

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対する前翼と後翼の動作の差の影響

Effect of the difference between the motions of fore- and hind-wings on the flapping flight of a butterfly model using immersed boundary – lattice Boltzmann simulations

- 日置文弥, 信州大院, 長野県長野市若里 4-17-1, E-mail : 18w4059k@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

Fumiya Hioki, 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

The flapping flight of tiny insects has been investigated for the development of micro air vehicles. Wing motion is one of the important factors for lift and thrust generation and enhancement in flapping flight. In this study, we construct a four-wings model in which the wings are divided into the fore- and hind-wings, and we investigate the effect of the difference between the motions of the fore- and hind-wings on the aerodynamic performance of a butterfly-like flapping wing-body model. First, we calculate the lift and thrust forces generated by the butterfly model with the difference of the lead-lag angles φ_t between the fore- and hind-wings for various combinations of their each lead-lag angle (φ_f, φ_b) when the body of the model is fixed. We find that the lift and thrust forces increase with φ_t for $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, \varphi_t)$. Second, we calculate the lift and thrust forces generated by the butterfly model with various values of the maximum angle of attack α_{mf} of the fore-wing when the body of the model is fixed. We find that the lift force increases with α_{mf} . Then, we simulate free flights and find that the four-wings model for $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 120^\circ)$ can fly higher than the two-wings model. This result is consistent with the lift and thrust forces obtained when the body of the model is fixed.

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⁾ などの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。

昆虫の羽ばたき飛翔は、羽ばたき方、翼の柔軟性、翼の形状など様々な要素が複雑に絡み合っている。これらの影響を調べるために、多くの研究では翼・胴体形状を忠実に再現した翼-胴体モデルが用いられてきた。例えば、Liu and Kawachi⁽³⁾ はスズメガの翼形状と羽ばたき方を模した数値計算モデルを構築し、翼周囲の流れ場や発生する揚力の計算を行っている。Ramamurti and Sandberg⁽⁴⁾ は fruit fly の翼・胴体形状を模したモデルを用いて、推力・揚力やモデル周囲の渦の発生の計算を行っている。Nakata and Liu⁽⁵⁾ はスズメガの翼形状と羽ばたき方を模した数値計算モデルを用いて、翼の柔軟性が推力・揚力に及ぼ

す影響について調べている。Yokoyama et al.⁽⁶⁾ は蝶（アサギマダラ）の翼・胴体形状や羽ばたき方だけでなく翼の質量も忠実に模擬した翼-胴体モデルを用いて、自由飛翔の数値計算を行っている。

しかし、上記のような現実的なモデルでは、羽ばたき飛翔における重要な要素が複雑に絡み合っており、個々の影響を系統的に区別するのは難しい。そこで、Suzuki et al.⁽⁷⁾ は、翼-胴体モデルの一つとして、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、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り、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系統的に調べることが出来る。実際に Suzuki et al. は、蝶を模した翼-胴体モデルを用いて、実際の蝶 (*Janatella leucodesma*) の重さを支えるほどの揚力を発生できることを示している。⁽⁷⁾ また、モデルの翼形状を変更し、推力・揚力の発生にどのような影響を与えるか調べている。⁽⁹⁾ しかし、実際の蝶の翼は片側 2 枚の合計 4 枚の 4 枚翼であるものの、片側 1 枚の合計 2 枚翼で計算を行っており、前翼と後翼の動作の差の影響については調べられていない。実際の蝶のように、前翼と後翼の動作の差の影響を調べることは羽ばたき飛翔の解明において非常に重要な課題である。そこで本研究では、単純な蝶のモデルであ

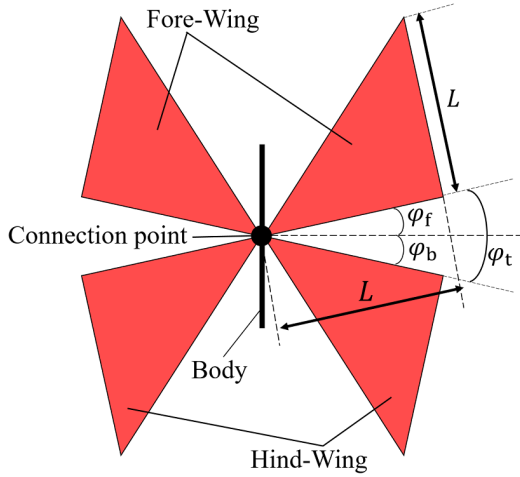


Fig. 1: Butterfly model with four triangle wings and a rod-shaped body.

る Suzuki et al.⁽⁷⁾ が提案したモデルにおいて、翼を前翼と後翼に分けた 4 枚翼モデルを構築し、羽ばたき飛翔に対する前翼と後翼の動作の差の影響について調べることを目的とした。

本研究では、4 枚翼モデルを構築し、前・後翼のリード・ラグ角差と最大迎角差が推力・揚力の発生にどのような影響を与えるのかを調べた。そして、胴体固定時の結果を参考に自由飛翔をさせた。

2. 蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデル

2.1 モデルの構成

蝶を模した翼-胴体モデルを Fig. 1 に示す。このモデルは、4 枚の翼と胴体から構成されており、翼の形状が三角形という点で Suzuki et al.⁽⁷⁾ によって提案されたモデルとは異なることに注意されたい。4 枚の翼はともに厚みを持たず、各翼は翼長が L 、翼端長が L の直角二等辺三角形をしており、柔軟性は持たないものとする。さらに、胴体は非常に細い棒状のものとし、4 枚の翼と胴体は、胴体の中点と翼根で接続している。胴体に垂直な線と前翼のなす角を φ_f 、後翼のなす角を φ_b とし、前翼と後翼のなす角を φ_t とする。本研究では、 (φ_f, φ_b) の組み合わせを変化させることでリード・ラグ角差 $\varphi_t = \varphi_f + \varphi_b$ を表現している。また、胴体と 4 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。

2.2 羽ばたき方

モデルの羽ばたき方は、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ものとする。まず、右前翼にこのような翼の運動を強制するため、Fig. 2(a) のように翼と胴体の結合部に原点をとる 2 つの座標系を導入する。1 つは胴体に固定された座標系 Σ_b で、座標軸

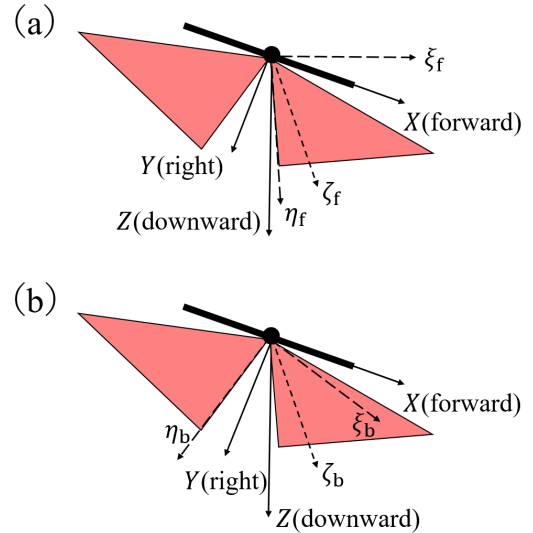


Fig. 2: Two axes fixed to the body (X - Y - Z) and (a) the right fore wing (ξ_f - η_f - ζ_f), (b) the right hind wing (ξ_b - η_b - ζ_b).

を X, Y, Z とする。結合部を原点に 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。もう 1 つは右前翼に固定された座標系 Σ_{wrf} で、座標軸を ξ_f, η_f, ζ_f とする。結合部を原点にスパン方向に η_f 軸を、コード方向翼前方に ξ_f 軸を取り、それらと右手系を成すように ζ_f 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 Σ_b と Σ_{wrf} の 2 つの座標系の関係で表すことができる。

次に、右前翼の運動を 2-1-3 Euler 角を用いて定義する。 Σ_b の $[X, Y, Z]$ 軸方向の基底ベクトルをそれぞれ $[e_x, e_y, e_z]$ 、 Σ_{wrf} の $[\xi_f, \eta_f, \zeta_f]$ 軸方向の基底ベクトルをそれぞれ $[e_{\xi_f}, e_{\eta_f}, e_{\zeta_f}]$ とすると、両者の関係は以下の式で表される。

$$[e_{\xi_f}, e_{\eta_f}, e_{\zeta_f}] = [e_x, e_y, e_z] S_2(\alpha_f(t)) S_1(-\theta_f(t)) S_3(-\varphi_f), \quad (1)$$

ここで、 S_2, S_1, S_3 は以下に表される回転行列である。

$$S_2(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & \sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$S_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$S_3(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & -\sin \phi & 0 \\ \sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

右前翼の回転角度は羽ばたき角 $\theta_f(t)$ と迎角 $\alpha_f(t)$ 、リード・ラグ角 φ_f であり、以下に示す。

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

$$\alpha_f(t) = \begin{cases} 0, & (0 \leq t < \frac{T}{4}), \\ \frac{\alpha_{mf}}{2} \left[1 + \cos\left(\frac{2\pi}{T}t + \psi\right) \right], & (t \geq \frac{T}{4}), \end{cases} \quad (6)$$

$$\varphi_f = \text{const.}, \quad (7)$$

ここで、 θ_m は羽ばたき角振幅、 T は羽ばたき周期、 α_{mf} は前翼の最大迎角、 ψ は羽ばたき角と迎角の位相差である。本研究では、 $\theta_m = 45^\circ$ 、 $\psi = \pi/2$ とする。

右後翼においても、右前翼と同様の考え方で Fig. 2(b) に示すように 2つの座標系 (Σ_b , Σ_{wrb}) を導入する。さらに、右後翼の運動を 2-1-3 Euler 角を用いて定義する。 Σ_b の $[X, Y, Z]$ 軸方向の基底ベクトルは右前翼と同様に、それぞれ $[e_X, e_Y, e_Z]$ 、 Σ_{wrb} の $[\xi_b, \eta_b, \zeta_b]$ 軸方向の基底ベクトルはそれぞれ $[e_{\xi_b}, e_{\eta_b}, e_{\zeta_b}]$ とすると、両者の関係は以下の式で表される。

$$[e_{\xi_b}, e_{\eta_b}, e_{\zeta_b}] = [e_X, e_Y, e_Z] S_2(\alpha_b(t)) S_1(-\theta_b(t)) S_3(\varphi_b), \quad (8)$$

ここで、 S_2 , S_1 , S_3 は Eqs. (2)–(4) に表される回転行列である。右後翼の回転角度は羽ばたき角 $\theta_b(t)$ と迎角 $\alpha_b(t)$ 、リード・ラグ角 φ_b であり、以下に示す。

$$\theta_b(t) = \theta_m \cos\left(\frac{2\pi}{T}t\right), \quad (9)$$

$$\alpha_b(t) = \begin{cases} 0, & (0 \leq t < \frac{T}{4}), \\ \frac{\alpha_{mb}}{2} \left[1 + \cos\left(\frac{2\pi}{T}t + \psi\right) \right], & (t \geq \frac{T}{4}), \end{cases} \quad (10)$$

$$\varphi_b = \text{const.}, \quad (11)$$

ここで、右前翼と同様に θ_m は羽ばたき角振幅、 T は羽ばたき周期、 ψ は羽ばたき角と迎角の位相差である。 α_{mb} は後翼の最大迎角である。本研究では、右前翼と同様に $\theta_m = 45^\circ$ 、 $\psi = \pi/2$ とし、右後翼の最大迎角は $\alpha_{mb} = 90^\circ$ で固定する。 φ_b は φ_f とは逆方向であることに注意されたい。

本研究において迎角 $\alpha_f(t)$ 、 $\alpha_b(t)$ は、Suzuki et al.(8) の研究と同様に、初期において $\alpha_f(t) = \alpha_b(t) = 0^\circ$ となるように定義されている。なお、左翼の運動は右翼の鏡対称と定義する。

本研究では、リード・ラグ差 $\varphi_t = \varphi_f + \varphi_b$ の影響を調べるため (φ_f, φ_b) の組み合わせを変化させる。また、前

翼の最大迎角差の影響を調べるため α_{mf} を変化させる。

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。

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (12)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho_f} \nabla p + \nu \nabla^2 \mathbf{u}, \quad (13)$$

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 $\rho_f = 1.205 \text{ [kg/m}^3]$ 、 $\nu = 1.512 \times 10^{-5} \text{ [m}^2/\text{s]}$ 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。

$$Re = \frac{U_{\text{tip}} L}{\nu}. \quad (14)$$

3.2 モデルの運動

本研究の翼-胴体モデルの運動は、翼 4 枚と胴体の 5 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 4 枚と胴体の 5 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。モデル全体 (翼 4 枚分と胴体) の運動エネルギーを K 、ポテンシャルエネルギーを U とすると、ラグランジアンは $\mathcal{L} = K - U$ になる。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 とするとラグランジュの運動方程式は下式のようにになる。

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{x}_b} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial x_b} = F_x, \quad (15)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{y}_b} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial y_b} = F_y, \quad (16)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{\theta}_p} \right) - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \theta_p} = T_{\text{aero}}, \quad (17)$$

ここで、上付きドットは時間微分を表し、 $F_x, F_y, T_{\text{aero}}$ 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

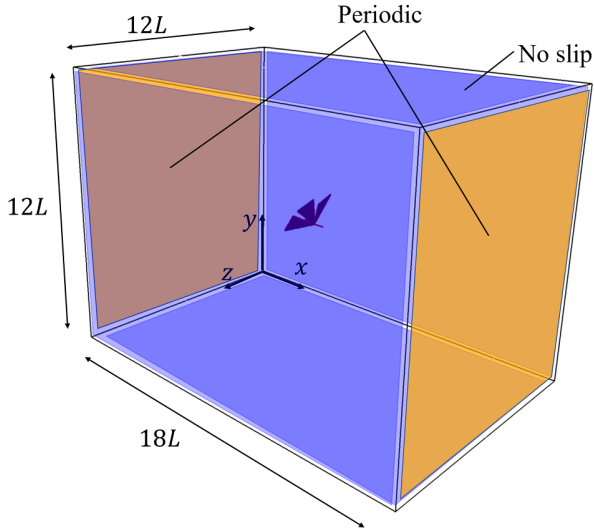


Fig. 3: Computational domain for simulations of a butterfly model.

Table 1: Spatial and temporal resolutions. Δx is the lattice spacing and Δt is the time step.

Re	L	T
500	$60\Delta x$	$6000\Delta t$

数 Fr であり、それぞれ以下のように定義する。

$$N_M = \frac{M}{\rho_f L^3}, \quad (18)$$

$$WR = \frac{m_w}{M}, \quad (19)$$

$$Fr = \frac{U_{tip}}{\sqrt{LG}}, \quad (20)$$

なお、 G は重力加速度であり、ここでは $G = 9.807$ [m/s²] とする。

3.3 支配パラメータ

以上より、系の支配パラメータは、Reynolds 数 Re 、無次元質量 N_M 、総質量に対する翼の質量比 WR 、Froude 数 Fr の 4 つである。翼モデルの自由運動を計算する際にはこの 4 つのパラメータを指定しなくてはならない。また、胴体を固定して計算を行う場合には支配パラメータは Reynolds 数のみとなることに注意する。しかし、この 4 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。

$$\frac{Fr}{Re} = \frac{\nu}{\sqrt{L^3 G}}. \quad (21)$$

Eq. (21) の右辺のうち、 ν と G は物性値であり、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されることに注意する。

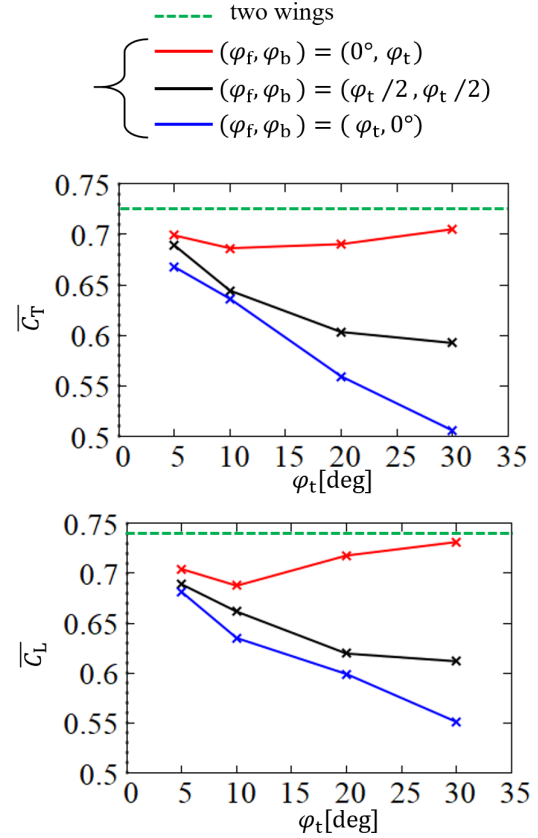


Fig. 4: The time-averaged thrust coefficient \overline{C}_T and lift coefficient \overline{C}_L at $Re = 500$ as functions of the difference of the lead-lag angles φ_t between the fore- and hind-wings for various combinations of (φ_f, φ_b) when the body of the butterfly model is fixed.

4. 数値計算法

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

計算領域は、Fig. 3 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 軸に垂直な面を周期境界とし、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、2 倍の解像度のマルチブロック格子を用いることで計算負荷を軽減し、⁽¹⁶⁾ その

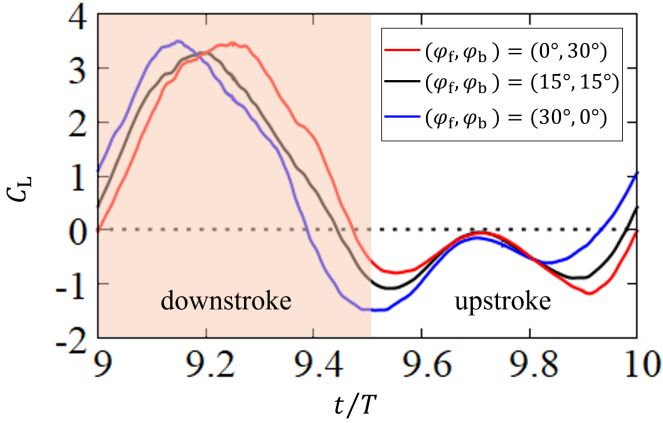


Fig. 5: The time variations of the lift coefficient \overline{C}_L at $Re = 500$ for $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$, $(15^\circ, 15^\circ)$ and $(30^\circ, 0^\circ)$ when the body of the butterfly model is fixed.

領域の大きさは $4L \times 4L \times 4L$ とする．また Table 1 に本計算で用いた Reynolds 数における空間解像度，時間解像度を示す．

5. 結果と考察

5.1 胴体固定時の揚力・推力の計算

5.1.1 リード・ラグ角差の影響 まず，モデル胴体を領域中央に固定し，前・後翼のリード・ラグ角差 φ_t が揚力・揚力の発生にどのような影響を与えるのかを調べた．前翼の最大迎角は，リード・ラグ角差のみの影響を調べるため，最大迎角差なしの $\alpha_{mf} = 90^\circ$ とする．10 周期目 ($9 < t/T \leq 10$) における各リード・ラグ角差に対する平均推力係数と平均揚力係数を Fig. 4 に示す．ここで，2 枚翼とは $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 0^\circ)$ を意味する．平均をとる周期を 10 周期目にする理由は，計算初期における過渡的な値の変動を排除するためである．なお，推力係数 C_T ，揚力係数 C_L は以下のように定義する．

$$C_T = \frac{F_x}{0.5\rho_f U_{tip}^2 (2L^2)}, \quad (22)$$

$$C_L = \frac{F_y}{0.5\rho_f U_{tip}^2 (2L^2)}. \quad (23)$$

Fig. 4 から， $(\varphi_f, \varphi_b) = (\varphi_t, 0^\circ)$ と $(\varphi_f, \varphi_b) = (\varphi_t/2, \varphi_t/2)$ の結果では平均推力・揚力共に単調減少していることがわかる．さらに，前翼のみにリード・ラグ角を与えた $(\varphi_f, \varphi_b) = (\varphi_t, 0^\circ)$ の方が φ_t を大きくするにつれて大きく減少していることがわかる．一方， $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, \varphi_t)$ の結果では平均推力・揚力共に $0^\circ \leq \varphi_t \leq 10^\circ$ で減少し， $\varphi_t > 10^\circ$ では増加していることがわかる． $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$ の平均推力・揚力値は，2 枚翼の値付近まで増加しているが 2 枚翼の値より小さいことがわかる．

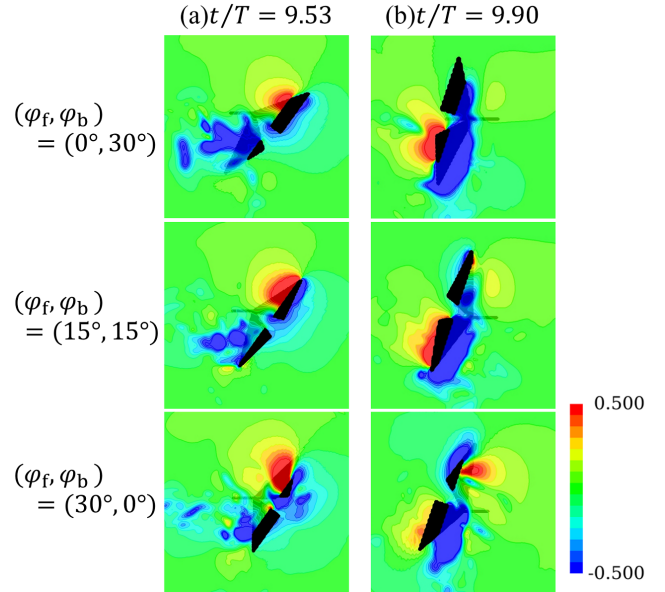


Fig. 6: The color maps of the pressure fields on the plane perpendicular to the z axis for $z = 0.5L$ from the wing root at (a) $t/T = 9.53$ and (b) $t/T = 9.90$ when the body of the model is fixed.

ここでリード・ラグ角差による影響をより詳しく調べるため，大きな差がみられる $\varphi_t = 30^\circ$ における 10 周期目 ($9 \leq t/T \leq 10$) の揚力の時間変化を Fig. 5 に示す．Fig. 5 から， $t/T = 9.20$ 付近の正のピーク値について， $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$ と $(\varphi_f, \varphi_b) = (30^\circ, 0^\circ)$ の結果の方が $(\varphi_f, \varphi_b) = (15^\circ, 15^\circ)$ の結果よりも大きいことがわかる．また， $t/T = 9.70$ では，どの羽ばたき方においても $C_L = 0$ に近いことがわかる．負のピーク値については， $t/T = 9.50$ 付近における一つ目の負のピーク値は $(\varphi_f, \varphi_b) = (30^\circ, 0^\circ)$, $(15^\circ, 15^\circ)$, $(0^\circ, 30^\circ)$ の順に大きくなっていることがわかる．一方， $t/T = 9.90$ 付近における二つ目の負のピーク値は一つ目の負のピーク値とは逆で $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$, $(15^\circ, 15^\circ)$, $(30^\circ, 0^\circ)$ の順に大きくなっていることがわかる．

そこで，各パラメータで大きな差があり，平均揚力に影響を与えていると考えられる負のピーク値を詳しく調べるために，Fig. 6(a) に一つ目の負のピーク値である $t/T = 9.53$ ，Fig. 6(b) に二つ目の負のピーク値である $t/T = 9.90$ における圧力場を示す．ここで，圧力場は z 軸に垂直で，翼根から $0.5L$ の位置の断面における分布を示す．まず， $t/T = 9.53$ に着目する．Fig. 6(a) から， $(\varphi_f, \varphi_b) = (30^\circ, 0^\circ)$, $(15^\circ, 15^\circ)$, $(0^\circ, 30^\circ)$ の順に後翼上面に生じている負の圧力の範囲が大きいことがわかる．後翼上面に生じている負の圧力の範囲が大きいほど後翼が上方向に引っ張られる力が大きくなるため，揚力が $(\varphi_f, \varphi_b) = (30^\circ, 0^\circ)$, $(15^\circ, 15^\circ)$, $(0^\circ, 30^\circ)$ の順に大きくな

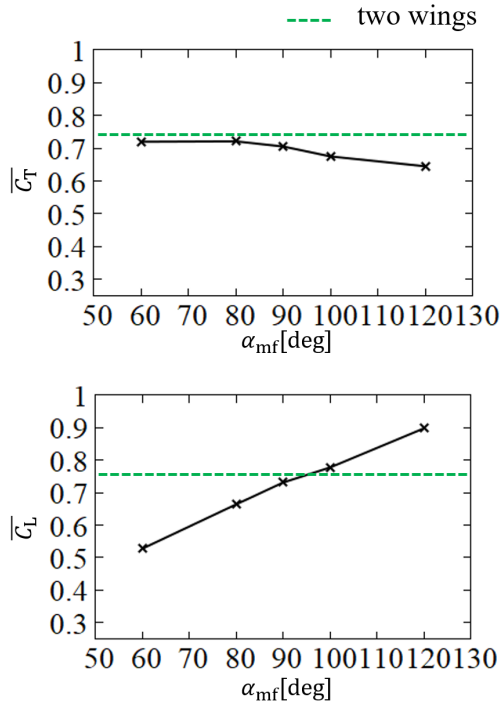


Fig. 7: The time-averaged thrust coefficient \overline{C}_T and lift coefficient \overline{C}_L at $Re = 500$ as functions of the maximum angle of attack α_{mf} of the fore-wing when the body of the butterfly model is fixed.

ったと考えられる。一方、前翼上面に生じている正の圧力は $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ), (15^\circ, 15^\circ), (30^\circ, 0^\circ)$ の順に範囲が大きいことがわかる。前翼上面に生じている正の圧力の範囲が大きいほど前翼にかかる下向きの力が大きくなるため、揚力が $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ), (15^\circ, 15^\circ), (30^\circ, 0^\circ)$ の順に小さくなったと考えられる。次に、 $t/T = 9.90$ に着目する。Fig. 6(b) から、 $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ), (15^\circ, 15^\circ), (30^\circ, 0^\circ)$ の順に前翼下面に生じている正の圧力の範囲が大きいことがわかる。また、前翼上面に生じている負の圧力の範囲が大きいことがわかる。そのため、前翼にかかる上向きの力が大きくなり、揚力が大きくなったと考えられる。一方、後翼上面に生じている正の圧力は $(\varphi_f, \varphi_b) = (30^\circ, 0^\circ), (15^\circ, 15^\circ), (0^\circ, 30^\circ)$ の順に範囲が大きいことがわかる。そのため、後翼にかかる下向きの力が大きくなり、揚力が小さくなったと考えられる。しかし、 $t/T = 9.90$ では翼の傾きが垂直に近いので鉛直方向の力の影響は少ない。そのため、平均揚力は $t/T = 9.53$ において負のピーク値が大きかった $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$ が最大となる。

5.1.2 最大迎角差の影響 次に、最大迎角差についての影響を調べた。ここでリード・ラグ角差は $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$ とする。後翼の最大迎角は $\alpha_{mb} = 90^\circ$ で固定し、前翼の最大迎角 α_{mf} を変化させることにより最大迎角差を表現している。前翼の最大迎角に対する平均推力係数と平均揚力係数を Fig. 7 に示す。Fig. 7 から、 α_{mf}

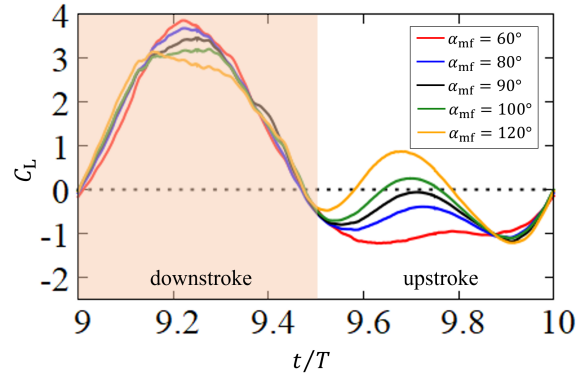


Fig. 8: The time variations of the lift coefficient \overline{C}_L at $Re = 500$ for various values of the maximum angle of attack α_{mf} of the fore-wing when the body of the butterfly model is fixed.

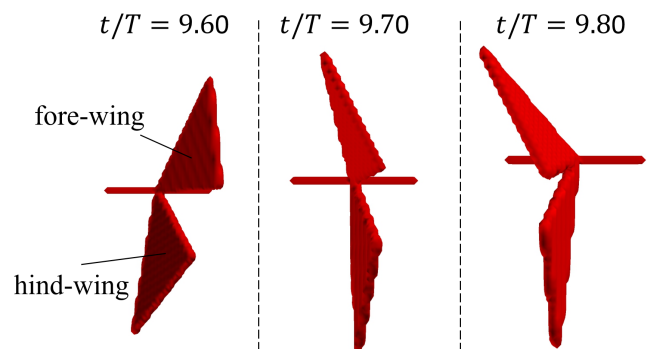


Fig. 9: The wing position at $t/T = 9.60, 9.70$ and 9.80 for $\alpha_{mf} = 120^\circ$ viewed from the right side of the butterfly model.

を大きくするにつれて、平均推力は減少しているが、その変化は小さいことがわかる。また、平均揚力は α_{mf} を大きくするにつれて増大していることがわかる。さらに、 $\alpha_{mf} = 100^\circ, 120^\circ$ は 2 枚翼の平均揚力値よりも大きい値をとることがわかる。ここで、前翼の最大迎角の影響をより詳しく調べるため、10 周期目 ($9 < t/T \leq 10$) の揚力の時間変化を Fig. 8 に示す。Fig. 8 から、振り下ろし時に α_{mf} が大きくなるにつれて揚力が小さくなっていることがわかる。振り上げ時においては、 α_{mf} が大きくなるにつれて揚力が大きくなっていることがわかる。また、 $\alpha_{mf} > 90^\circ$ の場合においては、振り上げ時にも揚力係数 C_L の値が 0 より大きくなる。これは、Fig. 9 に示すように、 $\alpha_{mf} > 90^\circ$ の場合では翼を後ろ斜め下方向に打ち上げているため、振り上げ時においても揚力を発生させる羽ばたき方をしていると考えられる。そのため、 α_{mf} を大きくするにつれて平均揚力は増大すると考えられる。

5.2 自由飛翔計算

5.2.1 ピッチング回転無し 次に、 $Re = 500$ においてモデルを自由飛翔させる計算を行った。本来ならば、小

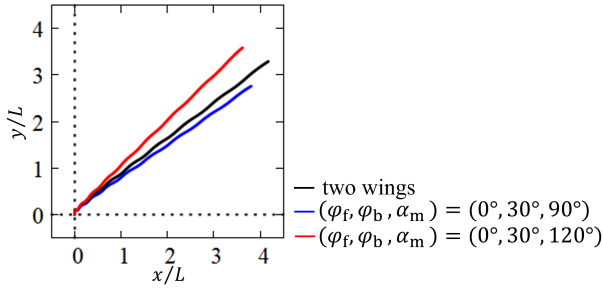


Fig. 10: The trajectories of the center of the body at $Re = 500$, $Fr = 14.7$, $N_M = 61$ and $WR = 0.0048$ without pitching rotation.

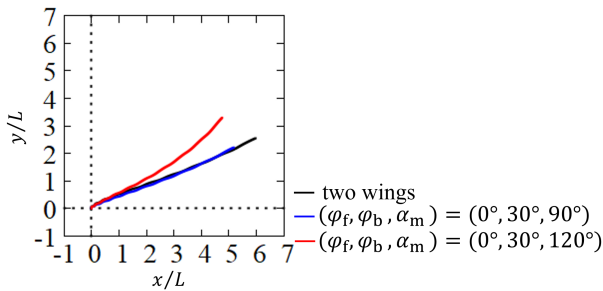


Fig. 11: The trajectories of the center of the body at $Re = 500$, $Fr = 14.7$, $N_M = 61$ and $WR = 0.0048$ with pitching rotation.

型の蝶である *Janatella leucodesma* のパラメータ (17) で計算を行いところであるが, 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 (18) 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. 胴体固定時の計算結果を参考に, 最も揚力を発生できる $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 120^\circ)$ を用いる. 9 周期目までの胴体中心の軌跡を Fig. 10 に示す. また, 2 枚翼 $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 0^\circ, 90^\circ)$ を比較対象とする.

Fig. 10 から, どのパラメータに関しても落下せず前進上昇している様子がわかる. 上昇距離は $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 90^\circ)$, 2 枚翼モデル, $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 120^\circ)$ の順に大きくなっていることがわかる. これは, Fig. 7 に示した胴体固定時の結果から, 平均揚力値が大きいほど上昇距離が大きくなっていることがわかる. また, 前進距離は $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 120^\circ)$, $(0^\circ, 30^\circ, 90^\circ)$, 2 枚翼モデルの順に大きくなっていることがわかる. これは, 上昇距離の場合と同様で, 胴体固定時の結果における平均推力値が大きいほど前進距離が大きくなることわかる.

5.2.2 ピッチング回転有り 次に, ピッチング回転無しの場合と同様のパラメータを用いて, ピッチング回転を考慮した計算を行った. 10 周期までの胴体中心の軌跡を Fig. 11 に示す. また, 各パラメータに対するピッチング

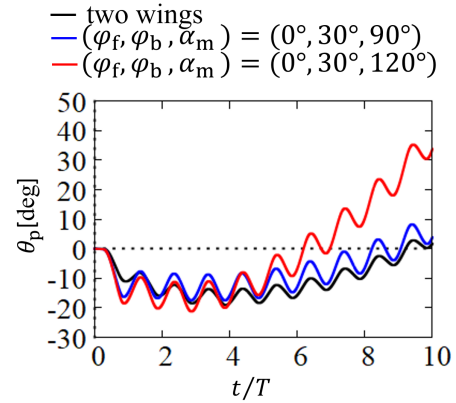


Fig. 12: Time variations of the pitching angle θ_p at $Re = 500$, $Fr = 14.7$, $N_M = 61$ and $WR = 0.0048$ with pitching rotation.

回転の時間変化を Fig. 12 に示す.

Fig. 11 から, 前進距離・上昇距離共にピッチング回転無しの場合と同様に, 胴体固定時における平均推力・揚力値が大きいほど前進距離・上昇距離が大きくなることわかる. Fig. 12 から, どのパラメータにおいても時間経過とともにピッチング角が振動しながら変化していることがわかる. また, どのパラメータにおいても 5 周期目までは頭下げ方向にピッチング回転していることがわかる. 各パラメータで挙動に大きな差異は見られないが, 5 周期目以降では二枚翼と $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 90^\circ)$ において同程度の傾きで頭上げ方向にピッチング回転していることがわかる. 二枚翼と $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 90^\circ)$ に着目してみると, $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 90^\circ)$ の方が, 二枚翼の場合より θ_p の振幅が大きくなることわかる. また, $(\varphi_f, \varphi_b, \alpha_{mf}) = (0^\circ, 30^\circ, 120^\circ)$ においては, 5 周期以降のピッチング角の増加が他の 2 つのパラメータに比べて大きいことがわかる. このままでは, モデルが宙返りすることが予想されるため, 何らかの方法でピッチング回転を制御する必要があると考えられる.

6. 結言

蝶を模した羽ばたき翼-胴体モデルにおいて, 翼を前翼と後翼に分けた 4 枚翼モデルを構築し, 前・後翼で動作に差をつけて羽ばたかせることで揚力・推力に与える影響を調べた.

まず, モデルの胴体を固定し, 前・後翼のリード・ラグ角差と前翼の最大迎角が推力・揚力の発生にどのような影響を与えるのかを調べた. その結果, $(\varphi_f, \varphi_b) = (0^\circ, 30^\circ)$, すなわち前翼と後翼の間の位置を後ろ側にするにつれて, 平均推力・揚力共に大きくなることわかった. これは, 前翼と後翼の間の位置を変えることで翼面に生じる圧力が変化するためだと考えられる.

前翼の最大迎角については, 平均揚力は α_{mf} を大きく

する, すなわち前翼の最大迎角を大きくすると増加することがわかった. これは, α_{mf} を大きくすると振り上げ時においても $\alpha_f \geq 90^\circ$ で翼を後ろ斜め下方向に打ち上げており, 振り上げ時においても揚力を発生させる羽ばたき方をしているためだと考えられる.

これらの結果を用い, 小型のハエである Fruit fly の計算パラメータを想定して, 自由飛翔させた. その結果, ピッチング回転を考慮しない場合と考慮した場合の共に胴体固定時における平均推力・揚力値が大きいほど前進距離・上昇距離が大きくなることがわかった. しかし, ピッチング回転を考慮した場合において, ピッチング角がどのパラメータにおいても $\theta_p = 0^\circ$ から離れており, このままではモデルが宙返りすることが予想される.

今後の課題としては, リード・ラグ角にフィードバック制御等を用いて, ピッチング角を制御することが挙げられる. また, 前翼と後翼にそれぞれピッチング回転制御, 前進速度制御を行うことによって推力の向上と姿勢制御が両立できるか調査する予定である.

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).
- (3) Liu, H. and Kawachi, K., “A numerical study of insect flight,” *J. Comput. Phys.* **146** (1998), pp. 124-156.
- (4) Ramamurti, R. and Sandberg, WC., “A computational investigation of the three-dimensional unsteady aerodynamics of *Drosophila* hovering and maneuvering,” *J. Exp. Biol.* **210** (2007), pp. 881-896.
- (5) 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.
- (6) 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).
- (7) 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.

- (8) Suzuki, K., Okada, I. 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.
- (9) 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.
- (10) 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.
- (11) 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).
- (12) 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 (pp16).
- (13) 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).
- (14) 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).
- (15) 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.* (2017) **49** (2017), 055504 (17pp).
- (16) Inamuro, T., “Lattice Boltzmann methods for moving boundary flows,” *Fluid Dyn. Res.* **44** (2012), 024001 (21pp).
- (17) Dudley, R., “Biomechanics of flight in neotropical butterflies: morphometrics and kinematics,” *J. Exp. Biol.* **150** (1990), pp. 37-53.
- (18) Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viieru, D. and Liu, H., “Aerodynamics of low Reynolds number flyers,” Cambridge University Press, New York(2008).