

4 枚翅羽ばたきによるモーメント生成機構
The Mechanisms of Moments Generation by Four Wings Flapping

○西村俊哉*, 若月 椋*, 高木基樹*, 三好扶*

Toshiya NISHIMURA*, Ryo WAKATSUKI*,

Motoki TAKAGI*, Tasuku MIYOSHI*

*岩手大学

*Iwate University, 4-3-5 Ueda, Morioka-city, Iwate, 020-8551 Japan

キーワード : 4 枚翅(four wings), イトトンボ(damselfly), 機構(mechanism), モーメント
(moment), 羽ばたき振幅角(flapping amplitude)

連絡先 : 〒0208551 盛岡市上田四丁目 3-5 岩手大学 工学部 機械システム工学科 三好研究室
三好扶, E-mail: tmiyoshi@iwate-u.ac.jp

1. 序論

羽ばたき飛翔を行う昆虫の多くは, 低速飛翔やホバリング(空中停止)など非常に高度な飛翔能力を有す¹⁾. この飛翔能力を達成するためには, 揚力と推力の発生以外に胴体に作用する 3 軸周りのモーメント(ロール・ピッチ・ヨー)を制御する必要がある.

羽ばたき飛翔を行う昆虫には大きく分けて 2 枚翅と 4 枚翅の 2 種類がある. 2 枚翅で飛翔を行う昆虫として, ハナアブや蝶などが挙げられる. 特にハナアブは高い加速性能やホバリング能力を有している²⁾. これまで 2 枚翅のモデルにおいて, 昆虫の羽ばたきを模倣したロボットの開発を通して, 羽ばたき飛翔中における姿勢制御を行うための研究が行われてきた³⁾⁻⁵⁾. 我々も 2 枚翅のモデルにおける, ロールおよびヨーモーメントの生成に関して研究を行ってきた^{6,7)}.

一方, 4 枚翅で飛翔を行う昆虫として, トンボが挙げられる. トンボは, 間接飛翔筋により羽ばたく 2 枚翅の昆虫と異なり, 4 枚の翅を

それぞれ自在に羽ばたかせ, ホバリングや高速前進飛行, 急速旋回, 横方向への飛行等が可能である⁸⁾. しかし, 4 枚翅のモデルにおける姿勢制御についての研究は 2 枚翅のそれに対し非常に少ない. Isogai ら⁹⁾は 4 枚翅であるトンボを模倣した装置を開発し, 各翅の羽ばたき周波数を変化させることで姿勢制御を行った. しかし, 実際のトンボは, すべての翅の羽ばたき周波数が等しく, 前後翅で特定の位相関係を保った羽ばたきを行っている¹⁰⁾. そのため, 実際のトンボは各翅の羽ばたき周波数ではなく他のパラメータを用いて姿勢制御を行っていると予想される. また, トンボにおいて, ピッチ角は姿勢制御だけでなく飛行速度とも関係している¹¹⁾. このことから, 3 つのモーメントのうち, ピッチモーメントの生成について解明することは特に重要である.

そこで本研究では, 4 枚翅羽ばたきモデルにおける, ピッチモーメント生成方法について羽ばたき周波数以外のパラメータを用いて検討する.

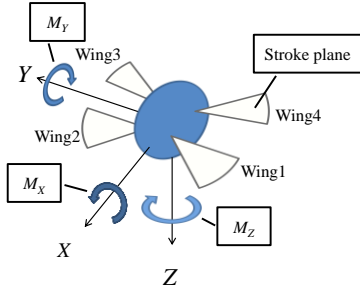


Fig. 1 Coordinate system of flapping machine.

2. 4枚翅羽ばたきモデルの開発

4枚翅羽ばたきモデルを開発するに当たり、本研究ではキイトトンボ(*Ceriatgrion melanurum*)を参考に、水平に羽ばたく翅を4枚備えた装置を作製した。装置の座標系を Fig. 1 に示す。装置の重心から水平に X 軸(正面方向), Y 軸(側面方向)を設け, Y 軸周りの回転モーメント M_Y をピッチモーメント [Nm] とする。

各翅の羽ばたき挙動によって生成される 1 周期中の平均揚力 \bar{L}_i [N] は羽ばたき平面に垂直上向きに生成される。平均揚力は, 羽ばたき振幅角 Φ_i [rad] を用いて以下のように示される。

$$\bar{L}_i = \frac{1}{2} \rho \bar{C}_L S (2\Phi_i f r_w)^2 \quad (1)$$

ここで, ρ は流体の密度 [kg/m³], \bar{C}_L は羽ばたき 1 周期中の平均揚力係数 [-] である。 S は翅の代表面積 [m²] であり, f は羽ばたき周波数 [Hz], r_w は翅の代表長さ [m] である。 i は Fig. 1 における wing1~4 までを示す添え字である。

平均揚力 \bar{L}_i によって生成される M_Y は以下のように示す。

$$M_Y = (L_1 + L_2 - L_3 - L_4) r_M \quad (2)$$

ここで, r_M はモデル重心から翅にかかる揚力の作用点までの X 軸方向の距離を示す, モーメントアームの長さ [m] である。各平均揚力は式(1)で示す通り, 羽ばたき周波数 f の他に羽ばたき振幅角 Φ_i によって変化可能であること

がわかる。変数を羽ばたき振幅角とした場合, 平均揚力は羽ばたき振幅角の二乗値に比例する。式(2)に示す通り 4 枚翅による羽ばたきにおいて, ピッチモーメントは各翅が生成する揚力の釣り合いによって任意に生成可能である。また, 揚力の釣り合いは, 各翅の羽ばたき振幅角の二乗値の差 $\Delta\Phi^2 = \Phi_1^2 + \Phi_2^2 - \Phi_3^2 - \Phi_4^2$ [rad²] に比例している。よって, ピッチモーメント M_Y は振幅角二乗差 $\Delta\Phi^2$ によって生成可能であると考えられる。以上のことから, 本研究で用いる羽ばたき機構は, 各翅で羽ばたき振幅角が変化可能なものとする。本装置の羽ばたき機構を Fig. 2 に示す。各翅の羽ばたき振幅角 Φ_i [rad] および, 羽ばたき角度 ϕ_i [rad] を以下の式(3-4)に示す。

$$\Phi_i = 2 \sin^{-1} \left(\frac{r}{l_i} \right) \quad (3)$$

$$\phi_i = \tan^{-1} \left(\frac{r \sin(\omega_c t)}{l_i - r \cos(\omega_c t)} \right) \quad (4)$$

r は Fig. 2 におけるクランクアームの長さ [m], l_i は羽ばたき中心とクランクアームの回転中心との距離 [m], ω_c はクランクアームの角速度 [rad/s] である。 t はクランクアームが羽ばたき中心点に向いている状態を 0 としたときの時間 [s] である。本研究では, l_i を変化させることによって各翅の羽ばたき振幅角 Φ_i を操作する。

3. 4枚翅羽ばたき装置の実装

本研究において開発した機体を Fig. 3 に示す。装置の自由度は羽ばたき周波数, 各翅の羽ばたき振幅角を操作可能な 5 自由度とした。また, イトトンボが属する均翅亜目は, 前後翅で翅形状がほぼ等しいことから, 本装置の翅形状はすべて等しくした。翅を除いた機体の大きさは, 150×150×90 [mm] であり, 翅の大きさは翼長 200 [mm], 翼弦長 50 [mm] とした。装置のフレーム部分はアルミニウムを用い,

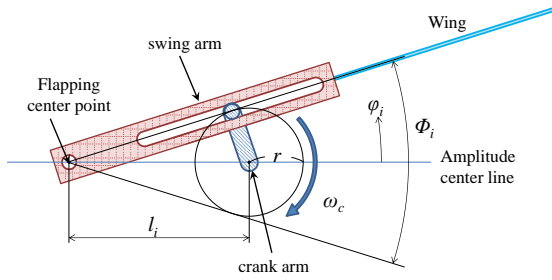


Fig. 2 Flapping mechanism from XY plane view.

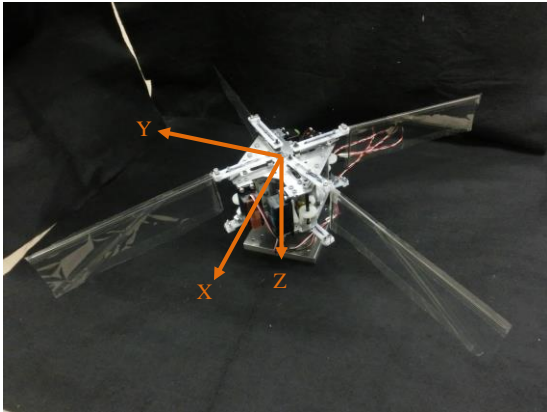


Fig. 3 Overview of the flapping device.

軸には炭素鋼(S45C), 摺動部にはポリアセタールを用いた. 翼開長の二乗を翼面積で除したものであるアスペクト比は 11.7~15.4 とした. これはイトトンボの測定を行った先行研究¹²⁾で述べられているアスペクト比 13.6~16.1 にほぼ等しいものである. 各翅は羽ばたき振幅角を 0.480~0.895[rad]の範囲で変更可能なものとした. 各羽ばたき振幅角は, それぞれサーボモータを用いて操作する. 各翅のクランクアームの回転はすべて 1 つのブラシレスモータで行うため, 羽ばたき周波数はすべての翅で常に等しい値となる.

4. 振幅角操作評価実験

4.1 方法

作製した 4 枚翅羽ばたき装置について, 各翅の羽ばたき振幅角を操作することが可能か調べるために, 振幅角操作評価実験を行った.

装置の各翅の羽ばたき角度 ϕ_i を, 3次元リア

ルタイムモーション計測システム(VENUS3D, 株式会社ノビテック:以降, VENUS)を用いて計測した. サンプル周波数は 250[Hz]とした. 得られた羽ばたき角度から羽ばたき振幅角を算出し, それが式(1)に基づく設計値と等しいかを確認した.

装置は羽ばたき周波数 3[Hz]で駆動させ, 羽ばたき振幅角条件は全ての翅の振幅角が最大(0.895[rad])・中間(0.687[rad])・最小(0.480[rad])示す条件を各 5 周期分計測した.

4.2 結果

Table 1 には羽ばたき振幅角の設計値とそれに対応する実測値との比較を示した. 実測値は各条件の羽ばたき振幅角の平均値である. いずれの条件においても, 羽ばたき振幅角は設計値通りに変化していることが確認できた.

4 枚の翅すべてで同様の結果が得られたため, 本研究で開発した羽ばたき装置は各翅の羽ばたき振幅角を設計値の通りに操作可能であることが示された.

5. ピッチモーメント測定実験

5.1 方法

本装置を用いて, 式(2)に基づいたピッチモーメントを生成できるか調査するために, 羽ばたき振幅角の条件に応じたピッチモーメント M_Y [Nm]を測定した.

モーメントを測定するために羽ばたき装置

Table 1 Flapping amplitude ϕ_i .

	Flapping amplitude [rad]				
	Theory	Wing 1	Wing 2	Wing 3	Wing 4
Min	0.480	0.464 ± 0.000	0.462 ± 0.000	0.478 ± 0.000	0.470 ± 0.000
Mid	0.687	0.653 ± 0.001	0.666 ± 0.001	0.655 ± 0.000	0.656 ± 0.001
Max	0.895	0.862 ± 0.001	0.884 ± 0.000	0.892 ± 0.001	0.892 ± 0.001

(mean ± S.D.)

を光学式 6 軸力覚センサ(OPFT-50N-B, ミネベア(株):以降, 力覚センサ)の上部に取り付けた。力覚センサのサンプリング周波数は 1000[Hz]とした。また, VENUS と力覚センサを同期させ, 羽ばたき角度を計測することで羽ばたき周期に合わせてモーメントデータを抽出した。VENUS のサンプリング周波数は 250[Hz]とした。

実験環境を Fig. 4 に示す。いずれのデータもノイズを除去するために 4 次のバターワースフィルタを使用しカットオフ周波数 10[Hz]でフィルタリングした。また, 生成されるモーメント M_Y については, 各翅の羽ばたき角度 ϕ_i が 0[s]時の角度で静止した状態を 0[Nm]とし, 羽ばたき 1 周期中の平均値の変化を評価した。装置の各翅の位相はすべて等しく, 羽ばたき周波数は 3[Hz]の条件で測定を行った。羽ばたき条件は式(4)より推測される, M_Y が最小となる条件(condition 2), 各翅で打ち消し合い生成されない条件(condition 1,3,4,6), 最大となる条件(condition 5)で計測した。実験に用いた羽ばたき条件を Table 2 に示す。いずれの条件も羽ばたき 5 周期分計測した。

5.2 結果

式(4)から M_Y は $\Delta\Phi^2$ [rad²] に比例すると推測できる。そのため, 本実験では M_Y と $\Delta\Phi^2$ との関係性を評価する。 $\Delta\Phi^2$ は, 羽ばたき 5 周期分の平均値を使用する。各羽ばたき振幅条件ごとの M_Y と $\Delta\Phi^2$ との関係を Fig. 5 にプロットした。このグラフから, $\Delta\Phi^2$ を操作することで M_Y を制御可能であることが示された。切片が 0 ではなかった原因として, 翅の取り付け位置や翅の加工精度の誤差により, 各翅の平均揚力係数 \bar{C}_L が異なったことが推測される。実際に生成された M_Y の絶対値の大きさも, Condition 6 のそれより Condition 1 の方が大きいことがその可能性を裏付けている。

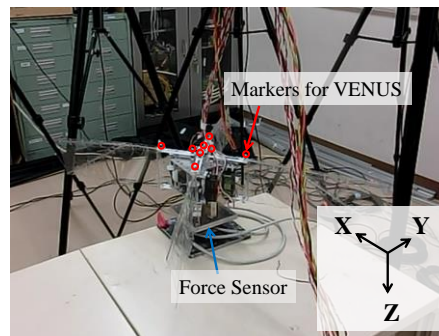


Fig. 4 Experimental setup for moment measurement.

Table 2 Flapping conditions for moment measurement.

		Flapping amplitude of each wings			
		Wing1	Wing2	Wing3	Wing4
Flapping conditions	1	min	min	min	min
	2	min	min	max	max
	3	min	max	max	min
	4	max	min	min	max
	5	max	max	min	min
	6	max	max	max	max

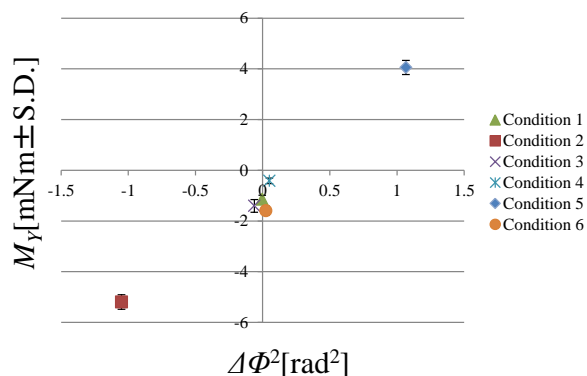


Fig. 5 Results of measuring M_Y .

6. 結論

本研究では, 各翅の羽ばたき振幅角を任意に操作可能な 4 枚翅羽ばたき装置を開発し, ピッチモーメント M_Y の生成について実験した。結果, M_Y は各翅の羽ばたき振幅角の二乗値の差 $\Delta\Phi^2$ を操作することで制御可能であると示された。

今後は, 4 枚翅羽ばたきモデルで残りのモーメントを生成可能であるか評価する。

参考文献

- 1) Liu H.: Biological Flight Simulation and Micro Air Vehicle, Japan Society of Computational Fluid Dynamics vol.12, No.3 129/142 (2005)
- 2) Andrei K. Brodsky: 昆虫飛翔のメカニズムと進化, 57/59, 築地書館 (1997)
- 3) Perez-Arancibia N.O. et al.: Lift Force Control of a Flapping-Wing Microrobot, American Control Conference (ACC), San Francisco, CA, USA, 4761/4768 (2011)
- 4) Perez-Arancibia N.O. et al.: Pitch-Angle Feedback Control of a Biologically Inspired Flapping-Wing Microrobot, Proc. Robotics and Biomimetics (ROBIO), 1495/1502 (2011)
- 5) Lindsey L. Hines et al.: Free Flight Simulations and Pitch and Roll Control Experiments of a Sub-gram Flapping-Flight Micro Aerial Vehicle, Robotics and Automation (ICRA), 1/7 (2011)
- 6) Takagi M. et al.: Asymmetry Control of Wing Stroke Amplitudes for Rotational Torque Generation , Journal of Aero Aqua Bio-mechanisms, 97/102 (2012)
- 7) Nishimura T. et al.: Effects of the differences in right and left asymmetric flapping amplitudes on postural control of MAV, International Symposium on Aero Aqua Bio-mechanisms, 203/208(2014)
- 8) Christopher D. and Xinyan D.: Design of and Experiments on a Dragonfly-Inspired Robot, Advanced Robotics 23, 1003/1021 (2009)
- 9) Isogai K. et al.: Experimental and Theoretical Study of Attitude Control of Flapping Wing Micro Aerial Vehicle, AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA-2011-3253, Jun. (2011)
- 10) Azuma A. et al.: Flight performance of a Dragonfly, Journal Experimental Biology, Vol.137, 221/252 (1988)
- 11) Wakeling J.M. et al.: “Dragonfly Flight II. Velocities, Accelerations and Kinematics of Flapping Flight”, Journal Experimental Biology, Vol.200, 557/582 (1997)
- 12) Sato M.: An Analysis of Damselfly Flight, The Academic Reports, the Faculty of Engineering, Tokyo Polytechnic University Vol.16 No.1 60/67 (1994)