PIV による昆虫羽ばたき翼の空力メカニズムの可視化*

永井 弘人**, 磯貝 紘二**, 藤本 達見**

Flow Visualization of Aerodynamic Mechanism of Insect Flapping Wings using PIV

Hiroto NAGAI, Koji ISOGAI and Tatsumi FUJIMOTO

1. 緒 言

超小型飛翔機 (Micro Air Vehicle : MAV) の開発が注目されているが, その飛行形態として昆虫の羽ばたき飛行は有望な候補であると考えられている. 日本文理大学マイクロ流体技術研究所では, トンボの羽ばたき飛行を模擬した超小型飛翔ロボット¹⁾の研究開発を行っている (Fig. 1). 羽ばたき型超小型飛翔ロボットの開発では, 機体の軽量化と羽ばたき翼の推力増加が課題となるが, 一般的に両者は相反する. そのため, 高効率の羽ばたき翼の開発が望まれるが, 羽ばたき翼の空力性能は非常に多くの設計パラメータに支配されており, 羽ばたき翼の設計手法はまだ確立されていない.

近年の多くの研究によって, 昆虫の羽ばたき飛行に起きている様々な空力現象—Delayed stall, Rotational circulation, Wake capture—が明らかになってきた²⁻⁵⁾. 実際の昆虫の羽ばたき飛行は非常に複雑で, それを完全に MAV で実現することは容易ではない. MAV の開発では, 機械的に実現可能なシンプルな羽ばたき翼が望まれる. 本研究は, 羽ばたき翼の設計パラメータが空力特性に与える影響を調べることで, MAV 開発のための指針を示すことを目的としている. ここでは, 昆虫の翅を模擬した平板剛体翼のスケールモデルを水中で羽ばたかせ, それに働く非定常空気力の測定および翼まわりの流れの可視化を行った. 実験結果から, 羽ばたき翼を支配する設計パラメータ (無次元振動数, 平面形状, 羽ばたき運動パターン) と空力性能の関係, およびその非定常空力メカニズムを明らかにした⁶⁻¹⁰⁾. 羽ばたき翼のスケールモデルを使った実験は非常に有効な手段としてこれまで多く用いられてきた³⁻⁵⁾が, それらは静止流体中で行われたホバリング飛行を模擬した実験であった. 本研究では, 回流式水槽を用いて一様水流中での羽ばたき翼のスケールモデル実験を行い, 前進飛行時における羽ばたき翼の非定常空力現象も明らかにした. 本稿では,

Fig. 1 A dragonfly-type micro air vehicle.

Fig. 2 3 d-coordinate system of a flapping wing.

これらの研究成果について, PIV を用いた流れの可視化による結果を中心に紹介する.

2. 実験方法

2.1 羽ばたき運動

羽ばたき運動の座標系を Fig. 2 に示す. 羽ばたき運動は体軸 (z 軸) 周りの回転運動であるフラッピング運動と, 翼のスパン軸 (y_w 軸) 周りの回転運動であるフェザリング運動から成る. これら 2 つの運動の組み合わせで昆虫は様々な飛行を実現している. 翼のストローク面 (x - y 面) は水平面に対してストローク角 ϕ だけ傾いており, ホバリング飛行の場合は $\phi=0$ となる.

実際の昆虫の羽ばたき運動は非常に複雑な動きをしている¹¹⁾が, その運動を単純な台形波でモデル化する. 台形波型羽ばたき運動におけるフラッピング角 ϕ とフェザリング角 θ の角度と角速度の時間履歴を Fig. 3 a, b

* 原稿受付 2010 年 7 月 15 日

** 非会員 日本文理大学 マイクロ流体技術研究所

(〒 870-0397 大分市一木 1727, E-mail : nagai@nbu.ac.jp)

Fig. 3 Time histories of wing kinematics.

にそれぞれ示す。ここで横軸は羽ばたき周期を1とする無次元時間である。台形波型フラッピング運動は、一定フラッピング角速度で移動する並進フェーズ (Translational phase) と、加減速運動を伴ってストローク方向を変える切返しフェーズ (Reversal phase) に分けられる。台形波型フェザリング運動は、一定の迎角に固定される固定角フェーズ (Fixed-angle phase) と、回転運動を行う回転フェーズ (Rotational phase) に分けられる。ここで、 τ_t は切返しフェーズ時間、 τ_r は回転フェーズ時間、 τ_a はフェザリング回転運動の加減速時間であり、それぞれ羽ばたき周期で無次元化して表す。

2.2 実験装置

本研究では羽ばたき翼のスケールモデルを水中で羽ばたかせ、羽ばたき翼に働く流体力の計測と翼まわりの流れの可視化を行った。羽ばたき翼のスケールモデル装置を Fig. 4 に示す。翼モデルはスパン 100 mm、厚さ 1 mm の平板翼で、マルハナバチの平面形状を模擬している。この翼は実験において変形が微小になるように設計されており、剛体翼と仮定できる。フラッピング運動とフェザリング運動は、2つのモータを用いてそれぞれ独立に実現される。流体による荷重およびトルクは翼根に取り付けられたひずみゲージを用いて測定され、翼面に垂直成分の流体力とフラッピング軸周りのトルクを測定する。このスケールモデル装置は水槽の上に設置され、翼は水中で羽ばたく。本研究では日本文理大学マイクロ流体技術研究所の回流式水槽を用いて、ホバリングから高速前進飛行までを模擬した実験を行った。

実験結果が昆虫の羽ばたき飛行時の流れと相似であるためには、レイノルズ数 Re 、無次元振動数 k 、前進比

Fig. 4 Dynamically scaled model for force measurement.

Fig. 5 Digital particle image velocimetry system.

J の3つの無次元パラメータを一致させなければならない。本研究では代表長さを2/3セミスパン位置でのセミコード長 b 、代表速度をその位置での最大フラッピング速度として、 $Re=2000-5000$ 、 $k=0.167$ 、 $J=0-0.5$ 程度の範囲で実験を行った。

流れの可視化のために用いた粒子画像速度測定法 (PIV) システムを Fig. 5 に示す。Nd:YAG レーザは水槽側面を通して翼断面に垂直に照射され、2台のカメラによって水槽下面から撮影する。翼はレーザが通過できるように透明なアクリル板を用いた。レーザ面は、翼のスパン方向に対して異なる11断面について撮影し、最後にデータを統合して翼全体の流れ場を表現する。ターゲット粒子としてナイロン粒子 ($\rho=1.02 \text{ g/cm}^3$ 、 $d=4.1 \mu\text{m}$) を用い、速度解析用のソフトウェアとして LaVision 社製 Davis 7.1 を用いた⁸⁾。

3. 羽ばたき翼の空力メカニズムの可視化

本節では羽ばたき翼の空力特性を支配する主な3つの空力メカニズム—Delayed stall (遅延失速)、

Rotational Circulation (回転循環), Wake capture (後流捕獲) ーについて, それぞれが流体力に与える効果を流れのメカニズムと関連付けて考察する.

3.1 Delayed stall (遅延失速) 効果

Delayed stall 効果は, 翼前縁に付着した前縁渦 (LEV) による負圧によって, 大迎角においても失速することなく非常に大きな揚力を生み出すことである. Fig. 6 は一定迎角 (45 deg), 一定フラッピング速度で動いているときの翼まわりの渦の様子を PIV により可視化したものである. Fig. 6 から分かるように, 45 deg の大迎角であっても, 一定速度で動くフラッピング運動では, 決して前縁渦は翼から離れることなく安定に付着している. 翼のフラッピング運動によって前縁渦の中心にはスパン方向流れが発生し, これにより Delayed stall は安定で定常的な現象となり, その効果は瞬間のフラッピング速度と迎角によって決定される. ここで Delayed stall 効果を測定するために, 翼を一定の迎角に固定したまま, 一定のフラッピング速度で動かしたときの揚力を測定し, 迎角との関係を調べた. その結果を Fig. 7 に示す. 比較のために翼を一定迎角, 一定速度で平行移動した場合, すなわち固定翼として用いた場合の揚力係数も同時に示す. Fig. 7 より, Delayed stall 効果は, 大迎角においては固定翼として用いた場合よりも大きな揚力係数が得られることが分かる.

この結果に基づいて, 羽ばたき運動中の Delayed stall 効果を, 瞬間のフラッピング速度と迎角を用いて準定常的に見積もった. Fig. 8 は実際の羽ばたき運動による揚力係数と Delayed stall の寄与とを比較した片ス

Fig. 6 Vorticity sequence around the flapping wing during a translational phase with a fixed-angle.

Fig. 7 Lift coefficient of delayed stall vs. angle of attack.

Fig. 8 Time history of contribution of delayed stall effect.

トローク時間履歴である. 一定迎角, 一定フラッピング速度で移動している並進ー固定角フェーズ区間では, 両者は非常に良く一致している. それ以外の区間では, 大きな不一致が見られるが, これは加減速運動やフェザリング運動による非定常効果である. Delayed stall 効果は時間平均揚力の約 90% を占め, 昆虫が大きな揚力を得る上で最も重要な効果である.

3.2 Rotational circulation (回転循環) 効果

Rotational circulation 効果は, 翼のフェザリング回転運動によって生じる. Fig. 9 は, フラッピング並進フェーズ中にフェザリング回転運動を行った場合の流体力係数 (翼面に垂直方向流体力) の片ストローク時間波形と, それに対応する翼まわりの渦の様子である.

a) Time history of normal fluid force coefficient.

b) Vorticity sequence during rotational phase.

Fig. 9 Time history of fluid force coefficient and the corresponding vorticity sequence around the wing during a rotational phase with a translational phase.

Fig. 9 から分かるように回転フェーズが始まると流体力は急激に増加する。このとき、翼に付着していた前縁渦は回転によって急激に成長している。また、回転による前縁渦の成長に伴って、翼後縁からも回転方向が逆向きの渦が発生し、両方で渦対を形成する（回転渦対：RV）。回転による流体力の増加は揚力の増加に寄与するが、それに伴うパワーの増加量の方が大きく効率は低下する。なぜなら、回転によって増加した流体力ベクトルは、翼のピッチアップによって上向きよりもむしろ水平方向を向くため、揚力よりも抵抗として働き、結果として必要パワーの増加を招くからである。フェザリング回転運動のタイミングは、揚力やその効率に大きな影響を与え、回転運動はフラッピング運動の並進フェーズで行うよりも、切返しフェーズで行う方が効率の観点から効果的であることが分かった⁷⁾。

3.3 Wake capture（後流捕獲）効果

Wake capture は、前のストロークに翼自身が作った流れの中を、切返しによってもう一度翼が通過することにより起きる現象である。Wake capture 効果は前のストロークでの翼の動きに密接に関係する。本研究から、無次元振動数と回転のタイミングが Wake capture 効果に大きな影響を与えることが分かった⁹⁾。Fig. 10 は、回転のタイミングを早めた場合（Advanced motion）の揚力係数の 1 サイクル時間波形である。Wake capture 効果と翼まわりの流れの関係を調べるために、Fig. 11 に PIV により計測した 50% スパン位置での翼周りの流れを示す。ここで Fig. 10 の t_1 – t_6 は Fig. 11 のそれらと対応している。Fig. 10 で注目すべきは、フラッピング速度が 0 となる切返し地点（ $t^*=0.5$ ）において、揚力が発生している点である。これはまさに Wake capture 効果を示している。これを流れ場から考察する。Fig. 11(t_3) より、回転運動によって翼の前縁と後縁からお互いに逆向き回転の渦対（RV）が発生している。そして、この回転が逆向きの渦対の間には強い流れが誘起されている。Fig. 11(t_4) はちょうど切返しに対応しており翼は静止しているが、渦対によって誘起された流れを翼が受けることで、大きな揚力が発生している。前のストロークで誘起された流れの中で、次のストローク

Fig. 10 Time history of CL in advanced motion.

が始まるため、ストローク初期（ $t^*=0.5-0.6$ ）では大きな揚力が得られるが、後縁から出発渦の放出（Fig. 11(t_5 ））と共に揚力は一度減少し（Fig. 10(t_5 ）），その後新しい前縁渦を形成する（Fig. 11(t_6 ））。

4. 前進飛行時の空力メカニズムの可視化

前節では、ホバリング時における羽ばたき翼の空力メカニズムについて紹介した。前進飛行時には、ホバリング時と異なって揚力と同時に推力を発生させる必要があるために、羽ばたきのストローク面を傾ける必要がある。そのため、打ち上げと打ち下ろしとは、翼への流入速度や有効迎角が異なる。ここでは、ホバリング時と異なる空力メカニズムの一例を示す。ホバリング飛行の場合、Wake capture 効果はどちらの切返し部分でも同じように働いたが、前進飛行時には、打ち上げから打ち下ろし

Fig. 11 Flow pattern sequence around the airfoil at 50% semi-span location in advanced motion.

の切返しと、打ち下ろしから打ち上げの切返しで効果が異なる。この理由を流れの可視化の結果を使って説明する。Fig. 10, 11 と同じ羽ばたき運動で、ストローク角 $\phi = 45 \text{ deg}$ 、ハチにとって中速の前進比 $J = 0.2$ の場合の、羽ばたき翼まわり渦度の様子を Fig. 12 に示す。Fig. 12 a は打ち上げから打ち下ろしにかけての様子であるが、打ち上げに作られた渦は、打ち下ろしが始まると一様流によって後方に流され翼から遠ざかる。一方、Fig. 12 b は打ち下ろしから打ち上げにかけてであるが、打ち下ろし時に作られた渦は、一様流と打ち上げの方向が同じであるため、相対的に翼のまわりに留まっている。

a) Up- to down-stroke.

b) Down- to up-stroke.

Fig. 12 Vorticity sequences around the wing in forward flight of $J = 0.2$ at $\phi = 45 \text{ deg}$.

したがって、前進飛行時には打ち上げから打ち下ろしに変わる切返しでは Wake capture 効果が弱く、逆に打ち下ろしから打ち上げに変わる切返しでは Wake capture 効果が高い⁹⁾。

5. 前後2枚羽ばたき翼の空力メカニズムの可視化

多くの昆虫は4枚の翅を持っているが、前翅と後翅がヒンジなどで接続されて、あたかも前後で1枚の羽ばたき翼のように翅を動かす。一方、トンボは4枚の前後左右の翅を独立に動かすことができ、したがって、前後翼間には複雑な流れの干渉が存在する。前節に示したのはハチの翅を模擬した1枚羽ばたき翼における空力メカニズムであったが、ここでは前後2枚の羽ばたき翼における空力干渉効果について紹介する。前後2枚翼の羽ばたき運動の間にはある位相差 ζ があり、それが空力干渉効果と密接な関わりを持つ。Fig. 13 は、前後位相差 ζ と前後翼それぞれの揚力係数との関係を示す。ここで後翼が先行して動く場合を $\zeta > 0$ とし、前翼が先行して動く場合を $\zeta < 0$ とする。本実験では、実際のトンボの観測結果に基づき、前翼のフラッピング振幅を 40 deg 、後翼のフラッピング振幅を 30 deg としている。Fig. 13 より1枚翼の揚力係数と比較すると、前翼は前後位相差に対してそれほど影響を受けないが、後翼は $\zeta = 45 \text{ deg}$ のとき1枚翼よりも大きな揚力が発生していることが分

Fig. 13 Lift coefficients with respect to phase difference ζ between fore-and hindwings in hovering flight.

Fig. 14 Time histories of C_L for fore-and hindwings.

かる。

後翼の揚力が増強される $\zeta=45 \text{ deg}$ の場合の揚力係数の時間履歴と、それに対応する 50% 翼断面まわりの流れ場を Fig. 14 と Fig. 15 にそれぞれ示す。Fig. 15 より、時刻 t_1 では、後翼付近に小さな残留前縁渦が残っているが、ちょうどその時に前翼の後流下に入るため、すぐに下向きに流され、Wake capture 効果はあまり得られない。時刻 t_2 では前翼の後流に出発渦が吹き飛ばされ、その結果 C_L は減少する。しかし次の瞬間 t_3 では、前翼の残留渦が後翼の後方に強い吹き下ろしを誘起するために、後翼で強い前縁渦が形成され C_L は増加し始める。

Fig. 15 Flow pattern sequence around the airfoils at 50% semi-span location at $\zeta=45 \text{ deg}$.

その後 $t_4 \sim t_6$ では、前翼は常に後翼の左上に位置し、前後翼の間に強い吹き下ろしが形成され、その結果後翼の揚力は増加している¹⁰⁾。

6. おわりに

本稿では、昆虫の羽ばたき翼を模擬したスケールモデルを水中で羽ばたかせ、その流体力の計測と PIV を使った流れの可視化を行い、そこから明らかになった空力メカニズムの一例を紹介した。本研究は剛体平板翼として単純化したモデルにより、その設計パラメータの効果について調べてきた。本研究により得られた羽ばたき翼についての基礎的理解は、トンボ型超小型飛翔ロボットの開発においても非常に有用であった。多くの設計パラメータに支配された羽ばたき翼の設計開発には、CFD を使った数値シミュレーションの開発が重要であるが、本実験結果は数値シミュレーションの検証用データとしても用いられている⁸⁾。

参考文献

- 1) <http://www.nbu.ac.jp/~mfrl/>
- 2) Ellington, C.P., Van den Berg, C., Willmott, A.P., Thomas, A.L.R.: Leading-edge Vortices in Insect Flight, *Nature*, Vol.384 (1996), pp.626-630.
- 3) Dickinson, M.H., Lehmann, F.-O., Sane, S.P.: Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight, *Science*, Vol.284 (1999), pp.1954-1960.
- 4) Maybury, W.J., Lehmann, F.-O.: The Fluid Dynamic of Flight Control by Kinematic Phase Lag Variation between Two Robotic Insect Wings, *J. of Exp. Biol.*, Vol.207 (2004), pp.4707-4726.
- 5) Yamamoto, M., Isogai, K.: Measurement of Unsteady Fluid Dynamic Forces for a Mechanical Dragonfly Model, *AIAA J.*, Vol.43, No.12 (2005), pp.2475-2480.
- 6) 永井弘人, 伊藤匠, 三浦慶太, 早瀬敏幸, 磯貝紘二: ホバリング飛行における 3 次元羽ばたき翼の非定常空気の測定 (第 1 報, レイノルズ数, 無次元振動数, 翼平面形状の影響), *日本機械学会誌論文集 (B 編)*, 73 巻, 736 号 (2007), pp. 2450-2458.
- 7) Nagai, H., Isogai, K., Hayase, T.: Measurement of unsteady aerodynamic forces of 3 D flapping wing in hovering to forward flight, *Proc. of the 26 th ICAS (2008)*, CD-ROM.
- 8) Nagai, H., Isogai, K., Fujimoto, T., Hayase, T.: Experimental and Numerical study of forward flight aerodynamics of insect flapping wing, *AIAA J.*, Vol.47, No.3 (2009), pp.730-742.
- 9) Nagai, H., Isogai, K., Fujimoto, T.: Experimental study of wing-wake interactions of insect flapping wing, *Proc. KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering*, Cheju, Korea, (2008), pp.133-140.
- 10) Nagai, H., Isogai, K., Fujimoto, T.: Experimental study on flow interaction between fore- and hindwings of dragonfly in hovering and forward flight, *Proc. of the 27 th ICAS (2010)*, CD-ROM.
- 11) Dudley, R., Ellington, C.P.: Mechanics of Forward Flight in Bumblebees. I. Kinematics and Morphology, *J. Exp. Biol.*, Vol.148 (1990), pp.19-52.