

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 8 日現在

機関番号：17102

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2012～2014

課題番号：24760665

研究課題名(和文) 羽ばたき翼の高効率断面形状に関する研究

研究課題名(英文) Study on high aerodynamic performance airfoil for a flapping wing

研究代表者

永井 弘人 (Nagai, Hiroto)

九州大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：50510674

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：羽ばたき型超小型飛翔体に適用するべき最適な翼断面形状を明らかにすることを目的として研究を行い、次の成果を得た。剛体羽ばたき翼にとっての最適な断面形状は平板翼であり、昆虫の断面形状をそのまま剛体翼として使用しても平板翼の空力性能を超えることはできない。しかし、ヒンジで接続された前後羽ばたき翼のヒンジ角を制御する翼型モーフィングの手法により、従来の平板翼を超える空力性能を得ることができる。最適なヒンジ角運動によって、従来平板翼と比べて同じパワー消費量で22.8%の大幅な揚力の増加を達成することができ、これは羽ばたき型超小型飛翔体の空力性能を大幅に向上させる有用な技術である。

研究成果の概要(英文)：We have investigated an optimal airfoil of a flapping wing for a micro air vehicle. We have clarified that the airfoils of insects do not exceed the flat plate airfoil in time-averaged aerodynamic characteristics for a flapping cycle, if the airfoil is rigid. We have proposed the morphing flapping wing with a hinge connecting fore- and hindwings, which can obtain an appropriate camber in both the up- and downstrokes by actively controlling the hinge angle. When an optimal hinge rotation is done, the time-averaged lift of the morphing wing is 22.8% larger than the conventional rigid flat plate with the same required aerodynamic power. The morphing flapping wing we have proposed is powerful technology to enhance the performance of a flapping type micro air vehicle.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：羽ばたき翼 MAV モーフィング 低レイノルズ数 非定常流れ コルゲート翼 生体・生物工学 昆虫

1. 研究開始当初の背景

津波の被災地域での捜索や、放射能汚染された原子力発電所の観測など、人が入ることができない危険地帯での観測を目的として、手の平サイズで飛行する超小型飛翔体 (Micro Air Vehicle, MAV) の研究開発が世界中で盛んに行われている。従来の航空機とは異なり、手の平サイズの超小型飛翔体では空気の粘性の影響を示すレイノルズ数は約 10^3 まで低下し、それは空気の粘性の影響が相対的に増すことを意味する (低レイノルズ数流れ) 。そのような低レイノルズ数流れでは、従来航空機で使用されてきた流線型翼型の空力性能は著しく低下し、十分な揚力を得ることができない。一方、昆虫はそのサイズの小ささにも関わらず、翼を羽ばたかせることにより、高速飛行、ホバリング、旋回飛行などの複雑な飛行を実現している。昆虫は翅を大迎角で羽ばたかせることで、翼の前縁から剥離渦 (前縁渦) を発生させ、その渦の負圧を利用することにより、低レイノルズ数流れにおいても十分な揚力を発生させることができる。したがって、超小型飛翔体にとって羽ばたき飛行は最適な飛行方法の1つであると言える。しかし、羽ばたき型超小型飛翔体の研究開発は世界中で盛んに行われている^[1]ものの、実際の昆虫の飛行性能に匹敵するだけの機体の開発には未だ成功していない。このことは、昆虫の羽ばたき飛行には未だ明らかにされていない謎が残されていると考えられる。その謎として、筆者は羽ばたき翼の断面形状に注目した。

前縁で強い剥離渦を発生させるためには、翼の前縁が鋭く尖っていることが望ましく、そのため昆虫の翼は肉厚がほとんどない薄板構造になっている。また、固定翼や回転翼とは異なり、羽ばたき翼が受ける空気の流入方向は、打ち上げ時には翼上面側から、打ち下ろし時には翼下面側からとなるため、上下対称な翼断面形状が望ましいとされ、これまでの羽ばたき翼に関する研究や羽ばたき機の開発には、平板翼が用いられてきた。しかし、実際の昆虫を観察すると、その翼断面形状は波板構造 (コルゲーション) かつキャンパー (反り) を有した複雑な3次元形状をしている。羽ばたき翼における複雑断面形状の空力的効果については、単純化された形状についての数例の報告がある^[2,3]だけでまだ十分に明らかにされておらず、昆虫の複雑な形状を再現した研究は成されていない。

2. 研究の目的

(1) 本研究では、昆虫の複雑な断面形状 (波板構造とキャンパー) が持つ空気力学的効果を明らかにする。

(2) また、従来の平板羽ばたき翼よりも高揚力・高効率を可能にする、羽ばたき翼の翼断面形状および羽ばたき運動パターンを明らかにする。

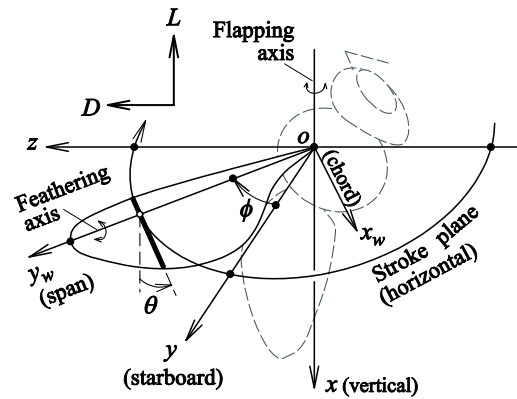


図 1. 羽ばたき運動の座標系

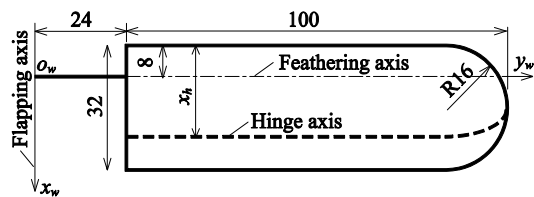


図 2. 羽ばたき翼モデルの平面形状

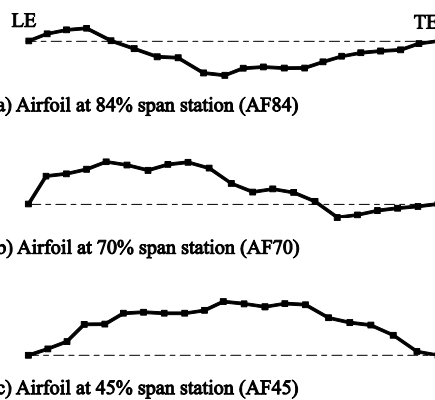


図 3. マルハナバチの翼断面形状

3. 研究の方法

本研究では、昆虫の中でも優れた飛行性能を示すマルハナバチ (*Bombus terrestris*) の翼を対象として、その代表的な断面形状を再現した羽ばたき翼をモデルとした数値シミュレーションを行い、その空力効果を明らかにした。その結果に基づき、常に最適な断面形状を実現するモーフィング羽ばたき翼を提案し、その空力的効果を明らかにした。以下に本研究に用いた羽ばたき翼モデルおよび数値解析手法を示す。

(1) 羽ばたき翼モデル

羽ばたき運動は、図 1 に示されるように体軸 (x 軸) まわりの回転振動であるフラッピング運動と、翼のスパン軸 (y_w 軸) まわりの回転振動であるフェザリング運動で主に構成される。それぞれの運動は、図 1 で定義されるフラッピング角 ϕ とフェザリング角 θ の時間変化として表される。フラッピング運動とフェザリング運動の時間履歴は、マルハナバチの羽ばたき運動を参考にして、台形波型

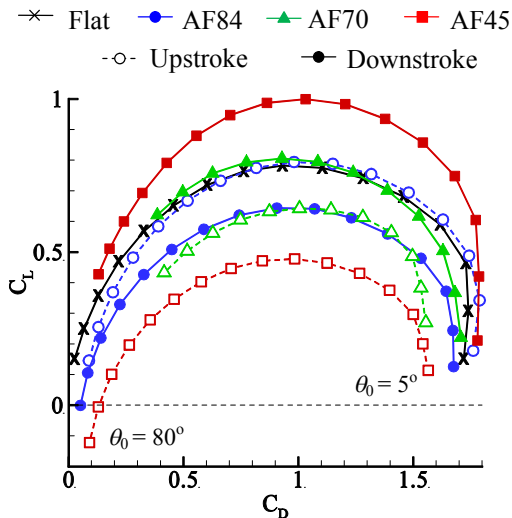


図 4. マルハナバチの各断面形状に対するストローク中央での瞬間の C_L - C_D 極線図

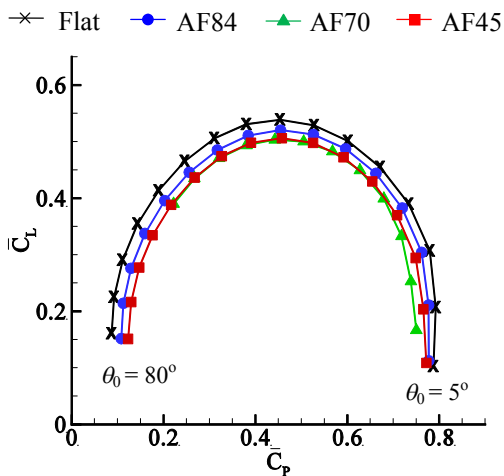


図 5. マルハナバチの各断面形状に対する時間平均 C_L - C_D 極線図

羽ばたき運動を用いた^[4]．フラッピング角振幅 ϕ_0 を 60 deg に固定し，フェザリング角振幅 θ_0 を 5 deg から 80 deg の間で 5 deg 刻みに設定して，それぞれの場合について解析を行った．

本研究で用いた 3 次元羽ばたき翼の平面形状を図 2 に示す．議論を単純化するために，翼モデルの平面形状には翼端を丸めた矩形翼を用い，翼の弾性変形を考慮せず剛体翼とした．実際のマルハナバチの翅の 3 次元形状を，超精密非接触 3 次元測定装置を用いて計測し，そのうち代表的な 3 断面の形状について図 3 に示す．図 3 より，翼端側 84% スパン位置での翼断面 (AF84) は負のキャンバー (-5.5%) を持ち，70% スパン位置での翼断面 (AF70) は，前縁側では正のキャンバーを持つが，後縁側で負のキャンバーに反転する反転キャンバー形状である．翼の中央付近の 45% スパン位置での翼断面 (AF45) は，大きな正のキャンバー (12.7%) を持つ．本研究

ではこの 3 つの断面形状を解析モデルに採用し，その空力効果を調べた．

羽ばたき翼に働く鉛直方向成分の流体力を揚力 L ，水平成分を抗力 D ，空気に逆らってアクチュエータがした仕事を P とし，それらを用いて羽ばたき翼の空力性能を評価した．本研究では，一様流がないホバリング飛行を模擬するため，羽ばたきストローク面は水平とし，両ストロークで運動を対称に行うことで，抗力は 1 周期平均で打ち消される．得られた揚力，抗力，必要空力パワーは，フラッピング速度に基づく代表速度 V_0 と翼面積，空気密度を用いて無次元化され，揚力係数 C_L ，抗力係数 C_D ，パワー係数 C_P として評価される．

(2) 数値解析手法

上述の 3 次元羽ばたき翼について，数値流体力学 (CFD) を用いてそれに働く非定常空力および流れ場を計算した．3 次元羽ばたき翼の流体解析には，これまでに開発されてきた 3D Navier-Stokes コードを用い，それに昆虫の複雑な断面形状やヒンジ制御モデルを組み込むように改造を行った．本コードの妥当性は，平板剛体羽ばたき翼についての詳細な比較実験により十分に検証した^[4]．翼のセミコード長を代表長さとし，代表速度 V_0 を用いて定義したレイノルズ数 Re は，マルハナバチを参考にして 2387 とした．レイノルズ数が低いため，境界層は層流と仮定し，乱流モデルは用いない．

4. 研究成果

(1) マルハナバチ翼断面形状の空力特性

図 3 に示されるマルハナバチの代表 3 断面形状を採用した場合の，羽ばたき翼の空力特性を計算した．各断面形状について，ストローク中央時の瞬間の揚力係数 C_L と抗力係数 C_D の極線図を図 4 に示す．図 4 より，それぞれの断面形状が有するキャンバーの大きさに対応した空力特性を示しており，キャンバーは羽ばたき翼の瞬間の空力特性に大きな影響を与えることが分かる．例えば断面 AF45 では，打ち下ろし時は正のキャンバーを持つため，平板翼と比べて大きな揚力が得られるが，打ち上げ時には負のキャンバーとなるため，平板翼と比べて小さな揚力となる．また，波板形状の空力効果は非常に小さいことも明らかとなった．

高速で羽ばたく昆虫や超小型飛翔体の空力性能は，瞬間値ではなく 1 周期間の平均値で評価するべきである．各断面形状に対する羽ばたき 1 周期平均の空力特性を図 5 に示す．図 5 より，羽ばたき 1 周期ではキャンバーの効果は打ち上げと打ち下ろしで相殺され，1 周期平均値で評価すると，マルハナバチの断面形状は平板翼よりも劣ることが明らかとなった．すなわち，翼断面形状に変形を伴わなければ，羽ばたき翼にとっての最適な断面形状は平板翼であることを意味する．

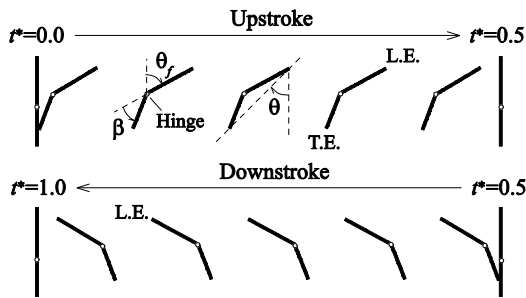


図 6. ヒンジ制御モーフィング翼の 1 周期間の翼断面の動き (例: $\beta_0 = 40^\circ$, $\tau_{f\beta} = 0$)

(2) モーフィング羽ばたき翼の提案

前述のように、マルハナバチの翼断面形状を剛体としてそのまま用いた場合、1 周期平均の空力特性は平板翼に劣ることが明らかになった。しかし、実際のマルハナバチを詳細に観察すると、マルハナバチは前翅と後翅をそれぞれ 1 対ずつ持っており、羽ばたき時には前翅と後翅はフックで接続され、その接続部分で翼がヒンジのように折れ曲がっていることが観察された。本研究では、前後羽ばたき翼をヒンジ接続し、ヒンジで翼を折り曲げるにより、各ストロークで翼断面形状を最適に変化させるモーフィング羽ばたき翼を提案した。本研究では、前後翼を接続するヒンジの回転角 β をアクティブに与え、その空力効果を数値解析により調べた。ヒンジ角 β の時間変化は、前翼のフェザリング運動と同様の台形波関数で表す。ここで、ヒンジ角運動 β が前翼フェザリング運動に対して位相差を持つとき、その時間差を無次元時間 $\tau_{f\beta}$ で表す。ヒンジ角運動が前翼フェザリング運動よりも位相が先行している場合を advanced rotation ($\tau_{f\beta} < 0$) とし、遅れている場合を delayed rotation ($\tau_{f\beta} > 0$) とし、同位相の場合を symmetrical rotation ($\tau_{f\beta} = 0$) とする。例として、ヒンジ角振幅 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$, $\tau_{f\beta} = 0$

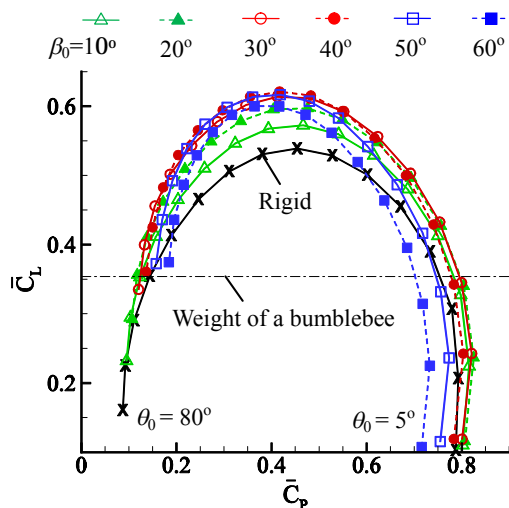


図 7. ヒンジ角 β_0 に対する時間平均 C_L - C_P 極線図 ($x_h^* = 0.58$, $\tau_{f\beta} = 0$)

表 1. 各ヒンジ位置 x_h^* におけるヒンジ角 β_0 とキャンバー比 z_c^* との関係

Hinge location x_h^*	Hinge angle β_0 [deg]			
	Camber ratio z_c^*			
	4.25%	13.0%	17.6%	22.5%
0.40	◇- 10.2	◇- 30.4	◇- 40.5	◇- 50.7
0.50	□- 9.7	□- 29.1	□- 38.8	□- 48.5
0.58	○- 10.0	○- 30.0	○- 40.0	○- 50.0
0.75	△- 13.0	△- 39.4	△- 53.1	△- 67.5

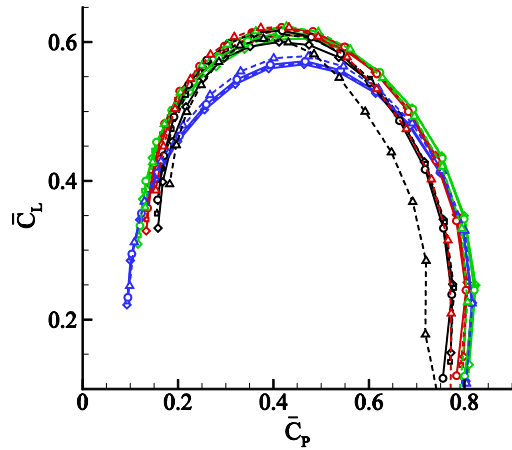


図 8. 各ヒンジ位置 x_h^* , ヒンジ角振幅 β_0 に対する時間平均 C_L - C_P 極線図 ($\tau_{f\beta} = 0$, 凡例は表 1 に対応)

の場合のはばたき 1 周期の翼断面の動きを図 6 に示す。本研究では、コード長に対する無次元ヒンジ位置 x_h^* , ヒンジ角振幅 β_0 , およびヒンジ回転タイミング $\tau_{f\beta}$ を変数として、それが空力特性に与える効果を調べ、最適なヒンジ制御を明らかにする。

(3) モーフィング羽ばたき翼の最適ヒンジ運動

ヒンジ角振幅 β_0 を変化させた場合の 1 周期平均揚力係数とパワー係数の極線図を図 7 に示す。ここで、ヒンジ位置 x_h^* およびヒンジ回転タイミング $\tau_{f\beta}$ は固定とした。図 7 より、ヒンジ制御を行った場合の 1 周期平均空力特性は、明らかに平板翼を上回ることが示された。また、ヒンジ角振幅 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$ 付近のとき、最も揚力係数が高くなり、最適なヒンジ角が存在することが明らかとなった。

次に、4 種類のヒンジ位置 x_h^* ($= 40, 50, 58, 75\%$) に対する空力特性を計算し、その効果を調べた。ここで、それぞれのヒンジ位置に対してキャンバー比 z_c^* が同じとなるようヒンジ角振幅 β_0 を設定した。それぞれの x_h^* と z_c^* に対して決まる β_0 を表 1 に示す。それぞれのヒンジ位置、ヒンジ角振幅に対する、羽ばたき 1 周期平均での揚力係数とパワー係数の極線図を図 8 に示す。キャンバー比が同じ場合の極線図は、ヒンジ位置に依らず良く一致し、キャンバー比 $z_c^* = 17.6\%$ 付近で最適となることが明らかとなった。

揚力係数が最大となる $z_c^* = 17.6\%$, $\theta_0 = 45$

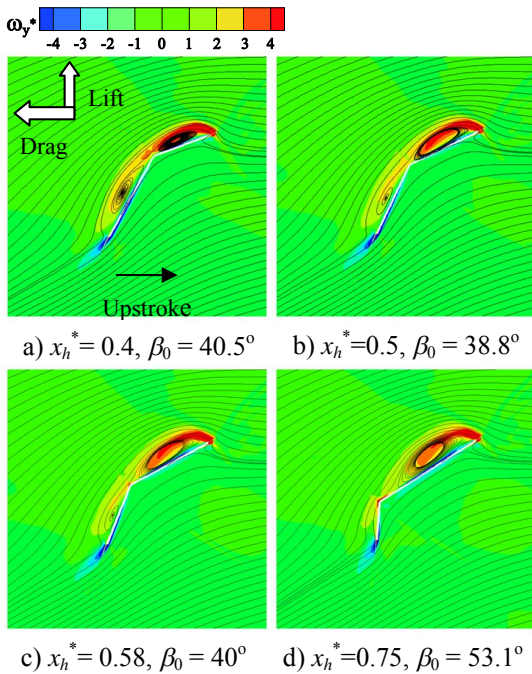


図9.最適キャンバー時($z_c^* = 17.6\%$)の各ヒンジ位置におけるストローク中央時での60%スパン断面周りの相対流れ場

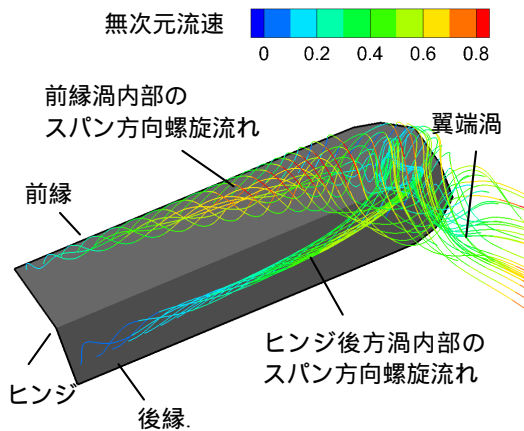


図10.ストローク中央での翼周りの3次元渦構造の様子 ($\beta_0 = 40^\circ, x_h^* = 0.58$)

deg の場合について、ストローク中央時での60%スパン断面まわりの渦度分布および翼断面から見た瞬間の相対流れの様子を図9に示す。どの翼も、強い前縁剥離渦を形成し、ヒンジ付近で流れは再付着する。その後、流れはヒンジの角で再剥離するが、ヒンジ後方に渦が形成され、翼面から離れることなく後縁まで到達する。強い前縁渦とそのサクシオン力を受ける翼面の向きのために、大きな揚力が発生していることが分かる。固定翼の定常流れの場合とは異なり、ヒンジ角後方渦は安定して翼面に付着している。この理由を調べるために、図9cに対応する翼の3次元流れの様子を図10に示す。渦内部のスパン方向流れによって、前縁渦が安定に翼面に付着することはよく知られているが、同様にヒンジ後

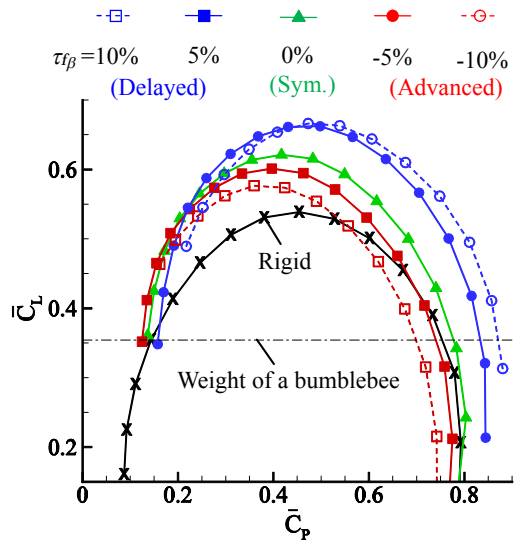


図11.ヒンジ回転タイミング τ_{fb} に対する時間平均 C_L-C_P 極線図 ($\beta_0=40^\circ, x_h^*=0.58$)

方の渦内部にも強いスパン方向の流れが存在し、それが渦を安定に付着させていることが明らかとなった。

最後に、4種類のヒンジ回転タイミング τ_{fb} ($= -10\%, -5\%, 0\%, 5\%, 10\%$) に対して空力特性を計算し、その効果を調べた。ここで、ヒンジ位置は $x_h^* = 58\%$ に固定し、そのとき最も大きな揚力を示したヒンジ角振幅 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$ ($z_c^* = 17.6\%$) を用いた。羽ばたき1周期の時間平均揚力係数とパワー係数の極線図を図11に示す。どのヒンジ回転タイミングにおいても、 $\theta_0 = 40$ または 45 deg で最大揚力係数を示している。マルハナバチの必要揚力係数(重量)より上に注目すると、全てのヒンジ回転タイミングにおいて剛体平板翼の性能を上回っており、ヒンジ回転タイミングが多少変化したとしても、ヒンジ制御によるモーフィング羽ばたき翼は有効であると言える。また、delayed rotationは、揚力が増加すると同時にパワーも増加するが、フェザリング角振幅 θ_0 が大きい場合を除くと、ほとんどの場合でsymmetrical rotationを上回る性能を示しており、羽ばたき機にとって有用である。剛体平板翼の最大揚力係数と比較すると、 $\tau_{fb} = 5\%$ (delayed) のモーフィング翼は、同じパワー消費量で揚力を22.8%増加させることができる。

以上より、本研究では羽ばたき型超小型飛翔体に適用するべき最適な翼断面形状を明らかにすることを目的とした研究を行い、以下の主要な成果を得た。すなわち、剛体羽ばたき翼にとっての最適な断面形状は平板翼であり、昆虫の断面形状をそのまま剛体翼として使用しても平板翼の空力性能を超えることはできない。しかし、ヒンジ角制御による翼型モーフィングを行うことで、従来の平板翼を超える空力性能を得ることができ、最適なヒンジ角運動により、従来平板翼と比べ

て同じパワー消費量で 22.8%の大幅な揚力の増加を達成することが示された。これらの成果は、羽ばたき型超小型飛翔体の性能を大幅に向上させる有用な技術であり、今後はその実用化に向けた研究が望まれる。

<引用文献>

- [1] Keennon *et al.*, *Proc. AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA2012-0588, 2012.
- [2] Usherwood *et al.*, *J. Exp. Biol.*, 205, pp. 1547-1564, 2002.
- [3] Meng *et al.*, *J. Exp. Biol.*, 214, pp. 432-44, 2011.
- [4] Nagai *et al.*, *AIAA J.*, 47, pp. 730-742, 2009.

5. 主な発表論文等

[学会発表](計 16 件)

蓑田剛志, 永井弘人, 他 2 名, 弾性羽ばたき翼の振動特性と空力特性との関係, 第 57 回構造強度に関する講演会, 2015.08.05 発表予定, 岡山理科大学 (岡山市).

永井弘人, 他 3 名, モーフィング羽ばたき翼による空力性能の改善, 日本航空宇宙学会第 46 期年会講演会, 2015.04.16, 東京大学山上会館 (東京都).

永井弘人, 他 2 名, モーフィング翼型が昆虫羽ばたき翼の空力性能に与える効果, 第 27 回バイオエンジニアリング講演会, 2015.01.10, 新潟コンベンションセンター朱鷺メッセ (新潟市).

蓑田剛志, 永井弘人, 他 2 名, 羽ばたき翼の翼構造が空力弾性応答に及ぼす影響に関する数値的研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2014), 2014.11.28, 九州大学 (福岡市).

永井弘人, 他 2 名, ヒンジ接続による可変キャンバー羽ばたき翼の空力特性に関する数値的研究, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2014.10.09, 長崎ブリックホール (長崎市).

中村俊介, 永井弘人, 他 2 名, 共振型弾性羽ばたき翼の平面形状効果に関する研究, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2014.10.10, 長崎ブリックホール (長崎市).

Hiroto Nagai *et al.*, Investigation on Airfoil for an Insect-Sized Flapping Wing, The 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2014.09.08, St. Petersburg (Russia).

海老原朋之, 永井弘人, 他 3 名, 共振型弾性羽ばたき翼の固有振動数および空力弾性解析に関する実験的検証, 第 56 回構造強度に関する講演会, 2014.08.08, 浜北文化センター (浜松市).

中村俊介, 永井弘人, 他 2 名, 共振型弾性羽ばたき翼の平面形状が振動特性および推力特性に及ぼす影響, 第 56 回構造強度に関する講演会, 2014.08.08, 浜北文化センター (浜松市).

永井弘人, 他 2 名, 昆虫断面形状が羽ばたき翼の空力特性に与える影響, 第 46 回流体力学講演会 / 第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2014.07.04, 弘前文化センター (弘前市).

永井弘人, 昆虫の断面形状を考慮した羽ばたき翼の非定常空力解析, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2013), 2013.11.14, 山口大学 (山口市).

中村俊介, 永井弘人, 他 4 名, 共振型弾性羽ばたき翼の固有振動解析による推力特性の定性的評価に関する研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2013), 2013.11.14, 山口大学 (山口市).

永井弘人, 他 3 名, 共振型弾性羽ばたき翼の空力・構造設計に関する研究, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2013.08.07, 室蘭工業大学 (室蘭市).

Hiroto Nagai *et al.*, Investigation on Structural and Aerodynamic Characteristics of Resonant Type Elastic Flapping Wing, the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012.09.25, Brisbane (Australia).

永井弘人, 他 4 名, 空力弾性解析による共振型弾性羽ばたき翼機的设计, 第 54 回構造強度に関する講演会, 2012.08.01, 熊本市国際交流会館 (熊本市).

藤城努, 永井弘人, 他 2 名, 共振型弾性羽ばたき翼の固有振動特性と発生推力との関係, 第 54 回構造強度に関する講演会, 2012.08.02, 熊本市国際交流会館 (熊本市).

6. 研究組織

(1) 研究代表者

永井 弘人 (NAGAI, Hiroto)
九州大学 大学院工学研究院・助教
研究者番号: 50510674