

平成 30 年 6 月 11 日現在

機関番号：17102

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K18284

研究課題名(和文)空力性能を向上させるモーフィング羽ばたき翼構造システムの開発

研究課題名(英文) Study on morphing structural system of a flapping wing for high aerodynamic performance

研究代表者

永井 弘人 (Nagai, Hiroto)

九州大学・工学研究院・助教

研究者番号：50510674

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、羽ばたき翼の翼形状を各ストロークで常に最適に変形させるモーフィング羽ばたき翼を提案し、それによって従来の平板羽ばたき翼に比べて大幅な空力性能の向上を達成した。本研究では、能動および受動的な2種類のモーフィング手法を提案した。能動的モーフィングシステムでは、翼の断面形状を能動的に制御することで、モーフィング翼の基本的な空力性能と最適なモーフィング運動を、実験および数値解析により明らかにした。超小型飛翔体への搭載を想定した受動的モーフィングシステムでは、翼の空力弾性変形を利用することで軽量かつ小型なシステムでモーフィングを実現することに成功し、その数値解析手法を確立した。

研究成果の概要(英文)：In this study, we have proposed a morphing flapping wing, which can change the airfoil so as to have an optimal shape at every moment during a flapping cycle. We have developed two types of morphing system: active and passive control of airfoil. The active morphing flapping wing has a hinge connecting fore- and hindwings, which can achieve an appropriate camber in both the up- and downstrokes by actively controlling the hinge angle. The passive morphing system utilizes passive aeroelastic deformation of the flapping wing so that the system can be small size and light weight for the purpose of implementation in micro air vehicles. We experimentally and numerically clarified the effect of the morphing flapping wing on the aerodynamic characteristics and investigated optimal design parameters for high aerodynamic efficiency. The results show that the developed morphing wings successfully achieved an enhancement of lift without an increase of aerodynamic power.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：羽ばたき翼 Micro Aerial Vehicle モーフィング 低レイノルズ数 非定常流れ 空力弾性 可変キ
ャンバ 昆虫

1. 研究開始当初の背景

手の平サイズでの飛行を目指した超小型飛行体の研究開発が世界中で盛んに行われている。これは、地震や津波後の被災地域での捜索や、放射能汚染された原子力発電所建屋内部での観測など、人が入ることができない危険かつ複雑地形での活躍が期待されている。1m級の小型飛行体では、4つ以上の回転翼を配置したマルチローター機が成功を収め、空撮などで実際に運用されている。一方、さらに小型化した手の平サイズ程度の超小型飛行体になると、空気の粘性の影響が増大し（低レイノルズ数流れ）、外乱に対して不安定になるため、未だ実用的な機体の開発には至っていない。ところが、昆虫は小型サイズにも係らず屋外を自由に飛行しており、その飛行方法は超小型飛行体に適した方法の1つであると考えられる。昆虫の飛行を模倣した羽ばたき機の研究開発は世界で盛んに行われ、米国 AeroVironment 社の Nano Hummingbird (全長 16cm, 重量 19g) や、ドイツ Festo 社の BionicOpter(63cm, 175g)は、世界で最も成功した羽ばたき機の1つである。ところが、これら世界でトップクラスの羽ばたき機においても、サイズ・パワー・飛行能力という点で未だ昆虫のレベルには達していない。このことは、現状の羽ばたき機が、生物が本来持っている優れた飛行能力を十分に発揮できていないことを意味する。上述の羽ばたき機の成功は、MEMS 技術などの発展によるデバイスの小型軽量化の賜物であり、羽ばたき機の空力・構造設計手法は未だ確立されておらず、その設計は実験的な試行錯誤に依存している^[1]。超小型飛行体にとって羽ばたき型と回転翼型のどちらが有利なのかについて、現状においては明白な答えは得られていないが、羽ばたき翼が本来持つ能力を十分に発揮していない現状を考えると、羽ばたき型超小型飛行体は大きな可能性を秘めていると言える。

羽ばたき機の現状と昆虫との間の性能ギャップの原因として、本研究は羽ばたき翼の翼型に着目した。粘性の影響が強い低レイノルズ数流れにおいて、昆虫の羽ばたき翼が大きな揚力を発生させることができる理由については、多くの先行研究によって明らかにされてきた。その最も重要なメカニズムは、大迎角で翼を羽ばたかせることで発生する、強力で安定した前縁剥離渦の存在である。前縁剥離渦の負圧を翼上面に受けることで、羽ばたき翼は低レイノルズ数流れにおいても大きな揚力が得ることができる[*]。昆虫の羽ばたき翼の基本メカニズムを明らかにしたこれらの先行研究では、羽ばたき翼は平板剛体翼でモデル化された。往復運動を行う羽ばたき翼では、上下両面から空気が流入するため、その翼型は上下対称であることが望ましく、また前縁で強力な剥離渦を形成する必要から、前縁が尖った形状が良いとされ、したがって平板翼

は羽ばたき翼にとっての最適な翼型の1つである。しかし、実際の昆虫の翼型は平板ではなく、複雑な波（コルゲート）形状や反り（キャンバ）を有している。羽ばたき翼の翼型に関する従来研究では、コルゲート形状の空力効果は、羽ばたき翼では小さいと報告されている^[2]。キャンバは瞬間的に大きな空力効果があるものの、往復運動をする羽ばたき翼では、正負両方のキャンバを経験するため、1周期平均では平板翼よりも性能が劣ることが報告されている^[3]。これらの結果から、羽ばたき翼にとっての最適翼型は平板翼であるという結論が得られるが、上述の議論は全て剛体翼に限定したものである。高速で振動する羽ばたき翼では翼構造の軽量化は必須であり、その反作用として実際の羽ばたき翼では常に弾性変形を伴っている。現状の羽ばたき機のほとんどは、軽量化の観点から翅脈と膜で構成された弾性翼となっている。弾性羽ばたき翼では通常、空力弾性変形によって打ち上げ・打ち下ろしの両ストロークで逆キャンバになるため、平板剛体翼よりも空力性能は低下する。ところが、昆虫の翼の動きを詳細に測定した研究^[4]では、羽ばたき運動中の翼は常に正のキャンバを保っていると報告されている。しかし、昆虫はどのようにして羽ばたき中で常に正のキャンバを保っているのかは、まだ明らかになっていない。本研究では、昆虫は羽ばたき中に行っている翼型の変形（モーフィング）こそが、羽ばたき機の現状を打破する重要な技術であると考えられる。

2. 研究の目的

本研究では、羽ばたき翼の翼形状を、各ストロークで常に最適に変形させるモーフィング翼を提案し、以下の研究によって、従来羽ばたき翼に比べて大幅な空力性能の向上を目指した。(1)モーフィング羽ばたき翼の空力特性の解明。(2)モーフィング羽ばたき運動を実現する翼構造システムの研究。一般的に、モーフィング翼では構造・機構の複雑化と重量増加が問題になる。そこで研究(2)では、超小型羽ばたき翼に伴う受動的な空力弾性変形を積極的に利用することで、簡単なシステムとしてモーフィングを実現することを目指した。

3. 研究の方法

羽ばたき運動は、図1に示されるように、翼の打ち上げ・打ち下ろし運動であるフラッピング運動と、翼のスパン軸まわりのねじり運動であるフェザリング運動から成り、両者の運動の位相差が約 90deg で最も効率良く流体力を発生させることができる。本研究では、羽ばたき翼の性能を、ホバリング状態での空力特性で評価したため、翼は水平に羽ばたき、その結果として鉛直上向きの揚力および水平方向の抗力を発生させる。さらに本研究で

は、翼の能動的または受動的な変形を考慮することで、最適な翼断面形状となるようモーフィングを行った。本研究では、上述の目的を達成するために、主に以下の研究を実施した。

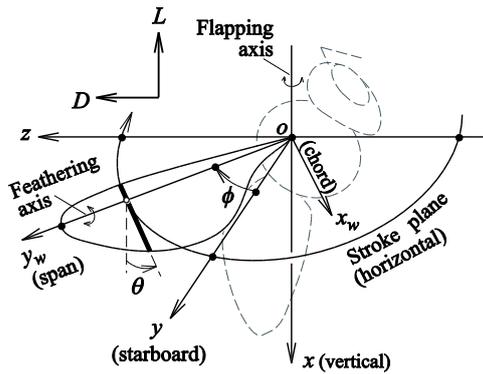


図 1. 羽ばたき運動の座標系

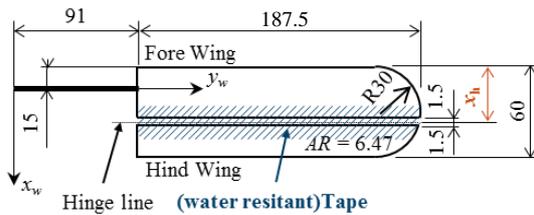


図 2. ヒンジ型モーフィング羽ばたき翼

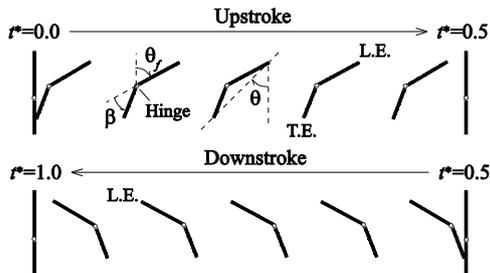


図 3. ヒンジ制御モーフィング翼の 1 周期間の翼断面の動き (例: $\beta_0 = 40^\circ$)

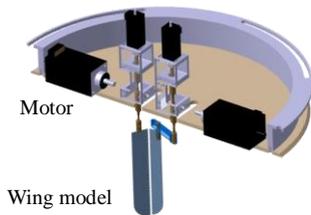


図 4. ヒンジ型モーフィング羽ばたき翼のスケールモデル装置

(1) 能動的ヒンジ制御によるモーフィング羽ばたき翼の空力特性の解明

本研究では、図 2 に示すヒンジで接続された前後 2 枚の剛体翼について、そのヒンジ角を羽ばたき中に能動的に制御することで、翼

全体として最適な翼断面形状を常年实现するモーフィングを行う。本研究では、そのヒンジ型モーフィング羽ばたき翼の空力特性を、実験および数値解析の両面から明らかにした。実験では、図 3 に示す羽ばたき翼のスケールモデルを作製し、それを水中で羽ばたかせることにより、羽ばたき中の非定常流体力を詳細に計測した。このとき、そのレイノルズ数を実際の昆虫のものと同じにすることで流れの相似性が保たれている。実験のレイノルズ数は 4630-7620 の範囲に設定した。ヒンジで接続された前後翼を 4 つのモータを使って能動的に制御することで、所望の羽ばたき運動およびヒンジ運動を与え、翼根に取り付けられたロードセルにより、翼全体に働く非定常流体力を計測した。また、数値解析では、本研究で開発した数値差分法に基づく 3 次元ナビエ・ストークスコードを用いて、羽ばたき中の非定常流体力および流れ場を計算し、ヒンジ位置 x_h やヒンジ角 β を変数として、最適なモーフィング運動を調べた。

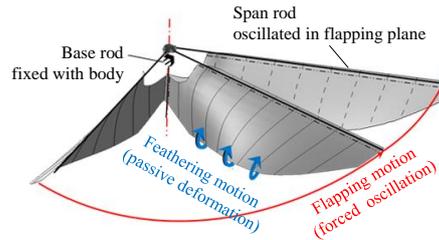
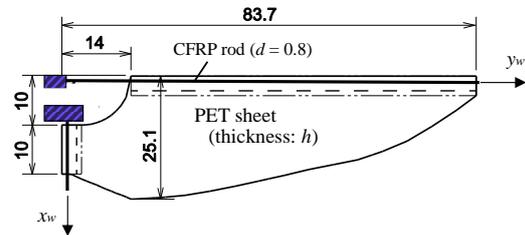


図 5. 弾性変形を利用した受動的モーフィング羽ばたき翼

(2) 受動的弾性変形を利用したモーフィング翼構造に関する研究

上述の研究 (1) では、ヒンジ角を能動的に制御してモーフィング運動を与えた。しかし、羽ばたき型超小型飛翔体においてモーフィング運動を実現する場合、複数のアクチュエータや複雑なリンク機構を翼の基部に搭載することは現実的ではない。そこで、本研究では、受動的な弾性変形によって、翼断面形状のモーフィングを実現することを目指した。その翼モデルを図 5 に示す。翼面は PET シートからできており、その前縁と翼根はシートが筒状になり、そこに 2 本の CFRP ロッドが通される。翼根の CFRP ロッドは機体に固定されて動かないが、前縁の CFRP ロッドはフラッピング方向 (面外方向) に強制加振

される。翼面は空力弾性変形によって受動的にフェザリング運動およびモーフィング運動が達成される。実験では、翼は羽ばたき加振装置に取り付けられ、10–30Hzの振動数で水平にフラッピング加振され、その結果として生じる時間平均揚力を電子天秤により測定した。また同時に、その非定常空力弾性応答を3台の高速ビデオカメラを用いて撮影し、翼の3次元変形応答を詳細に計測した。数値解析においては、翼の有限要素モデルを構築してその振動モード解析を行い、モード法と3次元ナビエ・ストークスコードを組み合わせた非定常空力弾性応答解析により、羽ばたき中の弾性応答および流れ場を計算した。ただし、図5に示す弾性翼では、膜の張力変化に起因する構造非線形性を有している。本解析では、静荷重試験から構造非線形性が開始されるねじり角を決定し、それを用いてモード法に簡易的な非線形性を導入した。

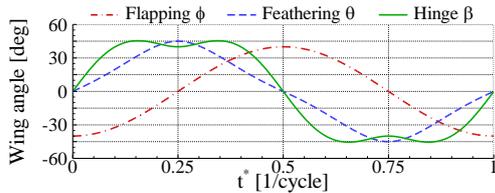


図6. 入力羽ばたき運動の時間履歴

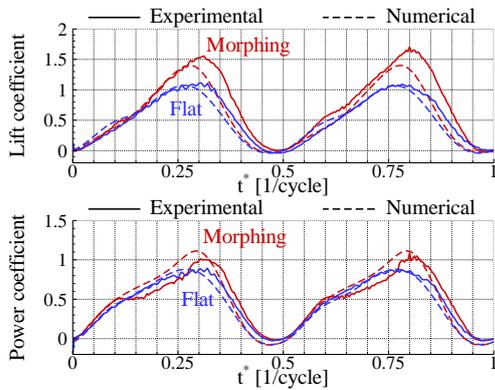


図7. 揚力・パワー係数の1周期時間履歴 ($\phi_0 = 40 \text{ deg}$, $\theta_0 = 45 \text{ deg}$, $x_h = 58\%$, $\beta_0 = 40 \text{ deg}$)

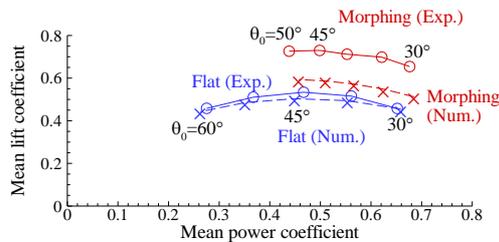


図8. 平均揚力係数とパワー係数の関係 ($\phi_0 = 40 \text{ deg}$, $\theta_0 = 45 \text{ deg}$, $x_h = 58\%$, $\beta_0 = 40 \text{ deg}$)

4. 研究成果

(1) 能動的ヒンジ制御によるモーフィング羽ばたき翼の空力特性に関する実験的・数値的研究

図4に示すヒンジ型モーフィング羽ばたき

翼のスケールモデルを水中で羽ばたかせ、その非定常流体力を計測した。また、同じモデルに対して数値解析を行った。代表的な設計変数として、フラッピング振幅 $\phi_0 = 40 \text{ deg}$ 、フェザリング振幅 $\theta_0 = 30\text{--}60 \text{ deg}$ 、ヒンジ位置 $x_h = 58\%$ コード長、ヒンジ角振幅 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$ についての実験結果をここで示す。このとき入力したフラッピング角 ϕ の時間履歴は、図6に示すように正弦波であるが、フェザリング角 θ およびヒンジ角 β は、実験装置のリンク機構の関係で正弦波とはならないことに注意する。モーフィング翼と平板翼の揚力係数およびパワー係数の時間履歴を図7にそれぞれ示す。併せて、数値解析結果も比較のため示す。数値解析では翼周りに物体適合H-H型格子を用い、翼コード方向に201点(翼面上に100点)、スパン方向に41点(翼面上に25点)、翼面法線方向に81点を配置した。実験結果を用いて、モーフィング翼と平板翼の揚力係数時間履歴を比較すると、モーフィング羽ばたき翼の揚力係数は、キャンバが形成される各ストロークで中央から後半にかけて平板翼よりも大きくなっており、瞬間の最大揚力係数は両ストローク共に約1.5倍になっている。一方、パワー係数の実験結果を比較すると、モーフィング翼は平板翼と比べて空力パワーの大きな増加は見られない。その結果として、図8に示す時間平均揚力係数とパワー係数との関係を見ると、モーフィング羽ばたき翼はパワーの増加を伴うことなく、揚力を約35%増加させることができる。この結果より、モーフィング羽ばたき翼の空力特性に対する有効性が実験的に示された。

一方、実験と数値解析結果を比較すると、図7に示す時間履歴では、平板翼の時間履歴は実験と解析で非常に良く一致している。一方、モーフィング翼については、各ストローク後半での揚力係数に差が見られるものの、モーフィングによる揚力増強効果を定性的に捉えることに成功した。図8に示す時間平均値では、揚力係数の絶対値に差が見られるが、全体的な傾向は良く捉えられており、本数値解析の妥当性が示された。

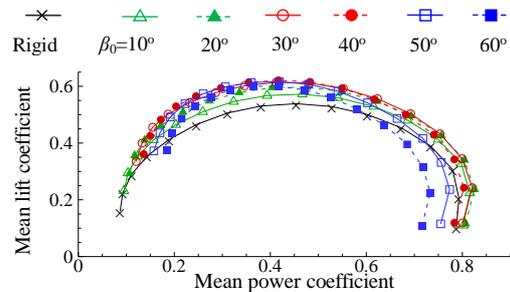


図9. ヒンジ角振幅 β_0 に対する1周期平均 C_L - C_P 極線図 ($x_h^* = 58$)

上述の数値解析を用いて、ヒンジ型モーフィング羽ばたき翼のパラメトリックスタディを行った。ヒンジ位置を $x_h = 58\%$ に固定し

て、ヒンジ角振幅 β_0 を変化させたときの時間平均空力特性の変化を図9に示す. 図9より、ヒンジ角振幅 β_0 の増加により、それぞれの揚力-パワー極線図は上へシフトするが、 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$ 以上からは極線図は下へシフトしており、 $\beta_0 = 40 \text{ deg}$ 付近に最適ヒンジ角が存在していると考えられる. その他、ヒンジ位置 x_h やヒンジ回転のタイミングも変化させた解析を行い、最適なヒンジ位置・ヒンジ角・ヒンジ回転のタイミングを示した.

以上より、本研究ではヒンジによる能動的なキャンバ制御によるモーフィングを行うことで、羽ばたき翼の揚力性能の向上を、パワーの上昇を伴うことなく達成できることを実験的に証明し、それを模擬する数値解析モデルを構築した. 本研究で構築された数値解析ツールを用いて、今後はより包括的なモーフィング羽ばたき翼の数値最適設計を行う予定である.

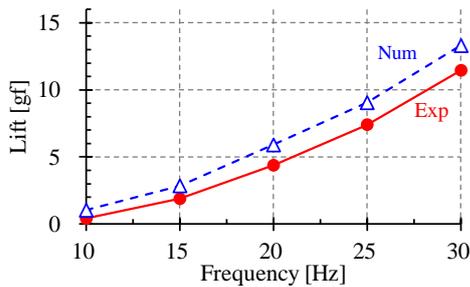


図 10. 弾性翼の平均揚力と加振振動数の関係

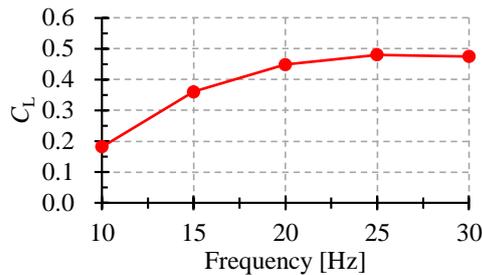


図 11. 弾性翼の揚力係数 (実験結果)

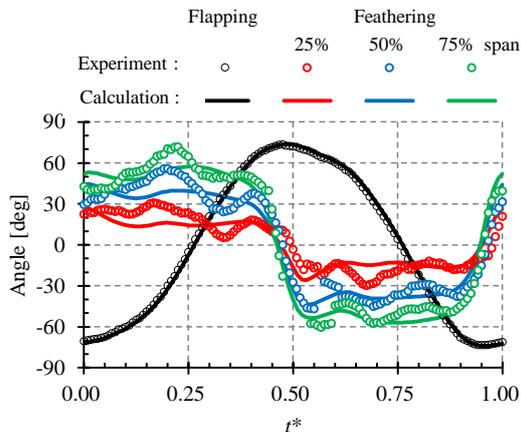


図 12. 羽ばたき翼の変形履歴(25Hz 加振)

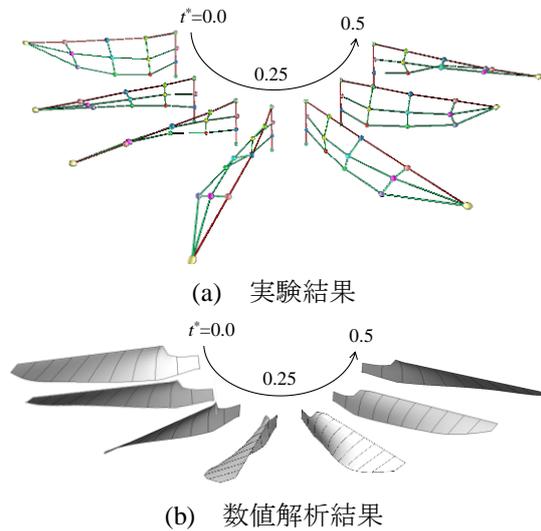


図 13. 弾性翼の半周期変形応答(25Hz 加振)

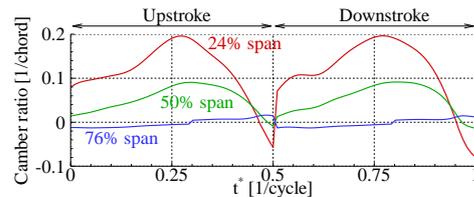


図 14. 羽ばたき翼のキャンバ履歴(25Hz 加振)

(2) 受動的弾性変形を利用したモーフィング翼構造に関する研究

図5に示す弾性翼モデルについて、振動数 10–30Hz、フラッピング振幅 $\phi_0 = 63.3 \text{ deg}$ で翼根を強制加振したときに発生する時間平均揚力を、実験結果および数値解析結果と比較して図10に示す. 翼面を構成する PET シートには $50\mu\text{m}$ の板厚の物を使用した. また数値解析では、翼コード方向に 161 点 (翼面上に 60 点)、スパン方向に 35 点 (翼面上に 25 点)、翼面法線方向に 61 点を配置した. 図10より、数値解析結果は実験結果の傾向を良く表している. 75%スパンでの最大フラッピング速度を代表速度として表した揚力係数の実験結果を図11に示す. 本弾性翼モデルは、フラッピング運動のみが入力され、フェザリング運動は受動的な変形によるものであるが、その揚力係数は約 0.5 に達し、能動的フェザリング入力を用いた平板翼の揚力係数 (図8) と同等の揚力係数を達成することができた. この高性能の原因として、弾性翼では適切なキャンバが形成されたものと考えられる. 図12では、振動数 25Hz で加振した翼の1周期の変形応答履歴を、実験結果と数値解析とを比較して示す. 数値解析は、翼全体の受動的なフェザリング運動の様子を良く再現している. 図13では、半周期の翼の弾性変形応答の様子を示す. 数値解析は、キャンバの形成も含めて、実際の翼応答を良く再現している. 図14は、数値解析結果に基づく、各スパン断面におけるキャンバの時間履歴である. 翼端側 (76%スパン位置) で

はほとんどキャンバは形成されていないが、翼根側では両ストロークで正のキャンバが形成されるようモーフィングが行われ、50% スパン位置では最大約 10%、24% スパン位置では最大約 20% のキャンバが形成された。

本研究では、受動的な弾性変形を利用したモーフィング羽ばたき翼を開発し、その空力性能の評価および数値解析モデルの開発を行った。開発した弾性翼では、所望のキャンバモーフィングが実現されていることが確認された。今後は開発した数値解析ツールを用いて、翼の軽量化を含めた包括的な設計を行い、機体への実装を目指す。

参考文献

- [1] Keennon, et al., "Development of the Nano Hummingbird: A Tailless Flapping Wing Micro Air Vehicle", Proc. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, (2012), AIAA2012-0588.
- [2] Du, G. and Sun, M., "Effects of Wing Deformation on Aerodynamic Forces in Hovering Hoverflies, J. Exp. Biol., 213 (2010), pp. 2273-2283.
- [3] Nagai, H., Isogai, K., Uda, N. and Ono, K., "Investigation on Airfoil for an Insect-Sized Flapping Wing", Proc. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, (2014), 10pp.
- [4] Walker, S. M., Thomas, A. L. R. and Taylor, G. K., "Deformable Wing Kinematics in Free-Flying Hoverflies", J. Roy. Soc. Interface, 7 (2010), pp. 131-142.

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 3 件)

- ① Hiroto Nagai, Shunsuke Nakamura, Masahiko Murozono, Kosei Ono, Nobuhide Uda, "Structural Design of Aeroelastic Flapping Wing", Proc. the First International Symposium on Flutter and its Application, 10pp, (2016). (査読あり)
- ② Taeyong Kim, Hiroto Nagai, Kosei Ono, Nobuhide Uda, Yuji Ohya, "Two-Dimensional Aeroelastic Analysis of a Brimmed-Diffuser Shroud with Composite Material for a Wind Turbine", Proceedings of the First International Symposium on Flutter and its Application, JAXA Special Publication, 10pp, (2016). (査読あり)
- ③ 永井弘人, "モーフィング羽ばたき翼による MAV 空力性能の向上", 日本航空宇宙学会誌, Vol. 64, No. 10, pp. 293-298, (2016). (査読あり)

[学会発表] (計 1 2 件)

- ① 田中一成, 米本祥太, 永井弘人, 宇田暢秀, 室園昌彦, "膜型モーフィング羽ばたき翼の空力弾性応答計測および数値解析", 第 55

回飛行機シンポジウム, 2017, 8pp.

- ② 池田怜史, 永井弘人, 宇田暢秀, 平川裕一, 室園昌彦, "アングル断面を有する羽ばたき翼の空力特性に関する実験的・数値的研究", 日本機械学会 2017 年度年次大会, 2017, 5pp.
- ③ 山本優也, 永井弘人, 宇田暢秀, 平川裕一, 本田崇, "羽ばたき運動を利用した磁気駆動マイクロポンプの開発と性能評価", 日本機械学会 2017 年度年次大会, 2017, 5pp.
- ④ 大嶋柔喜, 永井弘人, 宇田暢秀, "昆虫の翼構造を応用したマイクロフラッタ発電に関する数値的研究", 日本航空宇宙学会西部支部講演会(2017), 2017, 6pp.
- ⑤ 蓑田剛志, 永井弘人, 宇田暢秀, 小野幸生, 室園昌彦, "羽ばたき翼におけるコルゲート断面形状の空力弾性的有効性に関する研究", 第 58 回構造強度に関する講演会講演集, 2016, pp. 10-12. (若手奨励賞受賞)
- ⑥ 米本祥太, 永井弘人, 小野幸生, 室園昌彦, 宇田暢秀, "構造非線形性を有する膜型弾性羽ばたき翼の空力弾性解析", 第 58 回構造強度に関する講演会講演集, 2016, pp. 141-143.
- ⑦ 森智紀, 福島航, 永井弘人, 室園昌彦, 宇田暢秀, 小野幸生, "マイクロフラッタ発電に用いる 3 次元弾性翼の構造特性と発電特性との関係", 第 58 回構造強度に関する講演会講演集, 2016, pp. 138-140.
- ⑧ 永井弘人, 海老原朋之, 室園昌彦, 宇田暢秀, 小野幸生, "羽ばたき型マイクロポンプの基本性能に関する数値的研究", 日本機械学会 2016 年度年次大会講演集, 2016, 5pp.
- ⑨ Takeshi Minoda, Hiroto Nagai, Nobuhide Uda, Kosei Ono, Masahiko Murozono, "Effect of Vibrational Mode on Aerodynamic Characteristics for an Elastic Flapping Wing", Proc. 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2015, 12pp.
- ⑩ 蓑田剛志, 永井弘人, 宇田暢秀, 小野幸生, "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, pp.1-3.
- ⑪ 海老原朋之, 永井弘人, 室園昌彦, 宇田暢秀, 小野幸生, "羽ばたき型マイクロポンプの非定常流体解析", 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2015), 2015, 6pp.
- ⑫ 永井弘人, 蓑田剛志, 宇田暢秀, 小野幸生, "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 期年會講演会講演集, 8pp.

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：5 0 5 1 0 6 7 4