

埋め込み境界－格子ボルツマン法を用いた蝶を模した羽ばたき翼－ 胴体モデルの羽ばたき飛翔における翼長方向の翼の柔軟性の影響

Effect of span-wise wing flexibility on the flapping flight of a butterfly model using immersed boundary – lattice Boltzmann simulations

- 津江 耕太郎, 信州大院, 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail : 18w4041g@shinshu-u.ac.jp
鈴木 康祐, 信州大工, 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail : kosuzuki@shinshu-u.ac.jp
吉野 正人, 信州大工, 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail : masato@shinshu-u.ac.jp

Kotaro Tsue, Graduate School of Science and Technology, Shinshu University, Nagano 380-8553

Kosuke Suzuki, Institute of Engineering, Academic Assembly, Shinshu University, Nagano 380-8553

Masato Yoshino, Institute of Engineering, Academic Assembly, Shinshu University, Nagano 380-8553

Wing flexibility is one of the important factors not only for lift and thrust generation and enhancement in flapping flight but also for development of micro air vehicles with flapping wings. In this study, we construct a wing with span-wise flexibility by connecting two rigid plates with a torsion spring and investigate the effect of the span-wise wing flexibility of a butterfly-like flapping wing-body model by using an immersed boundary-lattice Boltzmann method. First, we investigate the effects of the spring stiffness on the aerodynamic performance when the body of the model is fixed. We find that the time-averaged lift and thrust forces increase as the wing flexibility decreases, and there is an appropriate range of wing flexibility where the time-averaged lift and thrust forces are larger than those of the rigid wings. This is because the wing-tip path and the wing-tip speed increase at the appropriate value of the spring stiffness. However, the efficiency is smaller than that of the rigid wing in all cases due to large energy consumption. In addition, we investigate the effect of the wing flexibility for various locations of torsion spring. As a result, the effect of wing flexibility is diminished as the torsion spring gets closer to the wing tip. Furthermore, we investigate the effect of the wing flexibility for various Reynolds numbers. As a result, we find that the wing flexibility which gives the maximum force depends on the Reynolds number. Next, we simulate free flights when the body can only move translationally. We find that the model with the flexible wings at an appropriate value of the spring stiffness can fly over a little more distance than that for the rigid wings. Finally, we simulate free flights when the body can move translationally and rotationally. It is found that the model for any value of spring stiffness gives an increasing pitch motion and consequently gets off-balance.

1. 緒言

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、蠅の羽ばたき運動を利用した MAV⁽¹⁾ や、クラゲの動きを参考にして羽ばたく MAV⁽²⁾ が自由飛翔に成功する例が報告されており、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。

昆虫の羽ばたき運動において翼には慣性力、弾性力、および流体力が加わり複雑な変形が生じている。この翼の変形は翼周りの流体の挙動を変化させ、得られる揚力、推力等に大きく影響すると考えられ、これまでに多くの研究がなされている。Zhao et al.⁽³⁾ は剛体である前縁と柔軟なプラスチックの板を組み合わせた翼を作って実験を行っており、柔軟翼の方が剛体翼よりも僅かに大きな揚力が得られることを示している。数値計算による研究も盛んに行われており、Zheng et al.⁽⁴⁾ は実際の蝶の翼の変形を観察し、それを計算モデルに強制させ数値計算を行うことで翼の柔軟性の影響を調べている。その結果、蝶の一定速度の前進飛行において、翼のねじれが効率を向上させる役割の大部分を担っていることを示している。Eldredge et al.⁽⁵⁾ は 2 枚の剛体翼をバネで蝶番のように繋げた二次元のモデルを用いている。このモデルは、バネ

定数を変化させることで、翼の柔軟性を変化させることができる。Cheng et al.⁽⁶⁾ は Eldredge et al.⁽⁵⁾ のモデルを三次元に拡張し計算を行っている。その結果、翼弦方向の柔軟性は得られる揚力を小さくしてしまうが、少ない動力で羽ばたけるようになることを示した。特に、Combes et al.⁽⁷⁾ の測定結果から、ほとんどの昆虫において、翼弦方向の剛性は翼長方向の剛性に対して $\mathcal{O}(10^1) \sim \mathcal{O}(10^2)$ の規模で小さいことがわかってるため、翼弦方向の柔軟性に注目した研究が多くなされている。しかし、前述の通り、実際の昆虫のもつ翼の変形は複数の要素を複雑に含んでいる。Nakata and Liu⁽⁸⁾ はスズメガを模した数値計算モデルを用いて、翼の変形について翼弦方向のカンバー、翼長方向の曲げ、およびねじれの要素に分類し、それぞれが、羽ばたき運動における揚力と効率を向上させる役割について調査している。その結果、特に翼長方向の曲げが、多くの動力を要する一方で、大きい揚力を発生させることを示している。以上の結果から、翼の翼長方向の柔軟性は羽ばたき飛翔を応用するに当たり、揚力発生に寄与する重要な要素の一つと言える。特に、蝶の場合、他の生物に比べ翼が大きく、真下に打ち降ろすことにより揚力を、後方に打ち上げることにより推力を得るダイナミックな羽ばたき方を行っている⁽⁹⁾。そのため、翼の柔軟性による変形とその影響は大きくなると考えられ、解明は必須といえる。

上記の研究はいずれもモデルの胴体を固定した状態で研究を行っている。前述の通り、羽ばたき飛翔の利点は急旋回や急発進、急停止等の加速的な運動に優れているという点にあることからモデルを自由飛翔させる研究も

行われている⁽¹⁰⁻¹²⁾。自由飛翔においても簡単な翼モデルを用いた数値計算が行われており、Suzuki et al.⁽¹³⁾は蝶の翼・胴体形状や羽ばたき方を大幅に単純化して、蝶を模した翼-胴体モデルを構築している。この翼-胴体モデルは、剛体平板の翼と棒状の胴体から成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示されている。また当研究室の青木は、Suzuki et al.⁽¹³⁾のモデルの翼に対して、剛体平板の翼を前翼部と後翼部に分割して、それをバネで接続することで翼弦方向に柔軟性をもつ柔軟翼モデルを構築した。その結果、適切な柔軟性の翼を用いて羽ばたくことで、剛体翼と同程度の距離を推進、上昇できることを報告している⁽¹⁴⁾。しかし、この柔軟翼モデルについては翼長方向の柔軟性に着目した研究はなされていない。

そこで本研究では、Suzuki et al.⁽¹³⁾の提案した蝶を模した翼-胴体モデルに Cheng et al.⁽⁶⁾と同様の方法で翼に翼長方向の柔軟性を与えることで、翼長方向の柔軟性が揚力、推力、および羽ばたき効率に与える影響を調べる。まずは、(i) 胴体を固定した状態で蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルにおける翼の柔軟性の影響を調べる。次に、(ii) 並進のみを考慮した自由飛翔における翼の柔軟性の影響を調べる。最後に、(iii) 並進運動とピッチング方向の回転運動を考慮し、翼の柔軟性が姿勢安定性へ及ぼす影響を調べる。

2. 蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデル

2.1 翼長方向の柔軟性を考慮した翼

翼長方向に柔軟性を与えた翼を Fig. 1(a) に示す。翼の形状が翼長 L 、翼端長 $2L$ の二等辺三角形であるという点で Suzuki et al.⁽¹³⁾ によって提案されたモデルと異なることに注意されたい。この翼は、厚みをもたない、二等辺三角形(翼根部)と等脚台形(翼先端部)の剛体平板をバネ定数 K のバネで繋げることで折れ曲がる構造になっている⁽⁶⁾。ここで、翼の先端部の長さを L_{tip} とする。また、翼根部に対して先端部が折れ曲がった角度を変形角 θ_w とする。 θ_w の向きは羽ばたき角 $\theta(t)$ (後述) と同じとする。本研究では、バネ定数 K を変化させることで柔軟性を変化させ、その影響を調べる。

2.2 翼と胴体の構成

蝶を模した翼-胴体モデルを Fig. 1(b) に示す。このモデルは、Suzuki et al.⁽¹³⁾ によって提案されたモデルに翼の柔軟性を与えたもので、2枚の柔軟性を与えた翼と胴体から構成される。胴体は非常に細い棒状のものとする。ここで、翼と胴体は、胴体の中点で接続している。また、胴体と2枚の翼の質量はそれぞれ m_b と m_w で一様に分布しており、モデルの総質量は $M = m_b + m_w$ とする。

2.3 羽ばたき方

本研究では、翼の翼根部に羽ばたき運動を強制させ、翼先端部は流体力、慣性力、重力、およびバネによる弾性力を受けながら翼根部に追従させることで翼の柔軟性を考慮する。翼根部の羽ばたき方は、実際の蝶を参考に、翼を下向きに打ち下ろし、真後ろに打ち上げる羽ばたき方とし、その翼の動きは、以下に示す羽ばたき角 $\theta(t)$ と迎

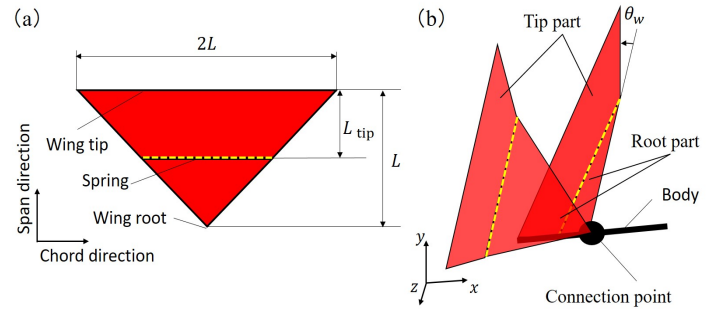


Fig. 1: Illustration of (a) a triangle wing with span-wise flexibility and (b) a butterfly-like flapping wing-body model with two flexible wings and a rod-shaped body.

角 $\alpha(t)$ の組み合わせによって表現される。

$$\theta(t) = \theta_m \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right), \quad (1)$$

$$\alpha(t) = \begin{cases} 0, & \left(0 \leq t < \frac{T}{4}\right), \\ \frac{\alpha_m}{2} \left[1 + \cos\left(\frac{2\pi}{T}t + \gamma\right)\right], & \left(t \geq \frac{T}{4}\right), \end{cases} \quad (2)$$

ここで、 θ_m は羽ばたき角振幅、 T は羽ばたき周期、 α_m は最大迎角、 γ は羽ばたき角と迎角の位相差である。本研究では、 $\theta_m = 45^\circ$ 、 $\alpha_m = 90^\circ$ 、 $\gamma = \pi/2$ とする。また、本研究においては、迎角 $\alpha(t)$ が Suzuki et al.⁽¹³⁾ で用いられているものと時刻 $0 \leq t < T/4$ でのみ異なっている。従来の $\alpha(t)$ を用いて翼に質量を与えてしまうと、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い、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、初期で迎角 $\alpha(t)$ が 0 となり、モデルが完全に静止するように Eq. (2) を用いている。

2.4 羽ばたき運動のストロークと翼端速度

本モデルにおいて、ストローク面上の翼端位置 d 、柔軟翼の平均翼端速度 $U_{\text{tip}}^{\text{flex}}$ は変形角 θ_w により変化し、それぞれ下式で表される。

$$d = (L - L_{\text{tip}}) \sin \theta + L_{\text{tip}} \sin(\theta + \theta_w), \quad (3)$$

$$U_{\text{tip}}^{\text{flex}} = \frac{1}{T} \int_0^T |\mathbf{u}_{\text{tip}}| dt, \quad (4)$$

ここで、 d は迎角に垂直をなす方向に対する、翼端座標の射影を表している。また、 \mathbf{u}_{tip} はモデルを迎角方向からみた場合の、翼端がもつ速度のベクトルであり、次式で与えられる。

$$\mathbf{u}_{\text{tip}} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} (L - L_{\text{tip}}) \cos \theta + L_{\text{tip}} \cos(\theta + \theta_w) \\ (L - L_{\text{tip}}) \sin \theta + L_{\text{tip}} \sin(\theta + \theta_w) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

3. 支配方程式

3.1 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。

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

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

ここで、 \mathbf{u} は流速、 p は圧力、 ρ_f は流体の密度、 ν 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/m³], $\nu = 1.512 \times 10^{-5}$ [m²/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、平均翼端速さ $U_{\text{tip}} = 4\theta_m L/T$ を代表速さとし、以下のように定義する。

$$Re = \frac{U_{\text{tip}} L}{\nu}. \quad (8)$$

ここで、代表速さには、変形角を $\theta_w = 0$ で一定とした場合の平均翼端速度を用いていることに注意されたい。これは、翼根部に与える羽ばたき周波数を Reynolds 数 Re によって決定するためである。

3.2 翼–胴体モデルの運動

柔軟性により動く翼先端部の運動方程式に加え、モデルを自由飛翔させた際には胴体の運動方程式を解く必要がある。本研究ではラグランジュ形式でモデルの運動方程式を立式することで、胴体と翼の間の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導出する。モデル全体 (翼 2 枚分と胴体) の運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの差をラグランジアン \mathcal{L} とし、同様に右翼先端部のラグランジアンを \mathcal{L}_{tip} とする。ただし、本研究では簡単のため、モデルの胴体の運動をモデルの前後方向である x 方向、鉛直方向である y 方向、および頭上げの方向の回転であるピッチング方向に制限する。また、左右対称に羽ばたかせるため左右の翼の変形角 θ_w は等しいものとする。従って、 θ_w については、右翼についてのみ解く。運動方程式の独立変数を胴体の中心座標 x_b, y_b 、モデルのピッチング角 θ_p 、および θ_w とすると、ラグランジュの運動方程式は下式ようになる。

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{x}_b} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial x_b} = F_x^{\text{aero}}, \quad (9)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{y}_b} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial y_b} = F_y^{\text{aero}}, \quad (10)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\theta}_p} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \theta_p} = T^{\text{aero}}, \quad (11)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}_{\text{tip}}}{\partial \dot{\theta}_w} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}_{\text{tip}}}{\partial \theta_w} = T_{\text{tip}}^{\text{aero}}, \quad (12)$$

ここで、上付きドットは時間微分を表し、 $F_x^{\text{aero}}, F_y^{\text{aero}}, T^{\text{aero}}$ 、および $T_{\text{tip}}^{\text{aero}}$ はそれぞれモデルに加わる x 方向、 y 方向の流体力、胴体中心まわりにおけるピッチング方向の流体トルク、および右翼先端部に加わる翼の折れ目まわりの流体トルクである。この方程式系の支配パラメータは、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 、Froude 数 Fr 、翼の折れ曲がる位置 CP 、

および無次元バネ定数 N_K であり、それぞれ以下のように定義する。

$$N_M = \frac{M}{\rho_f L^3}, \quad (13)$$

$$WR = \frac{m_w}{M}, \quad (14)$$

$$Fr = \frac{U_{\text{tip}}}{\sqrt{LG}}, \quad (15)$$

$$N_K = \frac{K}{\rho_f L^3 U_{\text{tip}}}, \quad (16)$$

$$CP = \frac{L - L_{\text{tip}}}{L}. \quad (17)$$

なお、 G は重力加速度であり、ここでは $G = 9.807$ [m/s²] とする。また、モデルの胴体を固定する場合、必要な運動方程式は Eq. (12) のみとなる。

3.3 支配パラメータ

この系の支配パラメータは、無次元バネ定数 N_K 、翼の折れ曲がる位置 CP 、無次元質量 N_M 、総質量に対する翼の質量比 WR 、Reynolds 数 Re 、および Froude 数 Fr の 6 つである。翼–胴体モデルの自由運動を計算するにはこの 6 つのパラメータを指定しなくてはならない。しかし、この 6 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。

$$\frac{Fr}{Re} = \frac{\nu}{\sqrt{L^3 G}}. \quad (18)$$

Eq. (18) の右辺のうち、 ν 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 を決定すれば一意に決定することに注意する。

4. 数値計算法

本研究では、流体の運動方程式である Eq. (6), (7) を数値計算するために、埋め込み境界–格子ボルツマン法⁽¹⁹⁾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⁽¹³⁾、トンボを模した羽ばたき翼–胴体モデルの研究⁽¹⁵⁾や二次元対称羽ばたき飛行の研究^(16–18)にも用いられている。この手法の詳細は参考文献⁽¹⁹⁾を参照されたい。モデルの運動方程式である Eq. (9), (10), (11), および (12) の数値積分には 2 次精度の Adams–Bashforth 法を用いた。

計算領域は、Fig. 2 に示す通り $18L \times 12L \times 12L$ の直方体領域とする。直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 $(x_b, y_b, z_b) = (0, 0, 0)$ 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⁽²⁰⁾、その領域の大きさは Suzuki et al.⁽²¹⁾と同じで、 $4L \times 4L \times 4L$ とする。本研究では Reynolds 数 $Re = 500$ で、小型の蝶 (Janatella leucodesma)⁽²²⁾ と、小型のハエ (Fruit fly)⁽²³⁾ を想定して計算を行う。それぞれのパラメータを Table 1 に示す。また、各 Re に対する格子解像度や時間解像度を Table 2 に示す。

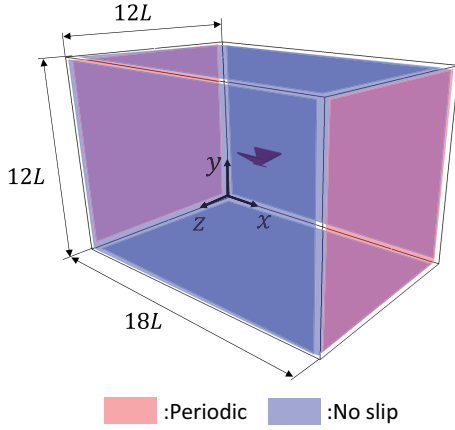


Fig. 2: Computational domain for simulations of a butterfly-like 3D flapping wing-body model.

Table 1: Parameters of a butterfly and a fly.

	Janatella leucodesma	Fruit fly
L [mm]	18.1	3.0
N_M	3.36	61
WR	0.1	0.0048
Fr/Re	1.98×10^{-3}	0.029

5. 計算結果と考察

5.1 モデル胴体を固定した羽ばたき計算

モデル胴体を計算領域中央に固定した状態で羽ばたかせることにより、蝶の羽ばたき運動における翼の翼長方向の柔軟性の影響を調べる。

まず、Janatella leucodesma を想定したモデルで Reynolds 数 $Re = 500$ において計算を行う。なお、翼の折れ曲がる位置は全翼長に対して中央の位置 ($CP = 0.5$) とする。そして、翼の翼根部と先端部を繋げるバネの無次元バネ定数 N_K を変化させ、翼長方向の柔軟性による影響を調べる。各 N_K における変形角 θ_w の時間変化を Fig. 3 に示す。 N_K が小さいほど柔軟性が大きくなり θ_w が大きくなっていく。また、 N_K が小さいほど翼が変形するタイミングが遅れていることが確認できる。

次に、翼の変形が顕著な $t/T = 9.27$ での無次元バネ定数 $N_K = 0.3, 1.0$ の柔軟翼、および剛体翼における翼周りの渦度場を Fig. 4 に示す。この図から $N_K = 1.0$ の場合では、剛体翼に比べて、発生する渦の量が多いことがわかる。また、それぞれの渦度場を観察すると、柔軟性の大きさによって、翼から剥離した渦の移動する方向が異なることがわかる。特に、 $N_K = 0.3$ の場合においては翼の変形により、上昇方向に対して横向きに渦が流れてしまっている。

次に、各 N_K における右翼の翼端中心が x - y 平面上に描く軌跡を Fig. 5 に示す。この図から、翼端の動きが柔軟性の大きさに依存していることがわかる。さらに、定量的な議論をするために、2.4 節で定義した、ストローク面上の翼端位置 d の時間変化を Fig. 6 に示す。この図より、柔軟翼の翼端が上死点、下死点へ至るタイミングと、上死点、下死点間のストローク幅が柔軟性の大きさ

Table 2: Spacial and temporal resolutions for various values of the Reynolds number Re . The wing length L and the flapping period T are multiples of the lattice spacing Δx and the time step Δt , respectively.

Re	L	T
300	$50\Delta x$	$6000\Delta t$
500	$60\Delta x$	$6000\Delta t$
700	$86\Delta x$	$8000\Delta t$
1000	$120\Delta x$	$12000\Delta t$

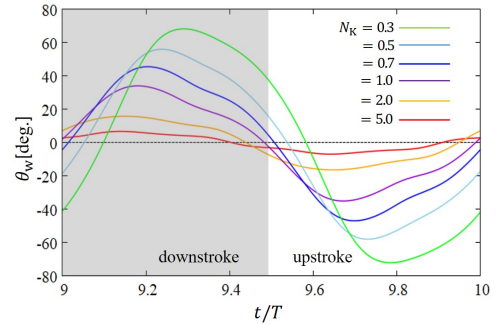


Fig. 3: Time variations of the deformation angle θ_w for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of a Janatella leucodesma ($L = 18.1$ [mm], $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed.

によって異なることがわかる。特に、 $N_K = 0.7, 1.0, 2.0$ ではストローク幅が剛体翼よりも大きいことが確認できる。

また、計算初期における過渡的な値の変動が十分排除された 10 周期目 ($9 \leq t/T \leq 10$) における柔軟翼の平均翼端速度 U_{tip}^{flex} と N_K の関係を Fig. 7 に示す。羽ばたき飛行において、1 周期の平均値が飛行性能を表す重要な指標となる。この図から、実効的な翼端速度が柔軟性の大きさに依存していることがわかる。また、 $N_K \geq 0.5$ の柔軟翼で羽ばたいた場合に翼端速度が剛体翼よりも大きくなることが確認できる。一方、 $N_K = 0.3$ の場合では、翼変形のタイミングが打ち降ろし、打ち上げ初期から大きく遅れることで、翼先端部が十分に振られず、翼端速度が小さくなることがわかる。

次に、揚力係数 C_L 、推力係数 C_T を下式のように定義し、それぞれの時間変化を Figs. 8(a), (b) に示す。なお、片翼の面積を $S = L^2$ とする。

$$C_L = \frac{F_y^{aero}}{0.5\rho_f U_{tip}^2 (2S)}, \quad (19)$$

$$C_T = \frac{F_x^{aero}}{0.5\rho_f U_{tip}^2 (2S)}. \quad (20)$$

Fig. 8 から、 $N_K = 0.3$ の場合には揚力、推力の振幅が剛体翼より小さくなっていることがわかる。これは、Fig. 4 に示されるように、翼端から剥離した渦が側方 (z 方向) へと流れ、鉛直方向や前後方向の力ではなく、左右方向の力の発生に寄与しているためだと考えられる。また、Fig. 7 からわかるように実効的な翼端速度が減少するこ

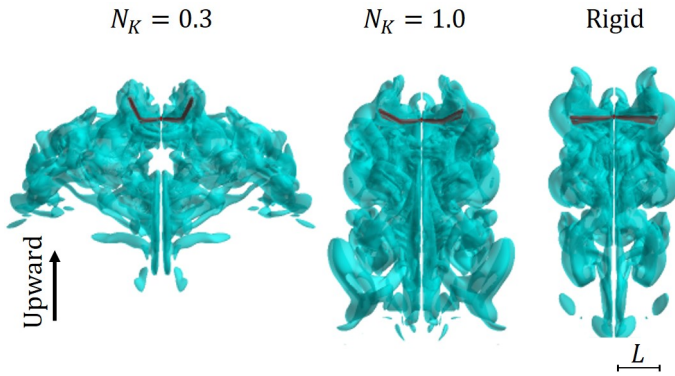


Fig. 4: The isosurface of the magnitude of the vorticity ($|\nabla \times \mathbf{u}| = 2U_{\text{tip}}/L$) around the wing-body model at $t/T = 9.27$ at various values of N_K for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of Janatella leucodesma ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) viewed from the front side of the wing-body model when the body of the model is fixed.

とも原因の一つと考えられる。一方で、 $N_K = 0.5, 0.7, 1.0$ の場合には揚力、推力の振幅が大きくなる傾向にあることがわかる。これは、Fig. 6 に示されるように、翼端が達する上死点と下死点間のストローク幅が大きいことに起因すると考えられる。また、実効的な翼端速度が増大することも原因の一つであると考えられる。

最後に、平均揚力係数 \bar{C}_L 、平均推力係数 \bar{C}_T 、平均動力係数 \bar{C}_P 、羽ばたき効率 C_{PL} を Figs. 9(a)–(d) に示す。Figs. 9(a), (b) から、適した翼の柔軟性を与えることで剛体翼より大きな揚力、推力を得られることがわかる。特に、平均した力が最大となるのは $N_K = 2.0$ のときである。また、動力係数 C_P と羽ばたき効率 C_{PL} は下式のように定義する。

$$C_P = \frac{\int_{\text{wing}} (\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{u}_{\text{local}} dS + 2K\dot{\theta}_w \theta_w}{0.5\rho_i U_{\text{tip}}^3 (2S)}, \quad (21)$$

$$C_{PL} = \frac{\sqrt{\bar{C}_L^2 + \bar{C}_T^2}}{\bar{C}_P}, \quad (22)$$

ここで、 $\boldsymbol{\sigma}$ は翼上のある一点において翼表面に働く応力テンソルであり、 \mathbf{n} は翼表面に対する単位法線ベクトル、 $\mathbf{u}_{\text{local}}$ はその翼上の点の速度である。 $\int_{\text{wing}} dS$ は全ての翼上に対して積分することを意味する。また、 $K\dot{\theta}_w \theta_w$ は翼一枚当たりの変形に消費される仕事率を表している。従って、 C_P は翼が周りの流体を駆動することで消費される仕事率と、翼変形に消費される仕事率の和を表している。Fig. 9(c) から、 C_P については、 $N_K \geq 0.5$ の柔軟翼で羽ばたいた場合に平均動力が剛体翼より大きくなることわかる。これは、Fig. 7 から、翼端速度の増大に伴って、翼先端部が消費する仕事率が増大してしまったからだと考えられる。また、Fig. 9(d) から C_{PL} については、翼に柔軟性を与えた分だけ小さくなることわかる。 $N_K = 1.0$ や $N_K = 2.0$ において得られる揚力と推力は剛体翼より大きくなるが、同じ無次元バネ定数において、消費される仕事率も同様に剛体翼より大きくなるた

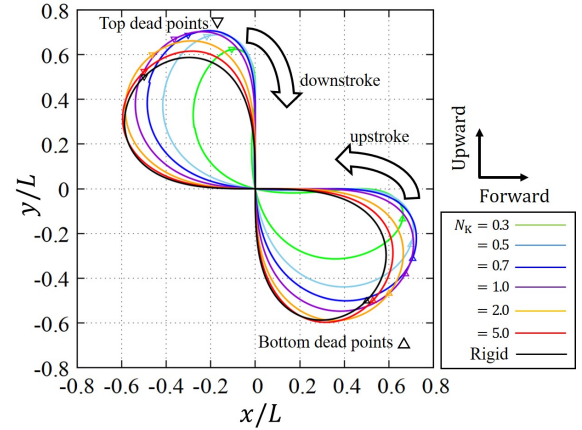


Fig. 5: The trajectories of the center of the wing-tip for each N_K for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of Janatella leucodesma ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed. The symbols on the trajectories indicate the position of center of wing-tip when the wing-tips are at top and bottom dead points.

め、その兼ね合いで、柔軟性が大きくなるほど C_{PL} が低下すると考えられる。

以上から、翼長方向に適した翼の柔軟性を与えることは、大きな動力が消費されるため非効率ではあるが、得られる揚力、推力を向上させる効果があることがわかった。なお、Fruit fly のパラメータでも同様に、胴体を固定して柔軟性の影響について調べたところ、Janatella leucodesma の結果とほぼ同じ傾向にあることが確認できた。その結果も共に Figs. 7, 9 に示している。

以上の計算では翼の折れ曲がる位置を、全翼長に対して中央の位置 ($CP = 0.5$) としたが、ここから、翼の折れ曲がる位置 CP を変更し、その影響を調べる。モデルは小型の蝶である Janatella leucodesma⁽²²⁾ が $Re = 500$ で羽ばたくことを想定する。各 CP ごとに N_K を変化した場合の \bar{C}_L 、 \bar{C}_T 、 \bar{C}_P 、および C_{PL} を Fig. 10 に示す。この図から、 N_K の大きさが同じでも、 CP が 1 に近いほど剛体翼の結果に近い値となることがわかる。また、 CP が小さくなるほど \bar{C}_L 、 \bar{C}_T の増加量と、 C_{PL} の減少量は大きくなっている。これらの結果から、折れ曲がる位置を変更し、翼先端部が短くなるほど翼長方向の柔軟性の影響も小さくなることが確認できた。以降の計算では、いずれも $CP = 0.5$ とし、翼が全翼長の中央で折れ曲がるモデルを用いる。

次に、Reynolds 数を $Re = 300, 500, 700$ 、および 1000 に変化させて各 Re における翼長方向の翼の柔軟性の影響を調べる。なお、モデルは小型の蝶である Janatella leucodesma を想定したものをを用いる。Figs. 11(a)–(d) に各 Re , N_K における剛体翼 (記号:rigid) に対する \bar{C}_L 、 \bar{C}_T 、 \bar{C}_P 、および C_{PL} を示す。なお、Figs. 10 について、各 Reynolds 数における剛体翼の平均揚力 \bar{C}_L^{rigid} 、平均推力 \bar{C}_T^{rigid} 、平均動力 \bar{C}_P^{rigid} 、羽ばたき効率 C_{PL}^{rigid} の値を Table 3 に示している。揚力、推力についてはどの Re においても適した N_K で剛体翼よりも大きくなる傾向にあることがわかる。ただし、適した N_K の値は Re ごとに異なることがわかる。また、羽ばたき効率については、いずれの Reynolds 数においても同様の傾向が得られた。

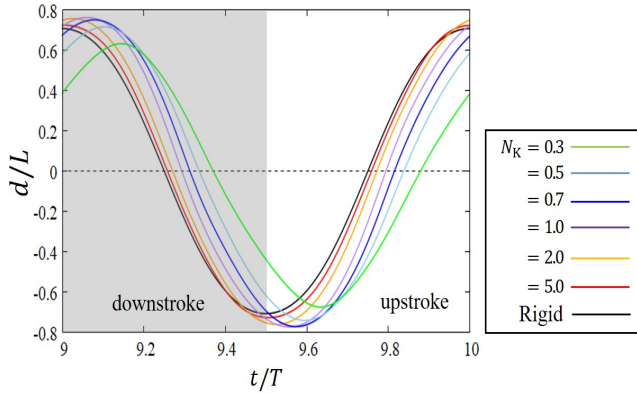


Fig. 6: Time variations of non-dimensional height of wing-tip stroke d for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of Janatella leucodesma ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed.

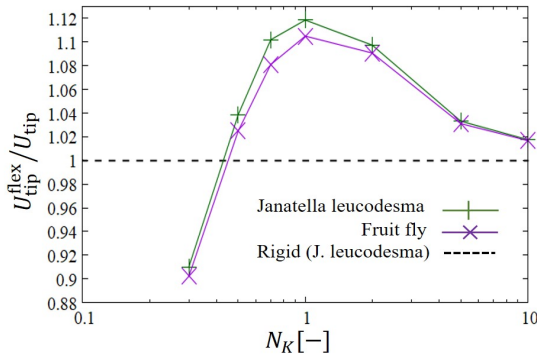


Fig. 7: Time-averaged wing-tip speed $U_{\text{tip}}^{\text{flex}}$ of flexible wing for $Re = 500$ and $CP = 0.5$ as a function of the non-dimensional spring stiffness N_K when the body of the model is fixed.

5.2 並進運動のみを考慮した自由飛翔計算

次に、Reynolds 数 $Re = 500$ においてモデルを自由飛翔させる計算を行う。なお、モデルの回転運動は考慮しない。本来ならば、小型の蝶である Janatella leucodesma のパラメータ⁽²²⁾で計算を行いたいところであるが、 Re が大きく計算負荷が大きいため、本研究では $Re = 500$ でも飛翔可能な小型のハエである Fruit fly のパラメータ⁽²³⁾を用いる。実際の蝶のパラメータでの自由飛翔の計算は今後の課題とする。また、本節では胴体固定の場合と異なり、 $0 \leq t/T \leq 9$ における計算結果を示している。これは、比較的高く飛翔できる計算ケースにおいて、9 周期以降で、マルチブロックの細領域が粗領域の境界と衝突してしまうためである。まず、自由飛翔中の各 N_K における θ_w の時間変化を Fig. 12 に示す。これは、胴体を固定した場合より僅かに小さくなる程度で、自由飛翔させたことによる大きな変化は見られなかった。

次に、 $0 \leq t/T \leq 9$ における胴体中心の軌跡を Fig. 13 に示す。この図から、 $N_K = 0.3, 0.5, 0.7$ の場合では揚力、推力が小さくなり飛びにくくなっていることがわかる。一

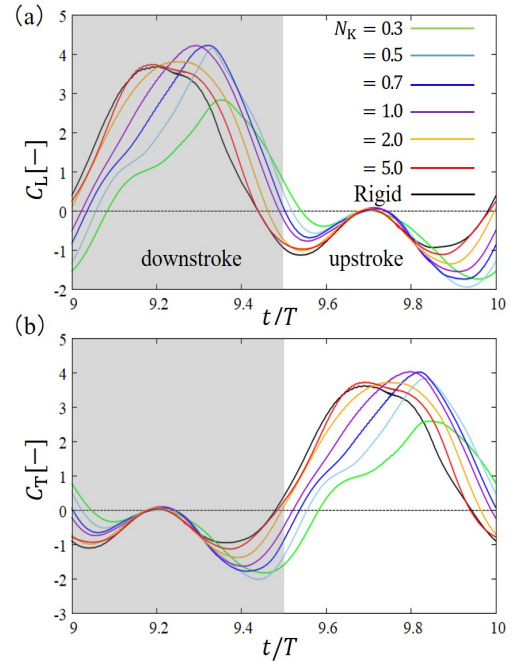


Fig. 8: Time variations of (a) lift coefficient C_L and (b) thrust coefficient C_T for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of Janatella leucodesma ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed.

方で、 $N_K \geq 1.0$ になると、剛体翼より僅かに長い距離を推進、上昇していることがわかる。特に、 $N_K = 2.0$ の場合に最も推進、上昇することができた。

次に、9 周期目 ($t/T = 9$) までにモデルが加速する過程を調べるため、 x 方向のモデル前進速度の時間変化を Fig. 14 に示す。 $N_K \geq 1.0$ の場合には、飛び立ち始めからおよそ 3 周期目までは剛体翼と近い速度で前進している一方で、時間経過するほどに、剛体翼より大きい前進速度をもつことがわかった。従って、自由飛翔の計算において、胴体固定の計算と同様に、翼長方向の柔軟性が、モデルの推進・上昇運動に寄与することが確認できた。

5.3 並進運動と回転運動を考慮した自由飛翔計算

最後に、並進運動とピッチング方向の回転運動を考慮した自由飛翔の計算を行い、翼長方向の翼の柔軟性が姿勢安定性に与える影響を調べる。計算条件は並進運動のみを考慮した計算と同様に小型のハエである Fruit fly のパラメータ⁽²³⁾を用いる。

各 N_K における胴体中心の軌跡を Fig. 15(a) に示す。この図からどの N_K においてもモデルが重力により落下していないことが確認できる。次に、 θ_p の時間変化を Fig. 15(b) に示す。なお、 $\theta_p = 0^\circ$ のとき、モデルは水平となる。この図から、 N_K の大きさに関わらず θ_p が徐々に大きくなっていくことがわかる。従って、どの N_K の値においても Suzuki et al.⁽¹³⁾ の報告にもあるようにモデルが宙返りすることが予想できる。このことから、翼長方向の柔軟性を考慮してもモデルの姿勢を保つことができないことがわかる。

6. 結言

蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルに翼長方向の翼の柔軟性を考慮し、(i) 胴体を固定した場合の翼の運動や、揚

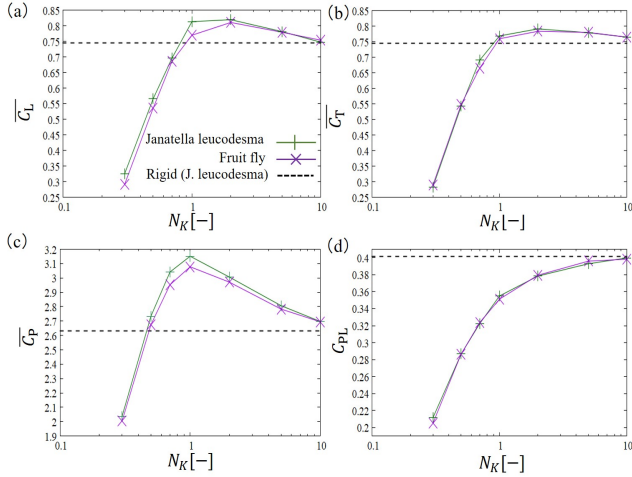


Fig. 9: (a) Time-averaged coefficient \overline{C}_L , (b) time-averaged thrust coefficient \overline{C}_T , (c) time-averaged power coefficient \overline{C}_P , and (d) power-loading coefficient C_{PL} as functions of the non-dimensional spring stiffness N_K for $Re = 500$ and $CP = 0.5$ when the body of the model is fixed.

Table 3: The time-averaged lift coefficient $\overline{C}_L^{\text{rigid}}$, the time-averaged thrust coefficient $\overline{C}_T^{\text{rigid}}$, the time-averaged power coefficient $\overline{C}_P^{\text{rigid}}$, and the power-loading coefficient C_{PL}^{rigid} obtained by the rigid wings for various values of the Reynolds number Re .

Re	$\overline{C}_L^{\text{rigid}}$	$\overline{C}_T^{\text{rigid}}$	$\overline{C}_P^{\text{rigid}}$	C_{PL}^{rigid}
300	0.718	0.688	2.91	0.341
500	0.744	0.744	2.63	0.401
700	0.773	0.767	2.60	0.419
1000	0.802	0.789	2.49	0.452

力、推力に与える影響、(ii) 胴体の並進のみを許した自由飛翔に与える影響、(iii) ピッチング方向の回転運動に与える影響の3種類の数値計算を行った。なお、翼を2枚の剛体板(翼根部、先端部)に分割し、それをバネで接続することで柔軟翼を構築し、無次元バネ定数 N_K を変化させることで翼の柔軟性を変化させた。その結果、以下のことがわかった。

(i) ではまず最初に、Reynolds 数 $Re = 500$ 、翼の折れ曲がる位置は中央($CP = 0.5$)とし、小型の蝶(Janatella leucodesma)と小型のハエ(Fruit fly)を想定して計算を行った。翼長方向に大きな柔軟性を与えると、翼端から発生した渦が側方へ流れるため、揚力と推力は小さくなってしまいが、適した柔軟性を与えることで、剛体翼よりも大きな揚力、推力が得られることがわかった。これは、翼変形によるストローク幅の増大と翼端速度の増大に起因すると考えられる。また、動力係数 C_P については翼端速度の増大に伴って、翼先端部が消費する仕事率が増え、 $N_K \geq 0.5$ の場合において、 C_P が剛体翼より大きくなることがわかった。さらに、羽ばたき効率 C_{PL} は柔軟

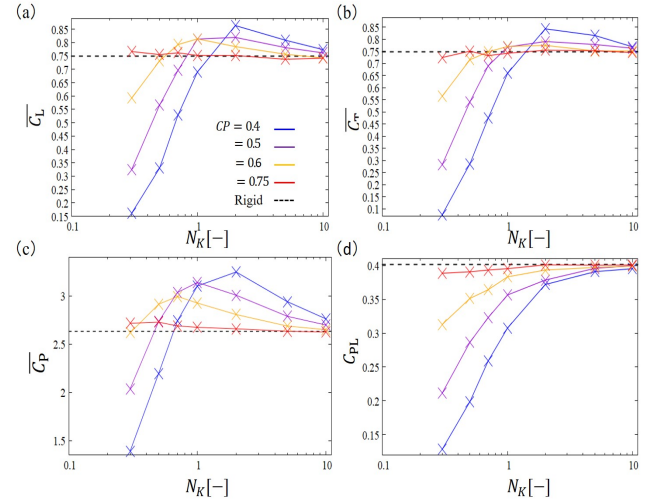


Fig. 10: (a) Time-averaged lift coefficient \overline{C}_L , (b) time-averaged thrust coefficient \overline{C}_T , (c) time-averaged power coefficient \overline{C}_P , and (d) power-loading coefficient C_{PL} at $CP = 0.4, 0.5, 0.6$, and 0.75 as functions of the non-dimensional spring stiffness N_K for $Re = 500$ and the condition of Janatella leucodesma ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed.

性が大きくなるほど低下することがわかった。よって、非効率ではあるが、適した柔軟性を与えれば、剛体翼よりも大きな揚力、推力を得られることがわかった。さらに、翼の折れ曲がる位置を変えて計算したところ、翼先端部が短いほど、翼の柔軟性の影響を受けにくくなることが確認できた。また、 Re を変化させた結果、得られる揚力、推力が最大となる適した N_K の大きさは Re ごとに異なることがわかった。しかし、 Re によらず効率は柔軟性が大きくなるほど低下した。

(ii) では、 $Re = 500$ でも飛翔可能な小型のハエ(Fruit fly)を想定して計算を行ったところ、適切な柔軟性の翼によって前進・上昇できる距離が剛体翼より向上した。

(iii) でも、小型のハエ(Fruit fly)を想定して計算を行ったところ、剛体翼、柔軟翼ともにピッチング角 θ_0 は徐々に大きくなった。よって、翼長方向の翼の柔軟性を考慮しても姿勢安定性は改善されないことがわかった。

今後の課題として、実際の蝶のパラメータでの計算などが挙げられる。

謝辞

この研究の一部は、JSPS 科研費 JP19K14885 の助成により行われました。

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).

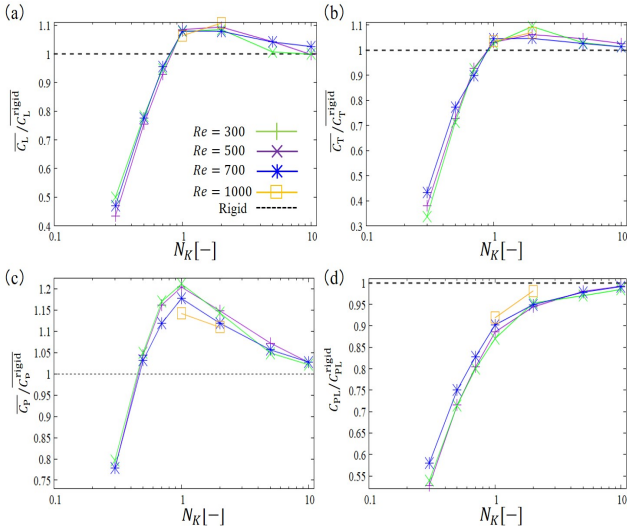


Fig. 11: The ratios of (a) time-averaged lift coefficient \overline{C}_L , (b) time-averaged thrust coefficient \overline{C}_T , (c) time-averaged power coefficient \overline{C}_P , and (d) power-loading coefficient \overline{C}_{PL} to the values for the rigid wings C_L^{rigid} , C_T^{rigid} , C_P^{rigid} , and C_{PL}^{rigid} , respectively, as functions of the non-dimensional spring stiffness N_K for $CP = 0.5$ and the condition of *Janatella leucodesma* ($L = 18.1[\text{mm}]$, $N_M = 3.36$, $WR = 0.1$) when the body of the model is fixed.

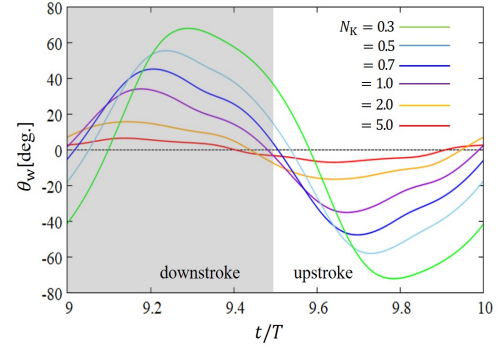


Fig. 12: Time variations of the deformation angle θ_w for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of a fruit fly ($L = 3.0[\text{mm}]$, $N_M = 61$, $WR = 0.0048$) in free flight without rotation.

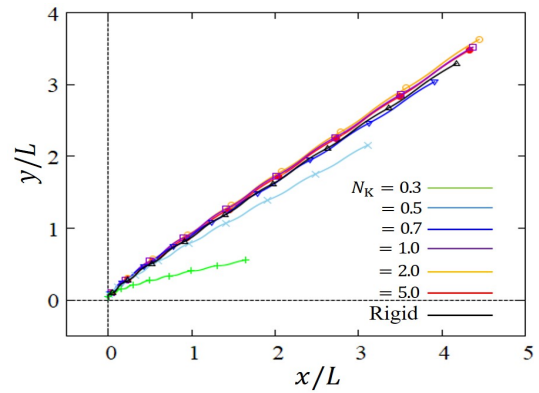


Fig. 13: The trajectories of the center of the body at various values of N_K for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of a fruit fly ($L = 3.0[\text{mm}]$, $N_M = 61$, $WR = 0.0048$) in free flight without rotation. The symbols on the trajectories indicate the position of center of body when root parts are at top dead point.

(3) Zhao, L., Huang, Q. and Deng, X., “Aerodynamic effect of flexibility in flapping wings,” *J. R. Soc. Interface* **7** (2010), pp. 485-497.

(4) Zheng, L., Hedrick, T. L. and Mittal, R., “Time-varying wing-twist improves aerodynamic efficiency of forward flight in butterflies,” *PLoS ONE* **8** (2013), e53060 (10pp).

(5) Eldredge, J. F., Toomey, J. and Medina, A., “On the role of chord-wise flexibility in a flapping wing with hovering kinematics,” *J. Fluid Mech.* **659** (2010), pp. 94-115.

(6) Cheng, X. and Lan, S., “Effects of chordwise flexibility on the aerodynamic performance of a 3D flapping wing,” *J. Bionic Eng.* **12** (2015), pp. 432-442.

(7) Combes, S. A. and Daniel, T. L., “Flexural stiffness in insect wings: Effect of wing venation and stiffness distribution on passive bending,” *American Entomologist* **51** (2005), pp. 42-44.

(8) Nakata, T. and Lui, H., “Aerodynamic performance of a hovering hawkmoth with flexible wing: a computational approach,” *Proc. R. Soc. B.* **279** (2012), pp. 722-731.

(9) 飯間, “昆虫飛翔の物理,” *物性研究* **77** (2001), pp. 447-503.

(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) Fei, Y. and Yang, J., “Importance of body rotation during the flight of a butterfly,” *Phys. Rev. E* **93** (2016), 033124 (10pp).

(12) Yokoyama, N., Senda, K., Iima, M. and Hirai N., “Aerodynamic forces and vortical structures in flapping butterfly’s forward flight,” *Phys. Fluids* **25** (2013), 021902 (24pp).

(13) Suzuki, K., Minami, K. and Inamura 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.

(14) Suzuki, K., Aoki, T. and Yoshino, M., “Effect of chordwise wing flexibility on flapping flight of a butterfly model using immersed-boundary lattice Boltzmann method,” *Phys. Rev. E* **100** (2019), 013104 (16pp).

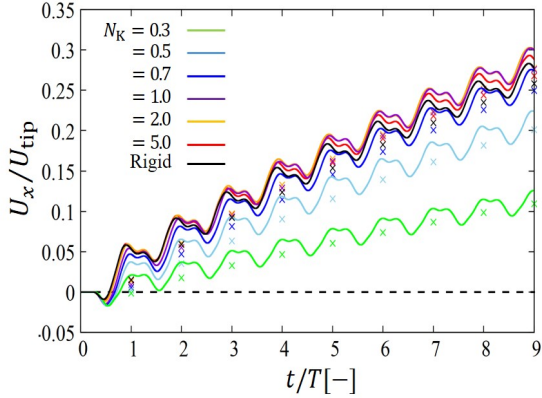


Fig. 14: The time variations of forward velocity U_x of the model for $Re = 500$ and $CP = 0.5$, and the condition of a fruit fly ($L = 3.0[\text{mm}]$, $N_M = 61$, $WR = 0.0048$) in free flight without rotation. The symbols indicate the time-averaged value in each stroke.

- (15) 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).
- (16) 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).
- (17) Kimura, Y., Suzuki, K. and Inamuro, T., “Flight simulations of a two-dimensional flapping wing by the IB-LBM,” *Int. J. Mod. Phys. C.* **25** (2014), 1340020 (8pp).
- (18) 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).
- (19) 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.
- (20) Inamuro, T., “Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows,” *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 024001 (21pp).
- (21) Suzuki, K. and Yoshino, M., “Numerical simulations for aerodynamics performance of a butterfly-like flapping wing-body model with various wing

planforms,” *Commun. Comput. Phys.* **23** (2018), pp. 951-979.

- (22) Dudley, R., “Biomechanics of flight in neotropical butterflies: morphometrics and kinematics,” *J. Exp. Biol.* **150** (1990), pp. 37-53.
- (23) Shyy, W., Lian Y., Tang, J., Viieru, D. and Liu, H., “Aerodynamics of low Reynolds number flyers,” Cambridge University Press, New York (2008).

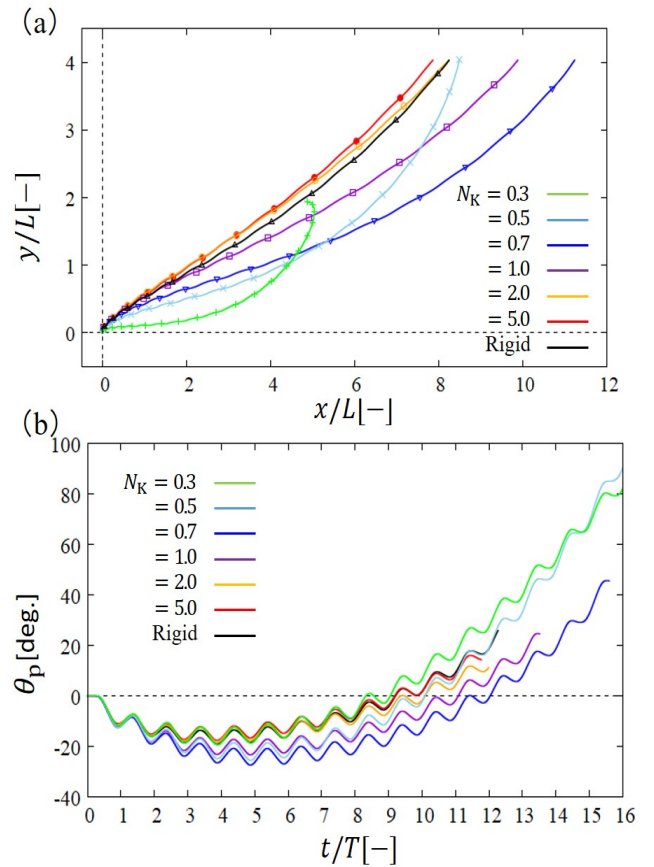


Fig. 15: (a) The trajectories of the center of the body and (b) the time variations of the pitching angle θ_p at various values of N_K for $Re = 500$, $CP = 0.5$, and the condition of a fruit fly ($L = 3.0[\text{mm}]$, $N_M = 61$, $WR = 0.0048$) in free flight with pitching rotation. The symbols on the trajectories indicate the position of center of body when root parts are at top dead point.