼・胴体形状や羽ばたき方を大幅に単純化して、蝶を模した三次元羽ばたき翼-胴体モデルを構築している。この翼-胴体モデルは、翼が正方形の剛体平板で、胴体が棒状である非常に単純なモデルであるものの、実際の蝶の重さを支えるほどの揚力を発生できることが数値計算により示されている<sup>(11)</sup>。また、蝶を模した三次元羽ばたき翼-胴体モデルは、その単純さゆえに拡張性に富んでおり、翼形状を変更したり、翼の質量、翼の柔軟性を付与したりすることによって、それぞれの要因が推力・揚力に及ぼす影響について調べることができる。

現在までに、Suzuki et al.<sup>(11)</sup>の蝶を模した三次元羽ばたき翼-胴体モデルを用いて、胸部に対する腹部の相対運動<sup>(11)</sup>や、胴体に取り付けた錘の移動による重心移動<sup>(12)</sup>を利用した姿勢制御が調べられている。いずれも、安定した前進・上昇飛行を実現しているが、実際の蝶の動きからは大きく異なる結果となった。この原因の一つとして、モデルと実際の蝶では翼の迎角の表現が違うことが挙げられる。モデルでは胸部を水平に保ったまま、翼の胸部に対する取付角のみで迎角を表現しているのに対し、実際の蝶では胸部のピッチング角が主に迎角を決定しているのに加えて、翼の胸部に対する取付角の変化も実効的に迎角を変えている。従って、モデルを実際の蝶に近づけるには、胸部のピッチング回転を能動的に与えて、さらに翼の胸部に対する取付角を変化させて、実効的な迎角を変える必要がある。

Senda et al.<sup>(13)</sup>は翼と胴体の取付角が受動的に変化するモデルを構築し、翼の受動的なねじれを考慮することにより、蝶の飛行安定性が向上することを報告している。Senda et al.<sup>(13)</sup>のモデルは胸部を固定された蝶の運動をモデル化したもので、その点で実際の蝶の自由飛行とは異なるが、解剖学的な観点からも、翼の受動的なねじれは無理のない仮定であると考えられる。蝶の筋肉は主に打ち下ろしを担う背縦走筋(Dorsal Longitudinal Muscle : DLM)と打ち上げを担う背腹筋(Dorsal Ventral Muscle : DVM)、それぞれ一対ずつの間接飛行筋で構成されており、それ以外の直接筋はこれら二つの筋肉に比べて小さく<sup>(14,15)</sup>、翼の姿勢を陽に変えるには頼りない。

以上より、本研究では、胸部のピッチング運動に対する翼基部の柔軟性が飛行に与える影響を調査する。Suzuki et al.<sup>(11)</sup>のモデルを拡張し、蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルにおいて、翼基部の筋肉をねじりバネとして単純化し、翼と胸部の取付角が受動的に変化するモデルを構築する。本研究では簡単のため、胸部に対する腹部の相対運動によるピッチング制御は行わず、翼基部のバネと翼と胸部の取付角のみに注目する。

上記のモデルを用いて、(i) 計算負荷が小さい fruit fly のパラメータを使用した、翼基部にバネを導入することによる実効迎角への影響の調査、継続的な自由飛行の可能性の検証；(ii) 計算パラメータを実際の蝶の値に変更した自由飛行の二種類の数値計算を行う。

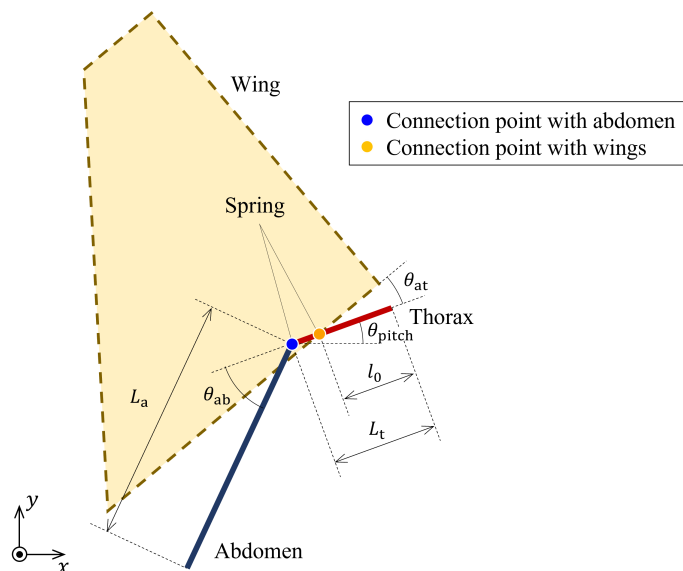


Fig. 1 Butterfly-like flapping wing-body model with two wings and a rod-shaped body.

本論文の構成は以下の通りである。第2節では、蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルについて述べる。第3節では、本研究の系においての支配方程式と支配パラメータについて記述した上で、本研究で用いるモデルと Suzuki et al.<sup>(11)</sup>のモデルの対比について述べる。第4節では、支配方程式を解くための手法である埋め込み境界-格子ボルツマン法について述べる。第5節では、蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルを用いて (i), (ii) を行うことによって得られた結果の考察を行い、最後に第6節で本研究の結論と今後の課題について述べる。

## 2. 計算モデル

### 2.1. 蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデル

蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルを Fig. 1 に示す。このモデルは、Suzuki et al.<sup>(11)</sup>によって提案されたモデルを拡張したもので、2枚の翼(wing)と、胸部(thorax)と腹部(abdomen)からなる胴体で構成される。胴体は、胸部と腹部の2本の非常に細い棒で構成され、質量と回転摩擦がないバネで接合されているものとする。胸部の長さや質量を  $L_t$ ,  $M_t$  とし、腹部の長さや質量を  $L_a$ ,  $M_a$  とする。胴体全体の長さや質量は、それぞれ  $L_b = L_t + L_a$ ,  $M_b = M_t + M_a$  で与えられる。また、2枚の翼はともに厚みを持たず、柔軟性も持たないものとする。翼と胴体も同様に、質量と回転摩擦のないバネで、胸部の先端から  $l_0$  の点で結合している。本研究では、胴体の長さを  $L_b = 0.86L_{ref}$ 、胸部と腹部の長さの比と質量比がそれぞれ、 $L_t : L_a = 3 : 7$ ,  $M_t : M_a = 44 : 51$ 、胸部の先端からの翼の結合点までの長さを  $l_0 = 0.77L_t$  とする。ここで、 $L_{ref}$  は代表長さであり、翼面積の平方根である。

### 2.2. 翼形状

本研究では、台形の形状をした蝶相当台形翼を用いる。蝶

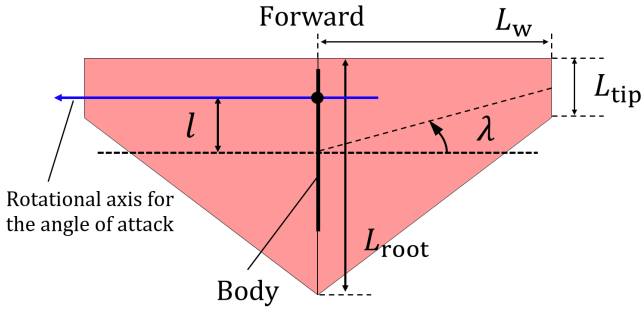


Fig. 2 Trapezoidal wing planform equivalent to an actual butterfly's wing planform in terms of aerodynamic performance.

相当台形翼の形状を Fig. 2 に示す。この翼形状は、Suzuki and Yoshino<sup>(17)</sup> がアスペクト比、テーパー比、翼付け根の位置、後退角の4つのパラメータを調整し、蝶の翼形状の空力性能に匹敵する台形翼を探索した結果、得られた翼形状である。翼長を  $L_w$ 、翼端の長さを  $L_{tip}$ 、翼根の長さを  $L_{root}$  とする。Fig. 2 のように、翼根の中点を通り胴体に垂直な直線を基準として、翼の付け根の位置を  $l = 0.3L_w$  とする。また、翼根の中心と翼端の中心を結んだ線分と、翼根に垂直な平面との角度を後退角  $\lambda$  と定義し、本研究では  $\lambda = -20.56^\circ$  とする。また、翼の面積は  $S$  とする。

翼形状を決定するパラメータとして、アスペクト比は  $AR = L_w^2/S = 1.60$ 、テーパー比は  $L_{tip}/L_{root} = 0.25$  とする。この値は、Suzuki and Yoshino が *Janatella leucodesma* の翼を基に、翼の輪郭をトレースした蝶を模した翼形状<sup>(16)</sup> のものと同程度になるよう決定している。この蝶相当台形翼と蝶型翼<sup>(16)</sup> の胴体固定時における空力性能を比較したところ、両者の結果が同程度であることがわかっている<sup>(17)</sup>。したがって、形状が複雑なため翼の質量を考慮することが難しい蝶型翼に代わり、この蝶相当台形翼に質量を考慮することで、蝶型翼の場合と同様の結果が得られると考えられる。

### 2.3. 羽ばたき方

蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルは、実際の蝶のように、翼を真下に振り下ろすことで揚力を発生させ、翼を真後ろに振り上げることで推力を発生させる。本研究のモデルでは、翼に羽ばたき運動を強制し、迎角は胸部のピッチング回転に加えて、翼と胸部の取付角で決定する。また、胸部にピッチング回転を強制し、翼と胸部の取付角は流体から受けるトルク、および重力によって受動的に変化するものとする。翼の運動を記述するため、Fig. 3 のように、胸部と腹部の結合部に原点を取る座標系と、翼と胴体の結合部に原点を取る座標系の2つの座標系を導入する。胸部に固定された座標系は  $\Sigma_t$  で、座標軸を  $X, Y, Z$  とする。胸部の中心を原点に  $X$  軸を胴体前向き、 $Z$  軸を胴体下向きに取り、それらと右手系を成すように  $Y$  軸を取る。右翼に固定された座標系は  $\Sigma_{wr}$  で、座標軸を  $\xi, \eta, \zeta$  とする。結合部を原点にスパン方向に  $\eta$  軸を、

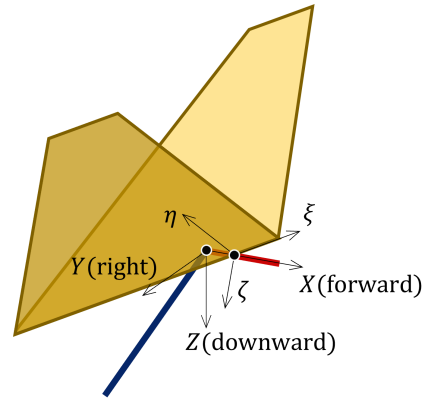


Fig. 3 Two axes fixed to the thorax  $\Sigma_t(X-Y-Z)$  and the right wing  $\Sigma_{wr}(\xi-\eta-\zeta)$ .

コード方向翼前方に  $\xi$  軸を取り、それらと右手系を成すように  $\zeta$  軸を取る。以上のように座標系を定義することで、翼の運動は  $\Sigma_t$  と  $\Sigma_{wr}$  の2つの座標系の関係で表すことができる。なお、左翼の運動は右翼の鏡対称と定義する。次に、翼の運動を3-2-1 Euler角を用いて定義する。 $\Sigma_t$  の  $[X, Y, Z]$  軸方向の基底ベクトルをそれぞれ  $[e_x, e_y, e_z]$ 、 $\Sigma_{wr}$  の  $[\xi, \eta, \zeta]$  軸方向の基底ベクトルをそれぞれ  $[e_\xi, e_\eta, e_\zeta]$  とすると、両者の関係は以下の式で表される。なお、角度  $\theta_{at}$  は  $X$  軸と  $\xi$  軸のなす角で、翼と胸部の取付角を表している。

$$[e_\xi, e_\eta, e_\zeta] = [e_x, e_y, e_z] S_3(0) S_2(\theta_{at}(t)) S_1(-\theta(t)), \quad (1)$$

ここで、 $S_3, S_2, S_1$  は以下に表される回転行列である。

$$S_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$S_2(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & \sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$S_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}. \quad (4)$$

回転角度の  $\theta(t)$  は、翼の羽ばたき角であり、以下の式で与えられる。

$$\theta(t) = \theta_m \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right), \quad (5)$$

ここで、 $\theta_m$  は羽ばたき角振幅、 $T$  は羽ばたき周期であり、 $\theta_m = 45^\circ$  である。

### 3. 支配方程式系

#### 3.1. 流体の運動

流体の運動の支配方程式は、非圧縮粘性流体の連続の式および Navier–Stokes 方程式である。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (6)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho_f} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}, \quad (7)$$

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、地球大気の 20 °C における値  $\rho_f = 1.205$  [kg/m<sup>3</sup>],  $\nu = 1.512 \times 10^{-5}$  [m<sup>2</sup>/s] とする。この方程式系の支配パラメータは Reynolds 数  $Re$  であり、翼の付け根から翼長方向へ  $L_{\text{ref}}$  だけ離れた基準点の平均羽ばたき速度  $U_{\text{ref}} = 4\theta_m L_{\text{ref}}/T$  を代表速度とし、以下のように定義する。

$$Re = \frac{U_{\text{ref}} L_{\text{ref}}}{\nu}. \quad (8)$$

#### 3.2. 翼–胴体モデルの運動

翼の羽ばたき運動は胸部に対して与えているため、モデルの運動は胸部–腹部の運動方程式により決定される。本研究では翼に働く流体力は翼と胸部の結合部を通して胴体に伝えられるものとする。胸部の運動は、空間に固定された座標系  $\Sigma_s$  に対する  $\Sigma_t$  の位置および回転で表すことができる。  $\Sigma_s$  の座標軸として水平前方に  $x$  軸、鉛直上向きに  $y$  軸、それらと右手系を成すように  $z$  軸を取り、 $[x, y, z]$  軸方向の基底ベクトルをそれぞれ  $[\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z]$  とおく。本研究では簡単のため、モデルの運動を前後方向である  $x$  方向、上下方向である  $y$  方向に制限する。また、モデルの対称性を考慮し、回転はピッチング回転 ( $\Sigma_t$  の  $Y$  軸周りの回転) のみとする。ここで、 $x$  軸と  $X$  軸のなす角をピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  とする。  $\Sigma_s$  と  $\Sigma_t$  の関係は以下のように表される。

$$[\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z] = [\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z] S(\mathbf{Q}(t)), \quad (9)$$

ここで、 $S(\mathbf{Q}(t))$  は  $\Sigma_s$  から  $\Sigma_t$  への変換行列であり、クォータニオン  $\mathbf{Q}(t) = (q_0, q_1, q_2, q_3)^T$  を用いて、

$$S(\mathbf{Q}(t)) = \begin{bmatrix} q_0^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_1^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_2^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

と表される。ここで、クォータニオン  $\mathbf{Q}(t)$  の 4 個の変数は拘束条件により、 $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$  となる。また、初期において  $\Sigma_t$  は  $\Sigma_s$  に対して、 $X$  軸周りに 90° 回転させた関係であるから、 $\mathbf{Q}(0) = (1/\sqrt{2}, 1/\sqrt{2}, 0, 0)^T$  となる。ここで、前述のピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  と  $q_0, q_1, q_2, q_3$  の関係は、

$$\theta_{\text{pitch}} = \arctan \left( \frac{2(q_0 q_2 + q_1 q_3)}{2q_0^2 + 2q_1^2 - 1} \right), \quad (11)$$

と表される。胸部と腹部の結合点を代表点とし、その位置と速度をそれぞれ  $\mathbf{X}_j = (x_j, y_j, z_j)$ ,  $\mathbf{U}_j = (U_j, V_j, W_j)$  とし、 $\Sigma_t$  と  $\Sigma_s$  に対する角速度ベクトルを  $\boldsymbol{\Omega}_j$  とすると、代表点の位置と速度、および姿勢と各速度の関係式は以下のように表される。

$$\frac{d\mathbf{X}_j}{dt} = \mathbf{U}_j(t), \quad (12)$$

$$\frac{d\mathbf{Q}}{dt} = A(t)\mathbf{Q}(t), \quad (13)$$

ただし、 $A(t)$  は 4 行 4 列の行列であり、 $\boldsymbol{\Omega}_j = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$  を用いて、

$$A = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

と記述される。なお、本研究ではピッチング回転のみを考慮するため、 $\omega_1 = \omega_3 = 0$  とする。

本研究の翼–胴体モデルの運動は、翼 2 枚と胸部と腹部から成る胴体の 4 体連成問題である。しかし、胴体に対する翼の運動を与えるために、胴体と翼の間に適切な拘束力が働いていなければならない。本来、この拘束力を考慮したうえで、翼 2 枚、胸部および腹部の 4 つの運動方程式を立てなければならないが、本研究ではラグランジュ形式で立式することで、拘束力を陽的に求めることなく、翼–胴体系の運動方程式を計算する。モデルの 2 枚の翼、胸部および腹部の合計の運動エネルギーを  $K$ 、位置エネルギーを  $U$  とすると、ラグランジアンは  $\mathcal{L} = K - U$  になる。胸部、腹部、翼に作用する流体力をそれぞれ  $\mathbf{F}^t$ ,  $\mathbf{F}^a$ ,  $\mathbf{F}^w$ 、胸部、腹部の重心周り、翼の接合点周りに作用する流体トルクをそれぞれ  $T^t$ ,  $T^a$ ,  $T^w$  とすると、この系のラグランジュの運動方程式は下式のように表される。

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{x}_j} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial x_j} = (\mathbf{F}^t + \mathbf{F}^a + \mathbf{F}^w) \cdot \mathbf{e}_x, \quad (15)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{y}_j} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial y_j} = (\mathbf{F}^t + \mathbf{F}^a + \mathbf{F}^w) \cdot \mathbf{e}_y, \quad (16)$$

$$N_K^{\text{ab}} = \frac{K_{\text{ab}}}{\rho_f U_{\text{ref}}^2 L_{\text{ref}}^3}, \quad (23)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\theta}_{\text{ab}}} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \theta_{\text{ab}}} = T^a - K_{\text{ab}} \theta_{\text{ab}} - C_{\text{ab}} \dot{\theta}_{\text{ab}}, \quad (17)$$

$$N_K^{\text{at}} = \frac{K_{\text{at}}}{\rho_f U_{\text{ref}}^2 L_{\text{ref}}^3}, \quad (24)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\theta}_{\text{at}}} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \theta_{\text{at}}} = T^w - K_{\text{at}} \theta_{\text{at}} - C_{\text{at}} \dot{\theta}_{\text{at}}. \quad (18)$$

$$N_C^{\text{ab}} = \frac{C_{\text{ab}}}{\rho_f U_{\text{ref}} L_{\text{ref}}^4}, \quad (25)$$

式 (15)–(18) を変形すると、式 (19) のようになる。

$$\begin{bmatrix} X_x & 0 & X_r & X_a \\ 0 & Y_y & Y_r & Y_a \\ R_x & R_y & R_r & R_a \\ A_x & A_y & A_r & A_a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_j \\ \ddot{y}_j \\ \ddot{\theta}_{\text{ab}} \\ \ddot{\theta}_{\text{at}} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} (\mathbf{F}^t + \mathbf{F}^a + \mathbf{F}^w + \mathbf{F}_{\text{wm}} + \mathbf{F}_{\text{bm}}) \cdot \mathbf{e}_x \\ (\mathbf{F}^t + \mathbf{F}^a + \mathbf{F}^w + \mathbf{F}_{\text{wm}} + \mathbf{F}_{\text{bm}} + \mathbf{F}_g) \cdot \mathbf{e}_y \\ T^a - K_{\text{ab}} \theta_{\text{ab}} - C_{\text{ab}} \dot{\theta}_{\text{ab}} + T_g^a \\ T^w - K_{\text{at}} \theta_{\text{at}} - C_{\text{at}} \dot{\theta}_{\text{at}} + T_g^w \end{Bmatrix}, \quad (19)$$

$$N_C^{\text{at}} = \frac{C_{\text{at}}}{\rho_f U_{\text{ref}} L_{\text{ref}}^4}. \quad (26)$$

ここで、左辺の 4 行 4 列の行列はこの系に対する質量マトリックスを表している。上付きドットは時間微分を表し、 $\theta_{\text{ab}}$  と  $\theta_{\text{at}}$  はそれぞれ、胸部と腹部、胸部と翼の相対角、 $\mathbf{F}_{\text{wm}}$  と  $T_{\text{wm}}$  はそれぞれ、質量がある翼が羽ばたくことによって胴体を受ける内力と内トルクを表している。また、 $\mathbf{F}_{\text{bm}}$  は胸部や腹部を振ることによって生じる内力を、 $\mathbf{F}_g$  や  $T_g^a$ 、 $T_g^w$  は重力によって生じる内力と内トルクを表している。 $K_{\text{ab}}$ 、 $C_{\text{ab}}$  は胸部と腹部、 $K_{\text{at}}$ 、 $C_{\text{at}}$  は胸部と翼の接合点に使用するバネのバネ定数、ダンパの減衰係数を表している。

また、この方程式系の支配パラメータは、Froude 数  $Fr$  とモデル全体の無次元質量  $N_M$ 、総質量に対する翼の質量比  $WR$ 、無次元バネ定数  $N_K^{\text{ab}}$ 、 $N_K^{\text{at}}$ 、無次元減衰係数  $N_C^{\text{ab}}$ 、 $N_C^{\text{at}}$  であり、以下のように定義する。なお、 $G$  は重力加速度であり、ここでは  $G = 9.807 \text{ [m/s}^2\text{]}$  である。また、 $M_w$  は 2 枚分の翼の質量である。

$$Fr = \frac{U_{\text{ref}}}{\sqrt{L_{\text{ref}} G}}, \quad (20)$$

$$N_M = \frac{M_t + M_a + M_w}{\rho_f L_{\text{ref}}^3}, \quad (21)$$

$$WR = \frac{M_w}{M_t + M_a + M_w}, \quad (22)$$

以上より、系の支配パラメータは Reynolds 数  $Re$ 、Froude 数  $Fr$ 、無次元質量  $N_M$ 、総質量に対する翼の質量比  $WR$ 、無次元バネ定数  $N_K^{\text{ab}}$ 、 $N_K^{\text{at}}$ 、無次元減衰係数  $N_C^{\text{ab}}$ 、 $N_C^{\text{at}}$  の 8 つである。翼-胴体モデルの自由運動を計算する際にはこの 8 つのパラメータを指定しなくてはならない。しかし、この 8 つのパラメータは独立に指定できるわけではなく、 $Re$  と  $Fr$  は以下のような関係を持つ。

$$\frac{Fr}{Re} = \frac{\nu}{\sqrt{L_{\text{ref}}^3 G}}. \quad (27)$$

式 (27) の右辺のうち、 $\nu$  と  $G$  は物性値である。従って、Froude 数と Reynolds 数の比は、スケール  $L_{\text{ref}}$  を決定すれば一意に決定することに注意する。なお、本研究では  $N_K^{\text{ab}} = 1.0$ 、 $N_C^{\text{ab}} = 1.0$ 、 $N_C^{\text{at}} = 0.0$  とし、翼基部に導入するバネのバネ定数と実効迎角の関係に注目する。

### 3.3. 胸部のピッチング角

本研究では、胸部のピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  を以下の式で与える。

$$\theta_{\text{pitch}}(t) = \begin{cases} 0, & \left( 0 \leq t < \frac{T}{4} \right), \\ \alpha(t), & \left( t \geq \frac{T}{4} \right), \end{cases} \quad (28)$$

ここで、 $\alpha(t)$  は以下の式で表され、 $\alpha_m$  は最大ピッチング角、 $\gamma$  は羽ばたき角とピッチング角の位相差である。

$$\alpha(t) = \frac{\alpha_m}{2} \left[ 1 + \cos \left( \frac{2\pi}{T} t + \gamma \right) \right]. \quad (29)$$

本研究では、 $\gamma = \pi/2$  とする。これは、Suzuki et al. <sup>(11)</sup> で用いられている  $\alpha(t)$  を参考にしている。また、 $\alpha_m$  は Suzuki et al. <sup>(11)</sup> と同じ  $\alpha_m = 90^\circ$  と、それより小さい  $\alpha_m = 60^\circ$  を用

Table 1 Comparison of the model by Suzuki et al. <sup>(11)</sup> and the present model. The angle  $\beta$  denotes the effective angle of attack.

	3-2-1 Euler angle	$\theta_{\text{pitch}}$	$\beta$
Suzuki et al.	$S_3(0)S_2(\alpha)S_1(-\theta)$	0	$\alpha$
Present	$S_3(0)S_2(\theta_{\text{at}})S_1(-\theta)$	given by Eq.(28)	$\theta_{\text{pitch}} + \theta_{\text{at}}$

いる。式 (28) における時刻  $0 \leq t/T < 1/4$  での値が 0 であるのは、もし 0 でなければ、質量のある翼が初期速度を持ってしまい、モデルが翼の質量に応じた初期運動量を持ってしまう。そのため本研究では、モデルや流体が静止した状態からの過渡的な運動を定量的に調査するために、初期状態において、モデルが完全に静止するようにしている。

### 3.4. モデルの比較

本研究では、Suzuki et al. <sup>(11)</sup> のモデルを拡張したモデルを使用することから、両モデルの違いについてまとめる。Table 1 にモデルの違いを示す。

Suzuki et al. <sup>(11)</sup> のモデルは、 $S_2$  の回転角度を  $\alpha(t)$  とすることで、翼の取付角を変化させているのに対し、本研究のモデルは、 $S_2$  の回転角度を  $\theta_{\text{at}}$  とし、取付角が受動的に変化する。

また、Suzuki et al. <sup>(11)</sup> のモデルは、胸部のピッチング角を 0 とすることで翼と胸部の取付角のみによって実効的な迎角が変化しているのに対し、本研究のモデルは、式 (28) で表される胸部のピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  に加え、取付角  $\theta_{\text{at}}$  によって実効的な迎角が変化している。これらの違いにより、Suzuki et al. <sup>(11)</sup> のモデルを実際の蝶に近づくように拡張している。

## 4. 数値計算法と計算条件

### 4.1. 数値計算法

本研究では、流体の方程式 (6), (7) の数値計算を行うため、埋め込み境界-格子ボルツマン法 <sup>(18)</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を計算でき、かつ圧力の Poisson 方程式を解く必要がないため、計算効率の良い手法であり、蝶を模した三次元羽ばたき翼-胴体モデルの研究 <sup>(11, 12, 16, 19)</sup>、蜻蛉を模した羽ばたき翼-胴体モデルの研究 <sup>(20, 21)</sup> や 2 次元対称羽ばたき飛翔の研究 <sup>(22, 23)</sup> にも用いられている。また、胴体の運動方程式の数値積分には、2 次精度の Adams-Bashforth 法を用いた。

翼上でのすべりなし条件は、境界近傍に適切な体積力を加えることにより、境界上でのすべりなし条件を満足させる埋め込み境界法を用いる。その体積力は、境界が周囲の流体から受ける力の反力を体積力として表したものであり、境界上でのすべりなし境界条件を満たすように決定される。なお、体積力の決定法は埋め込み境界法の種類によって異なるが、本研究では、パラメータ設定の必要がない Wang et al. <sup>(24)</sup> による Multi direct forcing method を用いる。

### 4.2. 計算条件

計算領域は、Fig. 4 に示すような  $12L_{\text{ref}} \times 12L_{\text{ref}} \times 12L_{\text{ref}}$  の直方体領域とする。領域の境界条件としては、 $x$  軸に垂直な面は周期条件とし、それ以外の面はすべりなし条件とする。物理的にこの計算条件は無限に長いダクトの中をモデルが羽ばたいていることを意味する。初期においては、モデルの胸部中心は領域の中央  $(x_t, y_t, z_t) = (0, 0, 0)$  に置かれ、領域内の流体およびモデルは静止状態とする。重力は  $-y$  方向に加わっているものとする。本計算において、すべての計算領域を高解像度で計算すると、計算負荷が大きくなってしまう。そこで、翼-胴体モデルの周りに 2 倍の解像度のマルチブロック格子を適用し、計算を行っている。マルチブロック格子の大きさは、 $(4.5L_{\text{ref}} \sin(\theta_m) + 2.4L_a) \times 4.5L_{\text{ref}} \sin(\theta_m) \times 4.5L_{\text{ref}}$  としている。また、Table 2 に各 Reynolds 数の計算において用いた空間解像度、時間解像度、計算パラメータを示す。なお、計算 (i) では fruit fly の Reynolds 数  $Re = 300$ 、計算 (ii) では *Pieris rapae* の Reynolds 数  $Re = 1000$  で計算しており、翼質量  $WR$  は実際の蝶を想定し  $WR = 0.1$  とする。

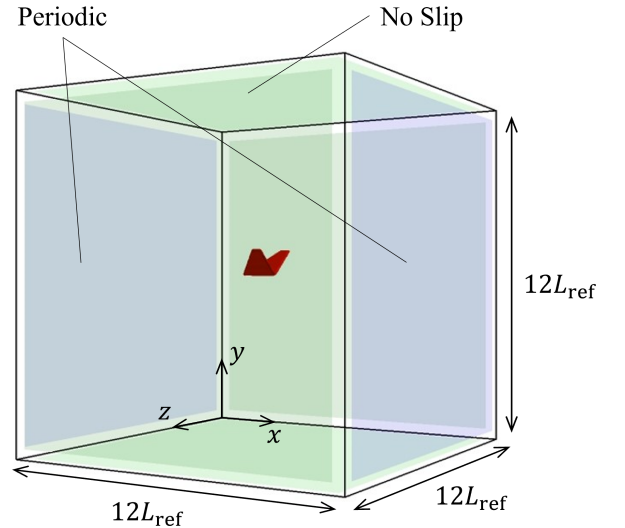


Fig. 4 Computational domain for free flight simulations of a butterfly-like 3D flapping wing-body model.

Table 2 Governing parameters and spatial and temporal resolutions.

$Re$	$Fr$	$N_M$	$WR$	$L_{\text{ref}}$	$T$
300	8.82	38	0.1	$50\Delta x$	$6000\Delta t$
1000	2.87	5.03	0.1	$120\Delta x$	$12000\Delta t$

## 5. 計算結果と考察

### 5.1. fruit fly のパラメータを用いた自由飛翔

本節では、計算負荷が小さい fruit fly のパラメータを使用し、翼基部にバネを導入することによる実効迎角への影響の調査、継続的な自由飛翔の可能性の検証を行う。本研究におけるモデルと翼基部を固定したモデル ( $N_K^{\text{at}} \rightarrow \infty$  に相当、以下、Rigid model と呼ぶ) による胸部中心の軌跡を示す。胸部の最大ピッチング角  $\alpha_m = 60^\circ$  での結果を Fig. 5(a) に、 $\alpha_m = 90^\circ$  での結果を Fig. 5(b) に示す。これより、 $N_K^{\text{at}}$  によって飛翔形態が異なり、 $N_K^{\text{at}}$  が小さすぎると落下し、適切な  $N_K^{\text{at}}$  においては安定した自由飛翔ができることが確認できる。また、Rigid model と比較すると、 $N_K^{\text{at}} = 14.0$  では前進・上昇距離ともに向上し、 $N_K^{\text{at}} = 30.0$  においては同程度となることがわかる。

さらに、翼基部の無次元バネ定数  $N_K^{\text{at}}$  と  $2.0 \leq t/T \leq 7.0$  における飛翔距離の平均値の関係を Fig. 5(c) に示す。これより、 $\alpha_m = 60, 90^\circ$  ともに  $N_K^{\text{at}} = 4.0, 14.0$  で2つのピークがあることがわかる。また、 $\alpha_m = 90^\circ$  での結果では、飛翔距離は  $N_K^{\text{at}}$  が大きくなるにつれて  $N_K^{\text{at}} \rightarrow \infty$  の結果に収束していくことが確認できる。これは  $N_K^{\text{at}}$  が大きくなることで、取付角があまり変化せず、モデルが  $N_K^{\text{at}} \rightarrow \infty$  の場合と近い運動をするためだと考えられる。なお、図には記載していないが、 $\alpha_m = 60^\circ$  の結果でも同様である。

興味深いことに、 $N_K^{\text{at}} = 14.0$ 、 $\alpha_m = 60^\circ$  での結果は、 $\alpha_m = 90^\circ$  の Rigid model の結果よりも上昇距離は小さいものの、前進距離は大きくなっている。このことをより詳細に調べるために、 $N_K^{\text{at}} = 14.0$ 、 $\alpha_m = 60^\circ, 90^\circ$  の実効迎角と推力・揚力を Rigid model、 $\alpha_m = 90^\circ$  と比較する。

$2.0 \leq t/T \leq 3.0$  におけるモデルの胸部のピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  と実効迎角  $\beta$  の時間変化を Fig. 6(a) に示す。網掛け部分は翼の振り下ろし、網掛けのない部分は振り上げを表す。各モデルの自由飛翔の様子を Fig. 6(b) に示す。Fig. 6 より、モデルは  $\theta_{\text{pitch}}$  に加え、翼と胸部の取付角を変化させ、より大きな  $\beta$  を達成していることがわかる。また、 $\alpha_m = 90^\circ$  での本モデルと Rigid model の自由飛翔の様子を比較しても、本モデルはより大きな  $\beta$  を達成しながら羽ばたいていることが確認できる。

Fig. 7 に翼基部の無次元バネ定数  $N_K^{\text{at}} = 14.0$  での  $2.0 \leq t/T \leq 3.0$  における推力係数  $C_T$ 、揚力係数  $C_L$  の時間変化を示す。なお、 $C_T$ 、 $C_L$  を以下のように定義し、 $F_x$ 、 $F_y$  はそれぞれモデルに加わる  $x$  方向、 $y$  方向の流体力とする。

$$C_T = \frac{F_x}{0.5\rho_f U_{\text{ref}}^2 L_{\text{ref}}^2}, \quad (30)$$

$$C_L = \frac{F_y}{0.5\rho_f U_{\text{ref}}^2 L_{\text{ref}}^2}. \quad (31)$$

Fig. 7 より、本モデルは Rigid model と比較してより大きな  $C_T$ 、 $C_L$  のピークがあることがわかる。また、カーブの形も

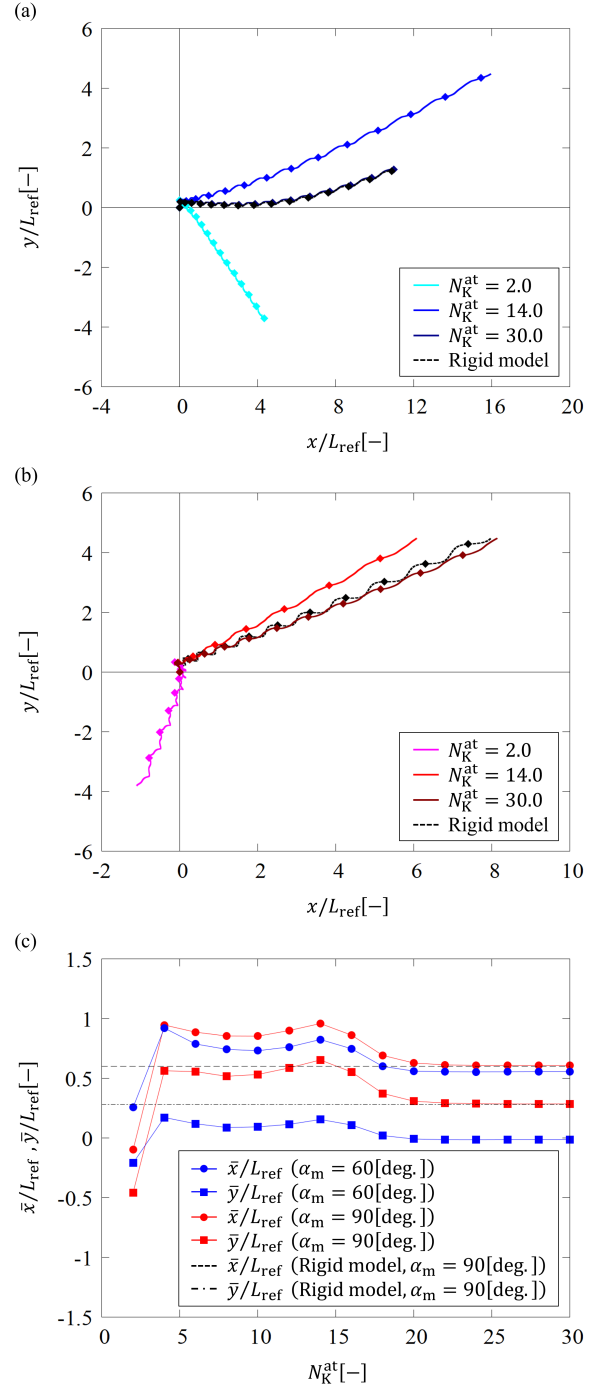


Fig. 5 Trajectories of the center of mass (COM) of the thorax: (a)  $\alpha_m = 60^\circ$ ; (b)  $\alpha_m = 90^\circ$ . The initial position of the COM is denoted by  $(x/L_{\text{ref}}, y/L_{\text{ref}}) = (0, 0)$ , and the symbols on the trajectory indicate the position of the COM when the wings are at top dead point. (c) Relationship between the flying distance of the model averaged over  $2.0 \leq t/T \leq 7.0$  and the spring constant  $N_K^{\text{at}}$  for the wing root flexibility.

Rigid model と大きく異なっており、これは実効迎角の変化によるものだと考えられる。Fig. 6(b) の  $t/T = 2.2$  を見る

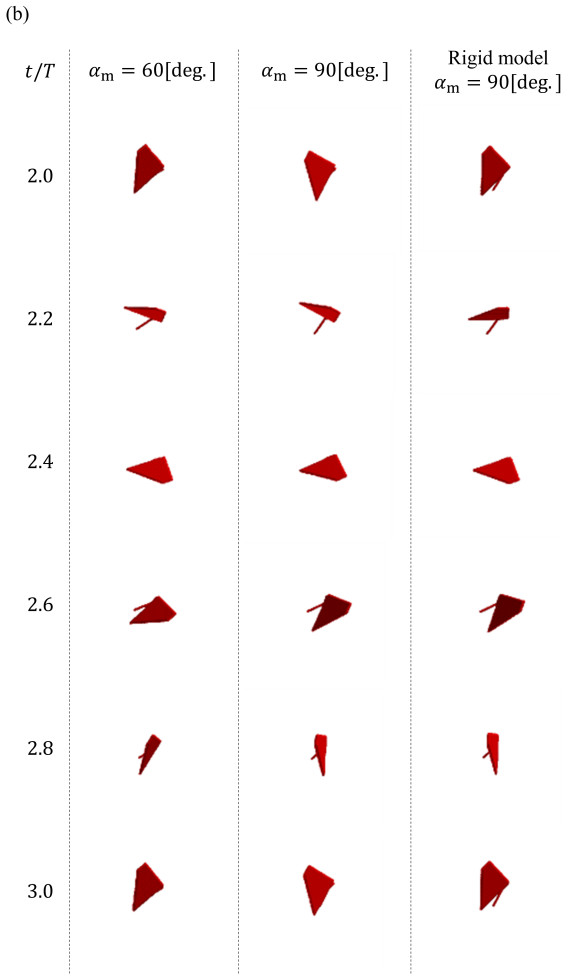
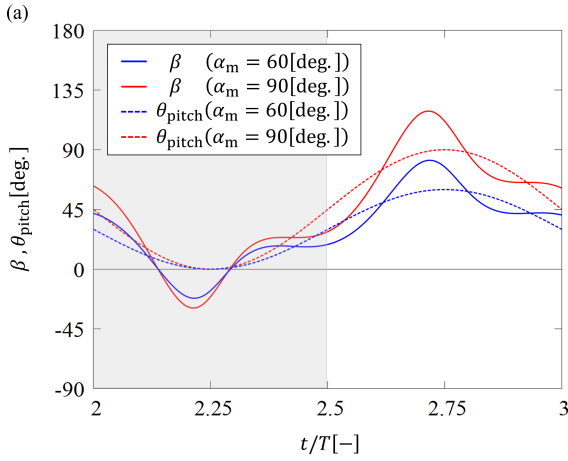


Fig. 6 (a) Time variations of the effective angle of attack and the pitching angle of the thorax for  $N_K^{\text{at}} = 14.0$  and  $2.0 \leq t/T \leq 3.0$ ; (b) snapshots of the wing-body model viewed from the right side of the model.

と、Rigid model は翼を真下に振り下ろしているのに対し、本モデルは  $\alpha_m = 60, 90^\circ$  ともに翼を振り下ろす方向がやや後ろ向きになっている。このため、正の推力が発生し、振り下ろしの際にも  $C_T$  に小さなピークがみられると考えられる。振り上げの際は、 $\alpha_m$  により挙動が異なる。Fig. 6(b) の

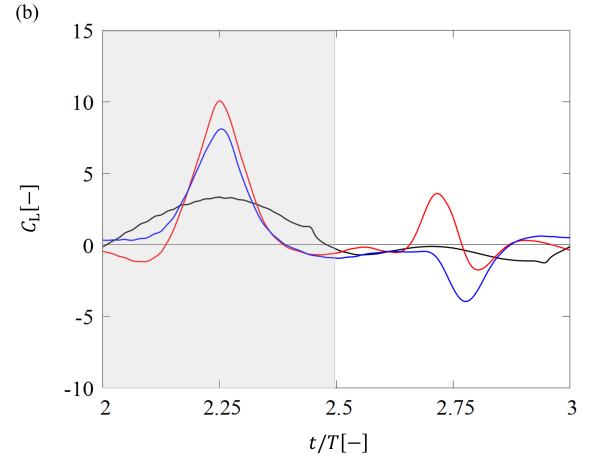
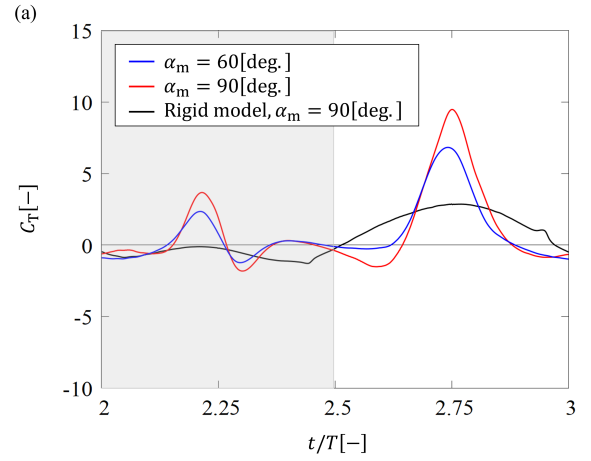


Fig. 7 Time variations of (a) the thrust coefficient  $C_T$  and (b) the lift coefficient  $C_L$  for  $N_K^{\text{at}} = 14.0$ .

$t/T = 2.8$  を見ると、 $\alpha_m = 90^\circ$  では翼を真後ろに振り上げているが、 $\alpha_m = 60^\circ$  ではやや上向きに振り上げている。このため、負の揚力が発生し、 $\alpha_m = 60^\circ$  での飛翔では振り上げ時に揚力に負のピークがみられると考えられる。以上より、Fig. 5 のように、 $\alpha_m = 60, 90^\circ$  ともに Rigid model よりも大きく前進しているが、上昇距離において  $\alpha_m = 60^\circ$  では Rigid model よりも小さくなっていると考えられる。

## 5.2. Pieris rapae のパラメータを用いた自由飛翔

本節では、計算パラメータ (Reynolds 数等) を実際の蝶 (Pieris rapae) を想定したパラメータに変更し、自由飛翔における影響を調べる。本研究におけるモデルと Rigid model による胸部中心の軌跡を示す。胸部の最大ピッチング角  $\alpha_m = 60^\circ$  での結果を Fig. 8(a) に、 $\alpha_m = 90^\circ$  での結果を Fig. 8(b) に示す。なお、翼基部の無次元バネ定数は  $N_K^{\text{st}} = 0.27, 1.85, 3.98$  とする。この値は、Fig. 3 に示した台形翼の翼基部回りの固有角振動数と羽ばたき周波数の比が、fruit fly のパラメータにおける  $N_K^{\text{st}} = 2.0, 14.0, 30.0$  と同程度になるように設定する (付録 A 参照)。Fig. 8 を見ると、fruit fly の結果と同様に、 $N_K^{\text{st}}$  によって飛翔形態が異なることが確認できる。また、Fig. 5 の fruit fly の結果と比較して、胸部の重心が大きく上下に揺れていることがわかる。これは、流体の質量に比べ、



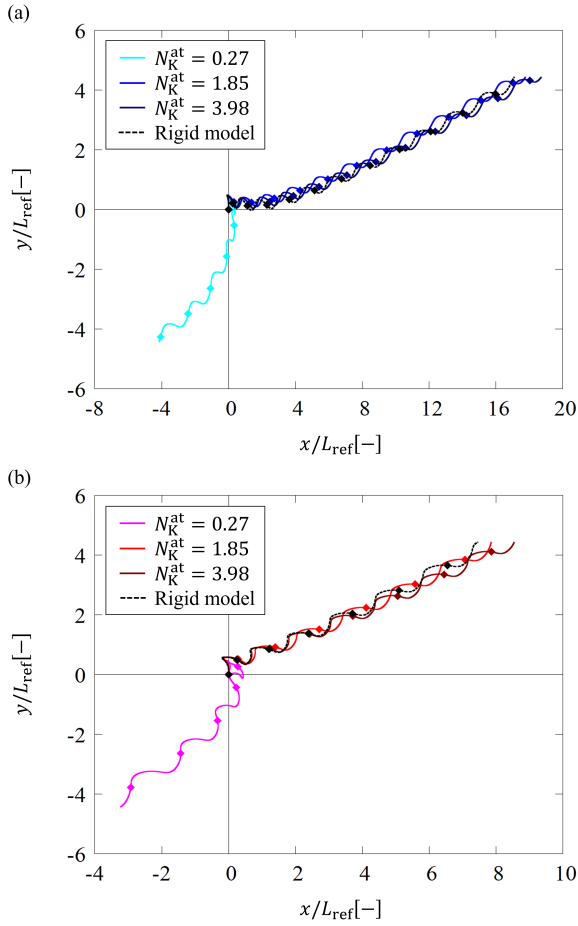


Fig. 8 Trajectories of the center of mass (COM) of the thorax: (a)  $\alpha_m = 60^\circ$ ; (b)  $\alpha_m = 90^\circ$ . The initial position of the COM is denoted by  $(x/L_{\text{ref}}, y/L_{\text{ref}}) = (0, 0)$ , and the symbols on the trajectory indicate the position of the COM when the wings are at top dead point.

モデルの質量が比較的小さいため、翼を振り上げたり振り下ろしたりする際の胴体の移動距離が大きくなるのが原因であると考えられる。また、Rigid modelと比較すると、本モデルは  $N_K^{\text{at}} = 1.85$  において前進・上昇距離ともに向上していることがわかる。これより、fruit flyの結果と同様、翼基部にバネを導入することでモデルの飛翔距離が向上することがわかった。

$2.0 \leq t/T \leq 3.0$  における翼基部の無次元バネ定数  $N_K^{\text{at}} = 1.85$  でのモデルの胸部のピッチング角  $\theta_{\text{pitch}}$  と実効迎角  $\beta$  の時間変化を Fig. 9(a) に示す。胸部の最大ピッチング角  $\alpha_m = 60^\circ, 90^\circ$  での本モデル、および Rigid model の自由飛翔の様子を Fig. 9(b) に示す。Fig. 9を見ると、モデルは  $\theta_{\text{pitch}}$  に加え、翼と胸部の取付角を変化させ、より大きな  $\beta$  を達成していることがわかる。しかし、Fig. 6 の fruit fly の結果と比較すると、Pieris rapae の場合は取付角の変化が小さく、 $\theta_{\text{pitch}}$  と  $\beta$  の差も小さくなっている。これは胴体の振動による翼端速度の減少に伴い、翼に対する抗力が小さくなったことが原

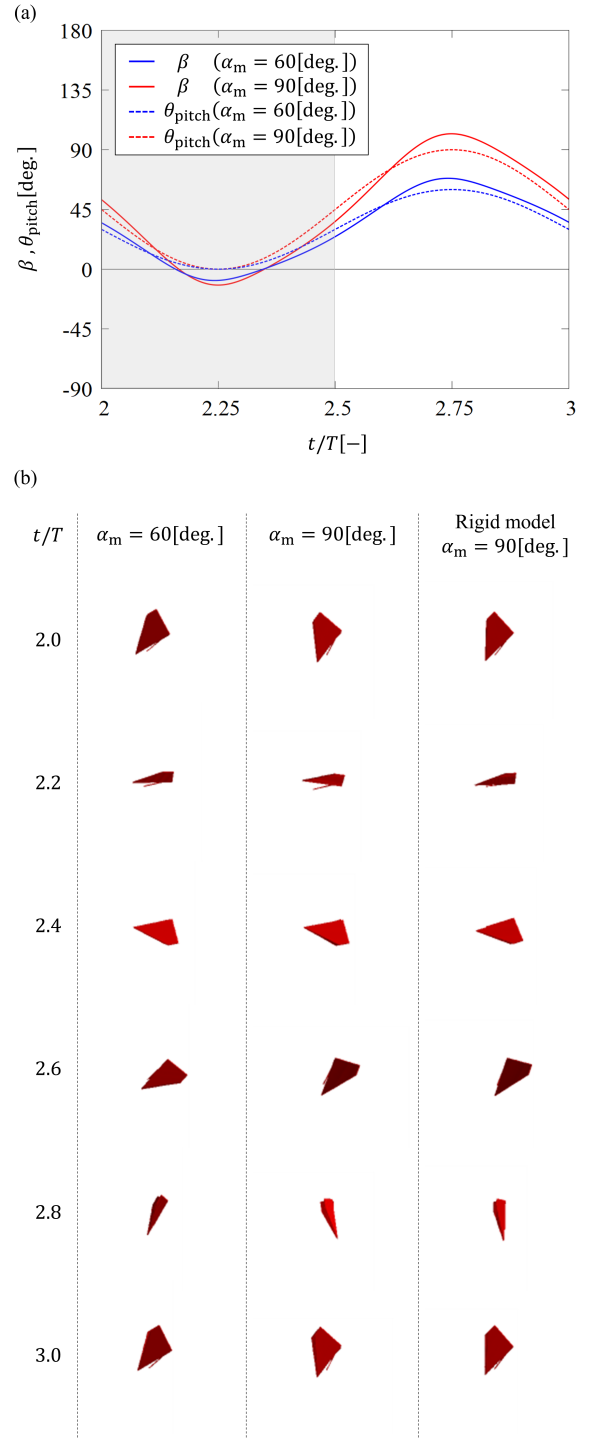


Fig. 9 (a) Time variations of the effective angle of attack and the pitching angle of the thorax for  $N_K^{\text{at}} = 1.85$  and  $2.0 \leq t/T \leq 3.0$ ; (b) snapshots of the wing-body model viewed from the right side of the model.

因だと考えられる。

Fig. 10 に翼基部の無次元バネ定数  $N_K^{\text{at}} = 1.85$  での  $2.0 \leq t/T \leq 3.0$  における推力係数  $C_T$ 、揚力係数  $C_L$  の時間変化を示す。Fig. 7 の fruit fly の結果と比較して、Pieris rapae の場合は  $C_T$ 、 $C_L$  ともに小さくなっている。これも胴体の振動に

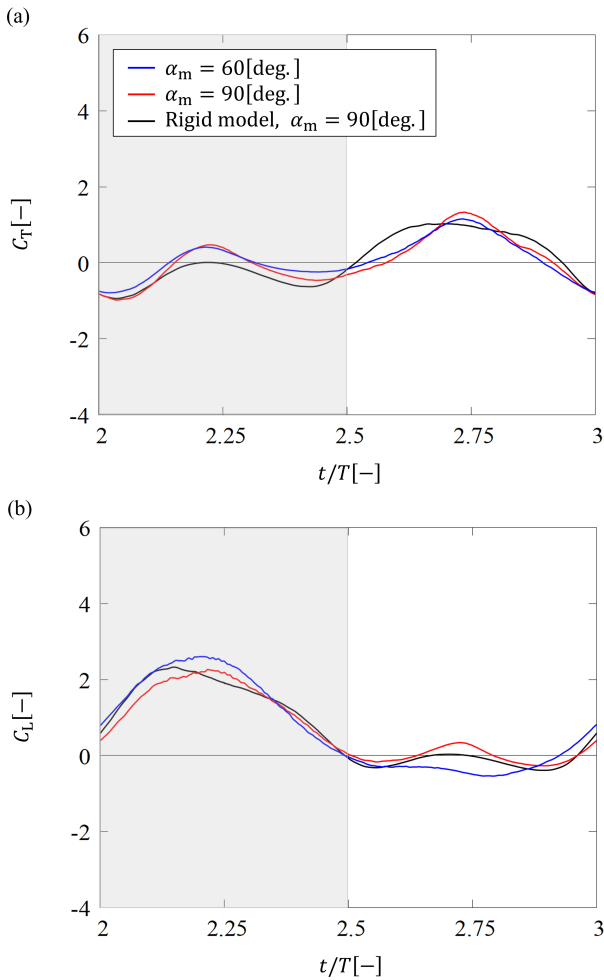


Fig. 10 Time variations of (a) the thrust coefficient  $C_T$  and (b) the lift coefficient  $C_L$  for  $N_K^{\text{at}} = 1.85$ .

よる翼端速度の減少が原因であると考えられる。また、胸部の最大ピッチング角  $\alpha_m = 60^\circ$  での飛翔と  $\alpha_m = 90^\circ$  での飛翔と比較すると、 $C_T$  に関しては大きな違いはみられなかった。 $C_L$  に関しては  $\alpha_m = 60^\circ$  での飛翔の方が  $\alpha_m = 90^\circ$  での飛翔より大きなピークを持つことがわかった。しかし、fruit fly の結果と同様、振り上げの際に負の  $C_L$  が発生するため、上昇距離は伸びていないと考えられる。

Fig. 11 に *Pieris rapae* のパラメータを使用した自由飛翔時の渦の可視化を示す。Fig. 11 より渦は翼の振り下ろし時には、蝶の下方方向に剥離し、翼の振り上げ時には蝶の後方に剥離している。胸部の最大ピッチング角  $\alpha_m = 60^\circ$  では  $\alpha_m = 90^\circ$  での飛翔に比べて、翼の振り上げ時の渦の剥離がやや上向きになっており、このことから振り上げ時の揚力低下が説明できる。しかし、いずれの結果も剥離した渦は、渦輪として後方へ流れていき、実際の蝶を用いた可視化実験<sup>(26)</sup>と同様に、振り下ろしにより生じた渦輪は地面に平行、振り上げにより生じた渦輪は地面に垂直となっている。以上より、振り下ろし時に揚力、振り上げ時に推力を発生さ

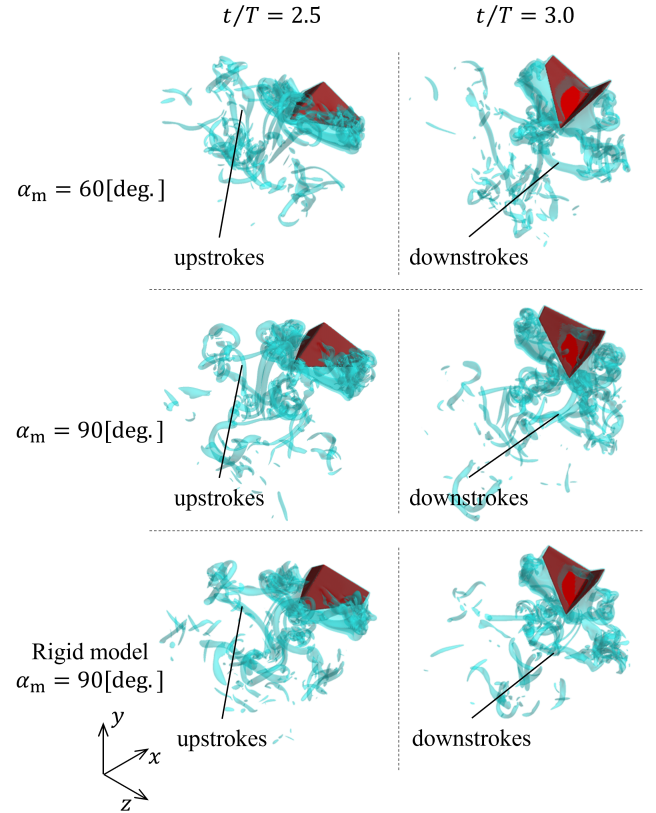


Fig. 11 Vortex structures ( $|\nabla \times \mathbf{u}| = 10.0U_{\text{ref}}/L_{\text{ref}}$ ) around the present model at  $t/T = 2.5$  and  $3.0$ .

せる渦の剥離の仕方をしている。

このことから、実際の蝶の計算パラメータに変更しても安定して飛翔でき、推力・揚力が向上することがわかった。今後、腹部の相対角による胸部のピッチング制御を加え、より実際の蝶に近づけることが課題である。

## 6. おわりに

蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルにおいて、翼基部の筋肉をねじりバネとして単純化し、翼と胸部の取付角が受動的に変化するモデルを構築し、自由飛翔の数値計算を行い、胸部のピッチング運動に対する翼基部の柔軟性が飛翔に与える影響を調査した。

まず、翼基部にねじりバネを導入し、翼と胴体の取付角が変化するモデルを用いて、fruit fly を想定したパラメータ ( $Re = 300$ ) に対して計算を行った。その結果、適した柔軟性に対して、推力・揚力が向上することがわかった。

次に、*Pieris rapae* を想定した計算パラメータに変更し、 $Re = 1000$  に対して計算を行った。その結果、実際の蝶に近づけた場合でも、翼基部の柔軟性によって、実効的な迎角が増加し、推力・揚力が向上することがわかった。

今後の課題としては、腹部の相対角による胸部のピッチング制御を加え、より実際の蝶に近づけることが挙げられる。

## 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（課題番号：hp220037）を利用して実施した。

信州大学大学院の石崎攻氏（現所属：スズキ株式会社）に翼基部を固定したモデルに関するプログラムの提供を受けました。

## 付録 A 蝶のパラメータにおける翼基部のバネの選定

羽ばたき運動中における翼基部の柔軟性とバネ定数の関係はモデルの翼基部回りの固有角振動数と羽ばたき周波数によって変化する。そこで、本研究では *Pieris rapae* のパラメータを用いたモデルにおける翼基部のバネ定数を決定する際、モデルの翼基部回りの固有角振動数と羽ばたき周波数の比を用いる。

本モデルにおける羽ばたき周波数  $\omega_f$  は以下の式で与えられる。

$$\omega_f = \frac{2\pi}{T}. \quad (32)$$

また、翼の固有角振動数  $\omega_n$  は翼基部回りの慣性モーメント  $I_w$  を用いて以下の式で表される。

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K_{at}}{I_w}}, \quad (33)$$

ここで、 $I_w$  は

$$I_w = \frac{1}{12L_{tip} + 12L_{root}} \left[ M_w \left\{ 12(L_{root} + L_{tip})(L_t - l_0)^2 - 4(L_{root}^2 + L_{root}L_{tip} - 2L_{tip}^2)(L_t - l_0) + L_{root}^3 + L_{root}^2L_{tip} - 2L_{root}L_{tip}^2 + 2L_{tip}^3 + L_w^2(L_{root} + 3L_{tip})(1 - \cos(2\theta(t))) \right\} \right], \quad (34)$$

で表される。なお、 $L_t, l_0$  は 2.1 節で、 $L_{tip}, L_{root}, L_w$  は 2.2 節で、 $\theta$  は 2.3 節で、 $M_w$  は 3.2 節で定義されているものと同じものを用いる。この値はモデルの羽ばたき角  $\theta$  によって変化するので、本研究では  $I_w$  の 1 周期での時間平均  $\bar{I}_w$  を用いる。以上より、固有角振動数と羽ばたき周波数の比は以下の式で表される。

$$\frac{\omega_f}{\omega_n} = \frac{2\pi}{T} \sqrt{\frac{\bar{I}_w}{K_{at}}}. \quad (35)$$

この値が fruit fly のパラメータと *Pieris rapae* のパラメータで一致するようにバネ定数を決定する。

## 参考文献

- (1) Ma, K. Y., Chirarattananon, P., Fuller, S. B. and Wood, R. J. : Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot, *Science*, **340**(2013), pp. 603–606.
- (2) Ristroph, L. and Childress, S. : Stable hovering of a jellyfish-like flying machine, *J. R. Soc. Interface*, **11**(2014), 20130992 (7pp).
- (3) Chen, Y., Zhao, H., Mao, J., Chirarattananon, P., Helbling, E. F., Hyun, N. P., Clarke, D. R. and Wood, R. J. : The first controlled flight of a microrobot powered by soft artificial muscles, *Nature*, **575**(2019), pp. 324–329.
- (4) 飯間信 : 昆虫飛翔の物理, *物性研究*, **77**(2001), pp. 447–503.
- (5) Dudley, R. : *The biomechanics of insect flight*, Princeton University Press, (2000).
- (6) Weis-Fogh, T. : Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production, *J. Exp. Biol.*, **59**(1973), pp. 169–230.
- (7) Lighthill, J. : On the Weis-Fogh mechanism of lift generation, *J. Fluid Mech.*, **60**(1973), pp. 1–17.
- (8) Dickinson, M. H., Lehmann, F-O. and Sane, S. P. : Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, *Science*, **284**(1999), pp. 1954–1960.
- (9) Liu, H. and Kawachi, K. : A numerical study of insect flight, *J. Comput. Phys.*, **146**(1998), pp. 124–156.
- (10) Gao, N., Aono, H. and Liu, H. : Perturbation analysis of 6DoF flight dynamics and passive dynamic stability of hovering fruit fly *Drosophila melanogaster*, *J. Theor. Biol.*, **270**(2011), pp. 98–111.
- (11) 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.
- (12) Nakatani, Y., Suzuki, K. and Inamuro, T. : Flight control simulations of a butterfly-like flapping wing-body model by the immersed boundary-lattice Boltzmann method, *Comput. Fluids*, **133**(2016), pp. 103–115.
- (13) Senda, K., Obara, T., Kitamura, M., Yokoyama, N., Hirai, N. and Iima, M. : Effects of structural flexibility of wings in flapping flight of butterfly, *Bioinspir. Biomim.*, **7**(2012), 025002 (15pp).
- (14) Obara, Y. and Nakagoshi, M. : Studies on the mating behavior of the cabbage white butterfly, *Pieris rapae crucivora* boisduval. IV. Anatomical identification of the muscles responsible for the mate-refusal posture, *Zoological Magazine*, **83**(1974), pp. 231–242.

- (15) Obara, Y. : Mating behavior of the cabbage white butterfly, *Pieris rapae crucivora* VI. Electrophysiological decision of muscle functions in wing and abdomen movements and muscle output patterns during flight, *J. comp. Physiol.*, **102**(1975), pp. 189–200.
- (16) 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.
- (17) 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, *Bioinsp. Biomim.*, **14**(2019), 036003 (15pp).
- (18) 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.
- (19) Suzuki, K., Okada, I. and Yoshino, M. : Effect of wing mass on free flight of a butterfly-like model using immersed boundary–lattice Boltzmann simulations, *J. Fluid Mech.*, **877**(2019), pp. 614–647.
- (20) 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).
- (21) Hirohashi, K. and Inamuro, T. : Hovering and targeting flight simulation of a dragonfly-like flapping wing–body model by the immersed boundary–lattice Boltzmann method, *Fluid Dyn. Res.*, **49**(2017), 045502 (16pp).
- (22) Ota, K., Suzuki, K. and Inamuro, T. : Lift generation by a two-dimensional symmetric flapping wing: immersed boundary–lattice Boltzmann simulations, *Fluid Dyn. Res.*, **44**(2012), 045504 (27pp).
- (23) Suzuki, K., Aoki, T. and Yoshino, M. : Effect of wing mass in free flight of a two-dimensional symmetric flapping wing–body model, *Fluid Dyn. Res.*, **49**(2017), 055504 (17pp).
- (24) Wang, Z., Fan, J. and Luo, K. : Combined multi-direct forcing and immersed boundary method for simulating flows with moving particles, *Int. J. Multiphase Flow*, **34**(2008), pp. 283–302.
- (25) 稲室隆二, 吉野正人, 鈴木康祐 : 格子ボルツマン法入門 –複雑境界および移動境界流れの数値計算法–, 丸善出版 (2020), pp. 52–58.
- (26) Johansson, L. C. and Henningsson, P. : Butterflies fly using efficient propulsive clap mechanism owing to flexible wings, *J. R. Soc. Interface*, **18**(2021), 20200854 (10pp) .