

東 海 大 学 大 学 院 平 成 2 8 年 度 博 士 論 文

トンボの飛翔と翅の構造に関する
バイオミメティクス研究

指導 落合 成行 教授

東海大学大学院総合理工学研究科

総合理工学専攻

中 尚義

目 次

第1章 序 論	1
1.1 本研究の背景	1
1.2 昆虫の飛翔能力について	3
1.3 昆虫の飛翔に関する従来研究と課題	6
1.4 本研究の目的と概要	9
第2章 トンボの飛翔と羽ばたきを模擬したシミュレータの開発	11
2.1 緒 言	11
2.2 トンボの飛翔	11
2.2.1 羽ばたき運動の定義	11
2.2.2 羽ばたき運動の解析方法	14
2.2.3 直線飛翔時の羽ばたき運動の解析	18
2.2.4 離陸時の羽ばたき運動の解析	20
2.3 トンボの羽ばたきを模擬したシミュレータの開発	22
2.3.1 羽ばたき機構の設計方法	22
2.3.2 羽ばたきシミュレータの作製および運動解析	26
2.4 結 言	29
第3章 自由飛翔時に発生する空気力の実験的検証	30
3.1 緒 言	30
3.2 実験装置および方法	30
3.2.1 フラッピングおよびフェザリング角度が異なる羽ばたきシミュレータ	30
3.2.2 羽ばたき時の揚力および推力測定実験	31
3.2.3 羽ばたき時の翅周りの流れの可視化および PIV 解析	34
3.3 実験結果	35
3.3.1 フラッピング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果	35
3.3.2 フェザリング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果	37
3.3.3 羽ばたき時の翅周りの流れの可視化および PIV 解析結果	40
3.4 結 言	43
第4章 トンボの翅構造を模擬した人工翅の設計と検証	44
4.1 緒 言	44
4.2 翅の振動特性	44
4.2.1 強制加振実験による固有振動数の測定方法	45

4.2.2 トンボの翅の固有振動数.....	46
4.2.3 人工翅の固有振動数.....	47
4.3 翅の変形特性	49
4.2.2 羽ばたき試験機を用いた羽ばたき時の翅の変形の測定方法	50
4.2.2 トンボの翅の羽ばたき時の変形.....	51
4.2.3 結節模倣翅の羽ばたき時の変形および性能評価	53
4.4 数値解析を用いた結節による変形の評価.....	60
4.4.1 結節翅モデル.....	60
4.4.2 解析条件	62
4.4.3 滑空時の空力特性の解析結果.....	67
4.4.4 羽ばたき時の空力特性の解析結果.....	73
4.6 結 言	83
第 5 章 飛翔可能な小型機構の開発と飛翔実験.....	85
5.1 結 言	85
5.2 小型機構および人工翅の設計.....	85
5.3 飛翔実験	86
5.4 結 言	94
第 6 章 結 論	95
6.1 結 論	95
6.2 謝 辞	99
6.3 主要記号	100
6.4 文 献	102

第1章 序 論

1.1 本研究の背景

自然界には多種多様な生物が存在している。それら生物は長い歴史における進化の過程で環境に適応するように様々な機能や構造を獲得してきた。そうした様々な機能や構造は優れた特性を発現し、それらは現在の人工物の特性を凌駕するものが数多く存在する。こうした生物の持つ優れた特性を人工物に応用することを目指した学問をバイオミメティクス（生物模倣技術）と呼ぶ。生物は太陽光や化学エネルギー、汎用元素を用い、その生態は当然のことながら自然と調和した低環境負荷を実現している。こうした生物の生態に学ぶことで、現代の人間社会が抱える地球温暖化等の環境問題や化石燃料の枯渇等の資源・エネルギー問題といった様々な問題を解決する手段として注目を集めている。

バイオミメティクスという言葉は 1950 年代後半に神経生理学者である Otto Schmitt によって提唱された⁽¹⁾。Otto Schmitt は生物の神経系における信号処理を模倣することでノイズ除去回路として知られる「シュミット・トリガー」を発明している⁽²⁾。しかしながら生物を模倣した技術はさらに古くから存在し、1935 年に開発された世界初の合成繊維であるナイロンは絹を模倣して作られ⁽³⁾、1940 年代後半にはゴボウの実が服や毛にくっつくことを模倣した面ファスナー⁽⁴⁾が開発されている（図 1.1）。初期には人工酵素など化学系の分野が多かったが、1990 年代後半頃から計測機器の進化やナノテクノロジーの発展により電子顕微鏡による生物観察などが盛んに行われるようになり、現在では材料や機械、制御などあらゆる分野で生物にヒントを得た研究が行われている。例えばハスの葉の表面構造を模倣した

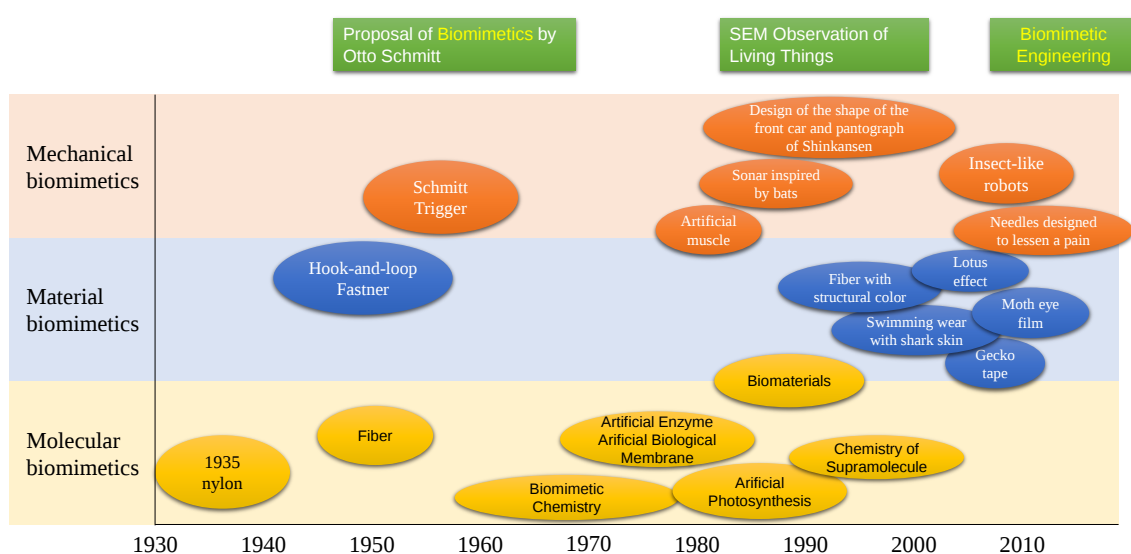


Fig. 1.1 History of biomimetics research
(文献(5)を基に著者が作成)

超撥水（ロータス効果）⁽⁶⁾やコウモリのエコーロケーションを模倣したソナー⁽⁷⁾、魚群の行動を模倣した群制御アルゴリズム⁽⁸⁾など様々な分野で研究、開発が行われている。バイオミメティクスへの関心は年を経るごとに高まっており、図 1.2 に示すようにその論文数も増加の一途をたどっている⁽⁹⁾。特に 2000 年に入ってから計測機器の発展に伴って論文数が急激に増加している。このように、バイオミメティクスは特定の分野に限らずあらゆる分野で注目を集めている。

数ある生物種の中でも特に注目に値するのが昆虫である。昆虫は約 4 億 8000 万年前に発生し、そこから様々な進化を遂げることで現在では地球上に存在する生物種の中でも多くの種類が存在している⁽¹⁰⁾。昆虫はそれぞれの環境に適応することで非常に多様な機能を発現していることから、バイオミメティクスのモデルとして様々な研究がなされている。例えば蛾の複眼の表面にはナノメートルの凹凸構造が敷き詰められている。これはモスアイ構造と呼ばれ、これにより光の反射を極限まで小さくし、夜間においても微量な光を無駄なく取り込むことができる^{(11),(12)}。このモスアイ構造を模倣することで光の反射を防止する無反射フィルムが開発されている⁽¹³⁾。その他、蚊の針は刺されても痛みをほとんど感じないことにヒントを得た無痛注射針⁽¹⁴⁾やモルフォ蝶の発色原理を模倣した構造色繊維⁽¹⁵⁾など、その例は枚挙にいとまがない。

Biomimetic publications by year

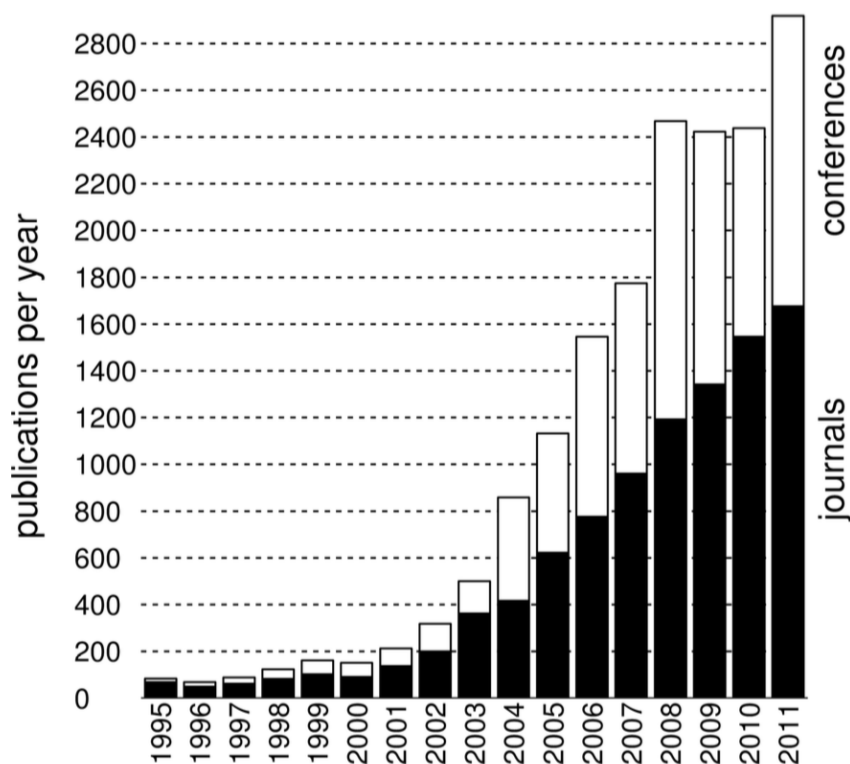


Fig. 1.2 Publications of biomimetics⁽⁹⁾
(文献(9)の図より引用)

昆虫の最も特徴的な機能として挙げられるのが“空を飛ぶこと”である。昆虫は地球の歴史において最初に空中に飛び出した生物である。約 4 億年前に昆虫は翅を持つことで生物において初めての飛翔を可能とし、それにより様々な生存戦略を得るに至った^{(10),(16)}。現在でも昆虫の多くは翅を有しており、“空を飛ぶこと”は昆虫の基本機能と言っても過言ではないだろう。しかしながら、その基本機能である飛翔については未だ多くの謎が残っている。小型の物体には寸法効果の影響により粘性力が強く働く環境（低レイノルズ数領域）にあり、固定翼や回転翼といった現在の人工物の飛行様式では揚抗比等の効率が悪くなることが知られている⁽¹⁷⁾。しかしながら、昆虫は小型でありながら自在な飛翔を行っており、そのメカニズムは従来の人工物の飛行様式とは異なるものであると考えられている。そうした昆虫の飛翔メカニズムに着目し、その応用先として考えられているのが超小型飛翔体（Micro Air Vehicle: MAV）である。MAV は全長 15 cm 以下の飛翔体で、崩落した建物内部などの危険かつ狭小な空間における探索に有効な手段として期待されているものである。MAV には狭小な空間で活動するための優れた運動性能が求められる。これまでに従来の固定翼型や回転翼型の MAV も開発されている^{(18),(19)}が、昆虫サイズでは未だ実用に足るものは実現されていない。これに対し、昆虫の優れた飛翔能力をモデルとした MAV を開発することで、MAV の要求仕様を満たす優れた MAV が実用化できるとして注目を集めている。このような背景のもと、本研究では昆虫、特に飛翔能力の高いトンボの飛翔メカニズムに着目し、その飛翔メカニズムを解明するとともに、それに基づいた MAV を開発することを目指すものである。

1.2 昆虫の飛翔能力について

前節で述べた通り、昆虫は小型でありながら優れた飛翔能力を有している。そうした昆虫の飛翔の特徴として羽ばたき飛翔が挙げられる。従来の人工物の飛行体である固定翼型の航空機や回転翼型のヘリコプターでは、固定翼は高速飛行、回転翼はホバリングが得意ではあるが両方を行うことは難しい。一方、羽ばたきを行う昆虫では高速飛行とホバリングの両方を行うことが可能であり、加えて優れた運動性能を示す⁽¹⁶⁾（表 1.1）。これは狭所で活動することが求められる MAV において重要な能力であり、MAV のモデルとして昆虫の羽ばた

Table 1.1 Performance of each flight type

	High-speed flight	Hovering	maneuverability	Energy efficiency (in small size)
Fixed wing	◎	×	○	△
Rotary wing	△	○	△	△
Flapping wing	○	○	◎	◎

き飛翔が優れている理由の一つである。また、羽ばたきは昆虫に限らず鳥などの他の生物も行っているが、イヌワシやアホウドリのように大型の鳥類では羽ばたきよりも滑空飛行の割合が高いのに比べ、小型の鳥類や昆虫は羽ばたき飛翔の割合が高く、1秒間に羽ばたく回数（羽ばたき周波数）も多い。前述の通り、固定翼や回転翼では昆虫サイズまで小型になると非常に効率が悪くなることが知られている。人工物も含め、大型の物体は飛行する場合には慣性力が支配的な環境（高レイノルズ数）となり、固定翼や回転翼では高速で飛ぶほど高い揚力を得ることができる。一方、小型の物体は粘性力が支配的な環境（低レイノルズ数）となり、従来のいわゆる翼型の固定翼や回転翼では飛行速度が上がると粘性摩擦により抗力が大きくなるため揚力を得ることが難しくなる⁽²⁰⁾。しかしながら、昆虫はそのような粘性力が支配的な環境においても高い飛翔性能を示す。これは、昆虫などの小型の生物は慣性力に起因する揚力だけでなく、粘性力に起因する抗力をも上手く利用して浮力を得ていると考えられている（図 1.3）。こうしたことから、小型であるほど羽ばたき飛翔が有効であることは明らかである。

昆虫の羽ばたきのメカニズムには大きく分けて 2 種類が存在する^{(23),(24)}。一般に飛翔昆虫には飛翔筋と呼ばれる筋肉が存在する。飛翔筋は胸部外骨格の中に収められており、その飛翔筋の収縮によって翅が駆動されるのはどの昆虫でも同様であるが、種類によってその駆動方法が異なる。一つは 1 対の筋肉が翅に直接接続され、筋肉の伸縮によって翅を直接制御

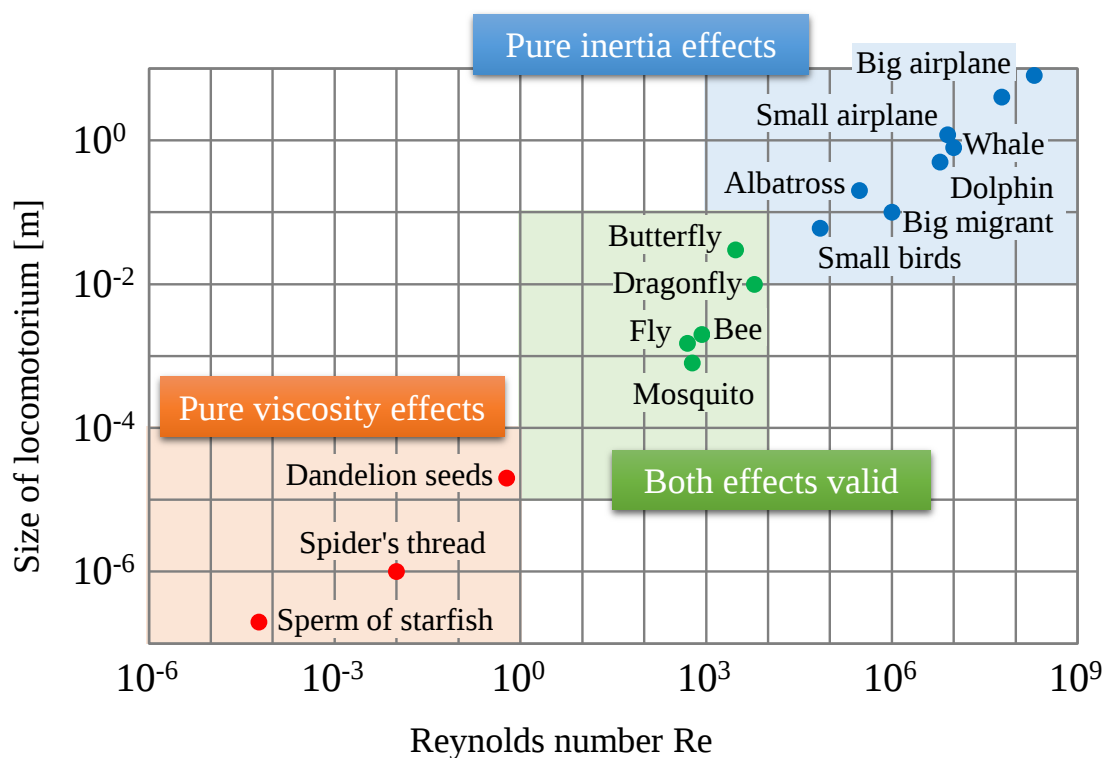


Fig. 1.3 Relationship between size of locomotorium and Reynolds number
(文献(21)および文献(22)を基に著者が作成)

し羽ばたきを行う機構となっていて、直接飛翔筋型と呼ばれる⁽²⁵⁾。もう一つは翅と筋肉が外骨格を介して接続され、筋肉の伸縮による外骨格の振動を伝達することで翅を羽ばたかせる機構となっているもので、関節飛翔筋型と呼ばれる⁽²⁶⁾。トンボやチョウなどの比較的大型の昆虫は直接飛翔筋型で、羽ばたき周波数は 10 Hz から 50 Hz 程度である。一方、ハエやハチなど比較的小型の昆虫は関節飛翔筋型であり、羽ばたき周波数は 100 Hz から 500 Hz 以上と高い値を示す⁽²⁷⁾ (図 1.4)。小型の飛翔昆虫は体を小型化するにあたり翅も小さくなるため、より高い周波数で羽ばたくことで大きな揚力を発生させていると考えられる。一方、直接飛翔筋型では羽ばたき周波数は高くはないが、翅と筋肉が直接接続されていることで翅の制御性が高く、状況に応じて羽ばたきを変化させることで自在な飛翔を可能にしていると考えられる。

昆虫の中でも特に飛翔性能が高いのがトンボである。トンボは直接飛翔筋により 4 枚の翅を個別に制御することが可能であり、それにより高速飛翔やホバリングが可能な他、急加

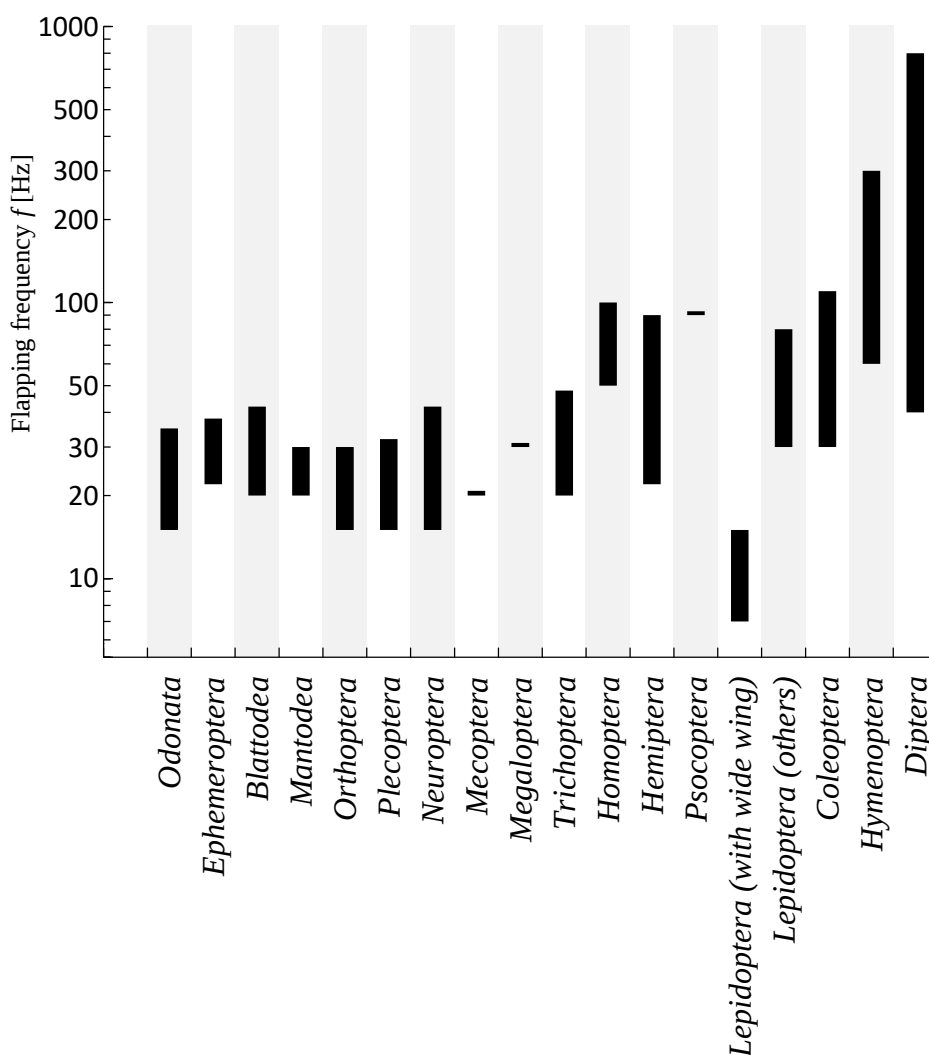


Fig. 1.4 Flapping frequency of insects

(文献(16) (原典(28)) の図を基に著者が作成, 英訳)

減速や急旋回など高い運動性能を示すなど他の昆虫と比較して特に優れた飛翔能力を有している。飛翔速度はトンボの中でも比較的大型のギンヤンマで巡航速度が 3 m/s 程度、最高速度は 7 m/s 以上とされ、瞬間的には 100 km/h に達する種も存在するとされている⁽²⁹⁾。さらにトンボは翅が 1 枚欠損しても飛翔を継続できるロバスト性も兼ね備えている⁽²⁴⁾。また、トンボは滑空飛翔も可能であり、日本海を横断した種も報告されている⁽³⁰⁾、滑空によるエネルギー消費の少ない飛翔と羽ばたきによる運動性の高い飛翔をどちらも行うことが可能である。こうしたトンボの優れた飛翔能力は狭小な空間で活動する MAV の要求仕様を満たすものであり、MAV のモデルとして優れているといえる。

1.3 昆虫の飛翔に関する従来研究と課題

前節で昆虫の優れた飛翔能力について述べたが、その飛翔メカニズムについては未だ明らかでない。従来の航空力学は慣性力が支配的な環境においては有効であるが、飛翔昆虫のような粘性力の影響が大きい低レイノルズ数の環境での飛翔を説明するには不十分である。そのため、飛翔昆虫の優れた飛翔メカニズムを解明するため、これまでもいくつかの研究がおこなわれている。これまでの研究を大別すると、昆虫自体の構造や運動を明らかにする研究、飛翔時の非定常流れを明らかにする研究、実際の MAV への応用を目指した研究が挙げられる。以下ではそれぞれの研究事例について述べる。

昆虫自体の構造や運動を明らかにする研究では実際の昆虫を観察、実験することで羽ばたきの機構や翅の構造について検討し、それを基に羽ばたき時の生成空気力や翅自体の特性を明らかにする取り組みが行われている。橋本ら^{(23),(24)}は昆虫のシンプルな構造と高度な飛翔に着目し、トンボを含む昆虫の飛翔筋構造の観察や正常な状態と翅が一部欠損した状態での羽ばたき運動の観察、それらを基にした翅の動力学モデルの提案および人工翅の実験を行っている。これによりハエやハチは間接飛翔筋構造により翅を振動させているのに対し、トンボは直接飛翔筋構造であるため能動的に羽ばたき運動を制御することが可能であることを確認している。それにより、翅が一部欠損しても直接飛翔筋構造では振動数を変えることで飛翔を継続できるが、間接飛翔筋では外骨格の振動数を変えることができず飛翔を継続できないことを明らかにしている。また、上記の知見から翅の動力学モデルを提案している。Azuma ら^{(31),(32)}はトンボの羽ばたき運動を観察し、準定常理論により羽ばたき時の生成空気力を理論的に明らかにする取り組みを行っている。トンボの羽ばたき運動を正弦波状のモデルとし、翅の揚抗特性と流入流速から定常理論に基づいて羽ばたき時の揚力および推力を算出している。高橋ら⁽³³⁾はトンボが前翅と後翅で位相差を変化させて羽ばたくことに着目し、トンボをモデルとした羽ばたき機構を用いて飛行と羽ばたき位相差の関係について検討している。それにより加速、低速、高速のように飛行速度によって適した羽ばたき位相差が存在することを明らかにしている。小杉、吉田、石川ら^{(34)~(38)}はトンボと同等のサイズでトンボの羽ばたき運動を再現することが可能な羽ばたきシミュレータを開発

している。これによりトンボの直線飛翔やホバリングなどの自由飛翔時の羽ばたき運動を再現し、その時の生成空気力の測定や流れ場の可視化等を行っている。翅の構造ではその振動特性や変形、形状といった観点から研究が行われている。Jongerus ら⁽³⁹⁾はマイクロ CT スキャナーを用いたトンボの翅の 3 次元スキャンにより翅脈パターンを含む翅構造の解析を行い、それを基に 3 次元ビームとシェルで構成される翅の有限要素モデルを作製した。そのモデルを用いて翅の固有振動数や羽ばたき時の変形について検討した。それにより、翅の固有振動数は 154 Hz とトンボの羽ばたき周波数よりも 4.8 倍大きく、また打ち下ろし時と打ち上げ時で翅の変形の大きさに違いがあることを述べている。藤井ら⁽⁴⁰⁾や Chen ら⁽⁴¹⁾も同様に翅の固有振動数を測定しており、それぞれ 115 Hz, 170 Hz といった測定結果を得ている。さらに Sunada ら⁽⁴²⁾は翅が長軸まわりのねじり方向にも変形することに着目し、ねじり変形に対する固有振動数の測定も行っている。石原ら⁽⁴³⁾は形態学的にハエ目の翅のひねり運動が受動的なものである可能性について言及し、4 種類のハエ目の昆虫をモデルに流体構造連成を考慮した拡大相似則モデルを用いて羽ばたき時に生じる受動的なひねり運動と揚力の生成について検討している。これによりハエ目のひねり運動は基本的に受動的に生じると結論付けている。Obata ら^{(44),(45)}はトンボの翅の断面形状がコルゲーションと呼ばれる波型形状が定常流れにおいてどのような特性を示すかについて実験を行っている。それにより、低レイノルズ数流れにおいて波型形状の上面で小さな渦列が生成されることで薄い翅でありながら空気の流れが翼型を形成することを確認している。それにより、粘性力が支配的となる低レイノルズ数流れにおいても良い空力特性を示すことを明らかにしている。

昆虫の羽ばたき飛翔については、初期は航空力学で用いられる定常空気力学理論に基づいた解析が行われていたが、後にこの理論では静止飛翔時に必要な揚力が推定できないことがわかっている。これに対し、昆虫の羽ばたき飛翔においては非定常渦流れが重要であると推測されている。そのため、相似則に基づいた拡大モデルを用いた実験や数値解析による飛翔時の非定常流れ場を明らかにする取り組みが行われている。その中でも特に代表的な研究が、Ellington ら⁽⁴⁶⁾のスズメガを用いた可視化実験と、Dickinson ら⁽⁴⁷⁾による小型ハエの拡大翼モデルを用いた流れ場と翼に働く力の計測実験である。Ellington ら⁽⁴⁶⁾は風洞内にスズメガを固定し羽ばたき時の流れの可視化を行った。羽ばたき時には翅の前縁部から流れが剥離するが、その際前縁渦(Leading-edge Vortex)と呼ばれる渦が発生する。通常は流れが剥離すると失速が起り揚力を得られなくなるが、羽ばたき時は前縁渦がしばらく前縁近傍に留まることで剥離した流れが前縁渦により剥離した流れが再付着する様子が確認されている。この前縁渦による効果で失速の発生が遅延することを明らかにしている。これを羽ばたき時に生じる動的な失速遅れ(delayed stall)と呼び、昆虫の羽ばたき飛翔において重要な揚力発生要因といえる。Dickinson ら⁽⁴⁷⁾はショウジョウバエの翅を模擬した拡大モデルを用い、羽ばたき時に生成される揚力の計測と流れ場の PIV 計測を行っている。これにより、羽ばたき時には失速遅れ(delayed stall)だけでなく、翅のねじり運動により生じる回転循環(rotational circulation)や発生した渦を利用する後流捕獲(wake capture)といった現象が存在し、

これらが揚力を増大させていることを述べている。同様に中村ら⁽⁴⁸⁾はホソヒラタアブを基とした拡大モデルの羽ばたき機構を作製，羽ばたき翼まわりの流れ場の PIV 計測を行うとともに，離散渦法による数値解析の結果と比較することで流体力の評価を試みている。これにより翼のひねり運動により後縁渦(Trailing-edge Vortex)や前縁渦(Leading-edge Vortex)が発生し，その渦を捉えながら羽ばたきを行うことで正の推力が得られることを確認している。また，田端，小関，永井ら^{(49)~(51)}は前述の先行研究^{(34)~(38)}で作製された羽ばたきシミュレータを用いてスモークワイヤー法による羽ばたき時の流れ場の可視化を行っている。これにより前翅で生成した渦が後翅に干渉することなどが観察されている。これらは推測通り昆虫の羽ばたき飛翔においては非定常渦流れが重要であることの証拠となっている。近年ではコンピュータの著しい発展により，大規模な数値解析により昆虫の羽ばたき時の流れ場を明らかにする取り組みも行われている。Nakata と Liu⁽⁵²⁾はスズメガをモデルとして柔軟性を考慮した翅の空力特性評価を行うことを目指した流体—構造連成(FSI)モデルの提案を行っている。有限要素法をベースに翅の変形の構造解析と流れ場の流体解析を行い，数値解析により定量的に空気力や効率について検討するものである。モデルには翅脈構造や翅膜のほか，密度や異方性も考慮した設定を行っている。これにより，剛体翼と柔軟翼で羽ばたき時の流れ場が異なることを確認している。Koehler ら⁽⁵³⁾は実際のトンボの羽ばたき運動を基に 3 次元の羽ばたき運動をシミュレーションし，その時に生じる翅周りの渦について数値解析のより可視化することを試みている。

近年では実際の MAV の試作も進められている。Pornsin-Sirak ら^{(54),(55)}は MEMS 技術を用いた人工翅の作製とそれを用いた軽量の羽ばたき機の開発を行っている。翅脈としてチタン合金を，翅膜としてパリレン C を用いて蝶やトンボなど様々な形状の翅を MEMS 技術により作製し，その空力特性について検討している。その知見を基に MEMS 翅を搭載した重量 10.6 g (バッテリー含む) の羽ばたき機を製作し，5~18 秒の自由飛翔に成功している。藤川，Shindo ら^{(56)~(58)}は蝶の羽ばたきを模倣した羽ばたきロボットの開発を行っている。蝶の羽ばたき運動についてボディの運動や翅の弾性変形，流れ場を考慮した運動解析を行い，それを基にゴム動力の羽ばたき機を開発している。羽ばたき機では蝶の飛翔筋構造を模倣した弾性体リンクを提案しており，それを用いることで重量約 500 mg の実機での飛び立ち飛翔に成功している。Clerc, Croon ら^{(59)~(62)}は DelFly と名付けた複葉型の羽ばたき機を開発し，バッテリーを搭載したうえで旋回やホバリングといった飛翔の制御を可能にしている。Wood ら^{(63),(64)}はハチと同サイズの飛翔ロボットである Robobees を開発している。Robobees は全長 3 cm 程度，重量約 100 mg の極小の飛翔ロボットで，圧電式の人工筋肉により 2 枚の翅を 120 Hz と高速で羽ばたかせることで揚力を得て飛翔することが可能である。

上記の様にいくつかの MAV は羽ばたきによる飛翔に成功している。しかしながら，現在では制御ができず長時間の飛翔が行えなかったり，電源が外部電源であったりと実用化には未だ課題が多い。DelFly では羽ばたきによって推進力を得ているが，姿勢制御については水平尾翼や垂直尾翼を活用しており，昆虫の飛翔メカニズムと同等とはいえない。その他い

くつかの企業でもトンボを模倣した飛翔ロボットが開発されているが、トンボと比較すると非常に大型であり、真にトンボの飛翔を模倣しているとはいえない。これらの課題は昆虫の飛翔についての理解が未だ不十分であることに起因している。昆虫を模倣した MAV を実用化するためには、昆虫の飛翔についてより深く検討し、そのメカニズムを MAV に活用できるレベルまで明らかにする必要がある。昆虫の非定常渦流れについては前述の失速遅れ、回転循環、後流捕獲といった現象が揚力生成に起因していることは明らかとなっているが、それ以上の進展は見受けられない。これについては大規模数値解析の取り組みが進んでいるが、低レイノルズ数流れの数値解析は事例が少なく、実験による検証が不可欠となる。しかしながら、実際のトンボを用いた実験では風洞内やセンサにトンボを固定する必要があるが、その場合には自由飛翔とは異なる羽ばたきを行う問題がある⁽⁶⁵⁾ことや、生物ゆえに羽ばたきをコントロールできず実験の再現性などに課題が残っている。拡大モデルを用いた実験では寸法効果の影響を完全に排除したとはいえ、実サイズでの検証が不十分である。また、翅構造、特に羽ばたき時の翅の変形については生成空気力との関連が多く指摘されており、その重要性は高い。しかしながら、その多くがハエ目を対象とした研究であり、本研究で対象とするトンボについては翅が変形することは明らかにされているが生成空気力への影響についてはほとんど研究されていない。以上のことから、MAV の実用化には翅の変形を考慮した上で羽ばたきと生成空気力との関係を実サイズでの実験により明らかにする必要があるといえる。

1.4 本研究の目的と概要

前節までに述べたように、昆虫の飛翔メカニズムは MAV のモデルとして最適ではあるが、その飛翔メカニズムについては未知の部分が多々存在する。従来の研究によって昆虫の羽ばたき運動による生成空気力や羽ばたき飛翔における前縁渦などの非定常流れの重要性など明らかになったこともあるが、実際の MAV に応用するためにはそうした生成空気力や非定常流れを羽ばたき運動によって制御する必要がある。

本論文では昆虫の中でも特に飛翔能力の高いトンボを対象に、飛翔する上で重要な羽ばたき運動と翅の構造について検討し、飛翔に与える影響を明らかにするとともに、それらの知見を基に MAV を開発することを目的とする。

以下に各章ごとの概略を示す。

第 1 章は序論であり、昆虫を規範としたバイオミメティクス研究について触れ、飛翔昆虫に関する従来の研究事例と課題を提示した。また、トンボの飛翔メカニズムの優位性を述べ、そこから本研究の目的を明らかにした。

第 2 章では実際のトンボの飛翔の観察およびトンボの羽ばたき運動を模擬した羽ばたきシミュレータの開発を行った。まず基本となるトンボの直線飛翔を観察、運動解析することでトンボの羽ばたき運動は主に上下に羽ばたくフラッピング運動と翅をねじるフェザリン

グ運動で構成されることを明らかにした。その知見を基に同様の羽ばたき運動が可能な羽ばたきシミュレータを設計した。羽ばたきシミュレータは複数のクランクリンク機構で構成され、モータの回転運動を揺動運動に変換することでフラッピング運動とフェザリング運動を再現した。羽ばたきシミュレータの羽ばたき運動を解析したところトンボの自由飛翔と同様の羽ばたき運動を再現できていることが確認でき、この羽ばたきシミュレータを用いることでトンボの自由飛翔について再現性の高い実験が可能であることを確認した。

第 3 章では第 2 章で開発した羽ばたきシミュレータを用いて自由飛翔時の生成空気力について実験を行った。特に羽ばたき運動の主要なパラメータであるフラッピング角度とフェザリング角度が変化した場合に生成空気力がどのように変化するかについて検討した。その結果、フラッピング角度は増加するほど生成空気力が増加することを明らかにした。また、フェザリング角度も増加するほど生成空気力が増加するが、フェザリング角度 0° より 45° の方が瞬間的な揚力は小さいことが確認された。 45° ではダウンフォースが小さいことから直線飛翔に向いており、 60° では瞬間的な揚力が大きいことから離陸などの上昇を伴う飛翔に向いていることが示唆された。

第 4 章では羽ばたき運動と同様に飛翔するうえで重要な翅の特性について検討した。まず羽ばたき飛翔に関わる特性として実際のトンボの翅の固有振動数と羽ばたき時の受動的な変形を確認し、トンボの翅と同様の受動的な変形を生じる翅の性能について数値解析と実験により評価を行った。それにより、トンボの翅の固有振動数は 120 Hz 以上と高く、羽ばたきとは共振しないことを確認した。羽ばたき時の変形を確認したところ、トンボの翅に特有の結節構造により先端側で変形が生じることが確認された。この観察結果に対し、結節構造より先端側が変形しやすいという特徴を模擬した結節模倣翅の有限要素モデルを作製し、滑空飛翔時および羽ばたき飛翔時の翅に生じる揚力および抗力を検証した。これにより、滑空時には結節模倣翅は揚抗比が高くなること、また羽ばたき時は能動的なフェザリング角度が小さい時には結節模倣翅は揚力の生成効率が高くなるが、フェザリング角度が 40° 近くまで大きくなると逆に揚力の生成効率が低下することを明らかにした。

第 5 章では第 2 章～第 4 章の知見を総合し、実際に飛翔が可能な MAV を設計、製作し、飛翔実験を行った。その結果、トンボとほぼ同サイズでモータを含め 2.531 g と軽量の MAV の製作を行った。飛翔実験により、静止状態からの羽ばたきによる離陸および前進飛翔に成功した。高度を維持することはできなかったが、頭を下げるように降下していったことから姿勢制御が行われていないことが課題と考えられ、今後は姿勢制御の改善等で長距離の飛翔が可能であることを示唆した。

第 6 章は本論文の総括として結論を述べた。

第2章 トンボの飛翔と羽ばたきを模擬したシミュレータの開発

2.1 緒言

本章では、実際のトンボの飛翔について観察、検討し、それを基にトンボの羽ばたきを模擬した羽ばたきシミュレータを設計、製作する。

バイオミメティクス研究をする上で重要なのは実際の生物の挙動を知ることである。本研究ではトンボの羽ばたき運動と翅構造に着目しており、本章では羽ばたき運動について検討する。まずは本研究におけるトンボの羽ばたき運動の定義について述べ、その上でトンボの自由飛翔時の羽ばたき運動を観察し、その運動を定義に基づいて解析することで自由飛翔時の翅の挙動を明らかにする。羽ばたき運動を明らかにした後にはその際の翅周りの流れや生成空気力について検討する必要があるが、序論で述べた通り実際のトンボを固定して実験を行うと自由飛翔と異なる羽ばたきを行うという問題が生じる⁽⁶⁵⁾。そこで本研究では運動解析の結果に基づき、自由飛翔時の羽ばたき運動と同様の羽ばたき運動を行う羽ばたきシミュレータを設計、製作する。これを用いて実験を行うことで自由飛翔時の羽ばたき運動について再現性の高い実験を行うことが可能となる。本章では、実際のトンボの羽ばたき運動を基に羽ばたきシミュレータを設計する方法について述べ、そうして設計、製作した羽ばたきシミュレータを示す。

2.2 トンボの飛翔

一般に昆虫は一部の例外を除き前翅と後翅で左右一対ずつの4枚の翅を有しているが、そのほとんどは前翅と後翅が同時に羽ばたくため実質2枚翅の羽ばたき運動を行う。一方、トンボは前翅と後翅を独立して制御することが可能であり、直接飛翔筋構造によってそれぞれの翅で複雑な運動を行わせることができる。本節では、まずトンボの羽ばたき運動を定義し、その定義に基づいて自由飛翔時の羽ばたき運動を解析し、その結果について述べる。

2.2.1 羽ばたき運動の定義

トンボの羽ばたき運動にかかわる主要なパラメータには以下のものが挙げられる。

- (1) 羽ばたき周波数 f
- (2) 羽ばたき平面角度 γ

- (3) 羽ばたき角度
 - (ア) フラッピング角度 ψ
 - (イ) フェザリング角度 θ
 - (ウ) リードラグ角度 ϕ
- (4) 前翅と後翅の位相差 $\Delta\psi$

羽ばたき周波数 f は 1 秒間に羽ばたく回数である。前述の通り昆虫のサイズによって大きく異なり、トンボでは 20~40 Hz 程度とされている。

トンボの羽ばたき運動は進行方向に対して垂直ではなく、斜めに羽ばたいている。この時の翅の先端部の軌跡が通る平面を羽ばたき平面と呼称し、羽ばたき平面と進行方向のなす角度を羽ばたき平面角度 γ と定義する (図 2.1)。

トンボの翅の挙動には大きく分けて 3 種類の動作が存在する。上下に羽ばたく運動であるフラッピング運動、翅をねじる運動であるフェザリング運動、翅を前後に動かすリードラグ運動である。それぞれの動きは翅と筋肉の接合部を中心とした回転運動とみなせるため、それぞれを角度で定義する。図 2.2 にそれぞれの角度の定義を示す。フラッピング角度 ψ は羽ばたき平面に対して垂直な方向から見た場合に、水平線と翅の前縁部がなす角度と定義する。また、水平よりも前縁部が上にある時を正の値、下にある時を負の値とする。フェザリング角度 θ はトンボを側面から見た場合に、翅の翼弦線が羽ばたき平面に垂直な線となす角度と定義する。また、前縁部が上を向く方向を正の値、下を向く方向を負の値とする。リードラグ角度 ϕ はトンボを上面から見た場合に、翅の前縁部と水平線がなす角度と定義する。また、前縁部が水平線より前方にある時を正の値、後方にある時を負の値とする。

トンボは他の昆虫と異なり前翅と後翅を別々に動かすことが可能なため、前翅と後翅の羽ばたき動作の位相差も重要となる。本研究では、前翅と後翅のフラッピング角度の位相を基に、前翅に対する後翅の位相の遅れを位相差 $\Delta\psi$ と定義する。

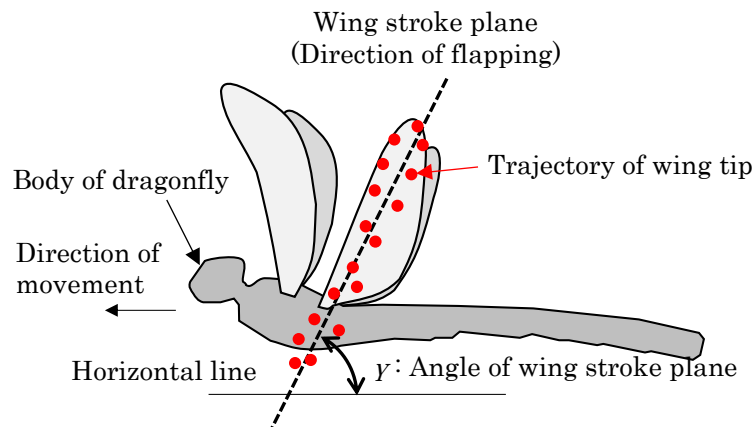
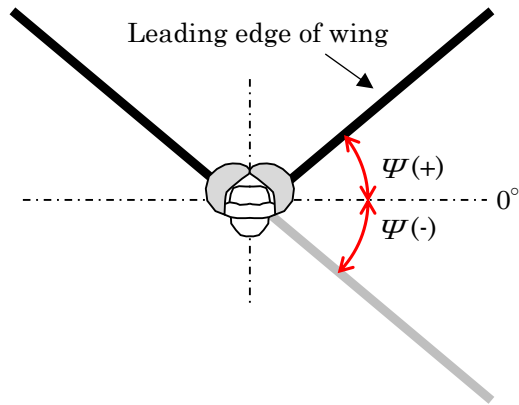
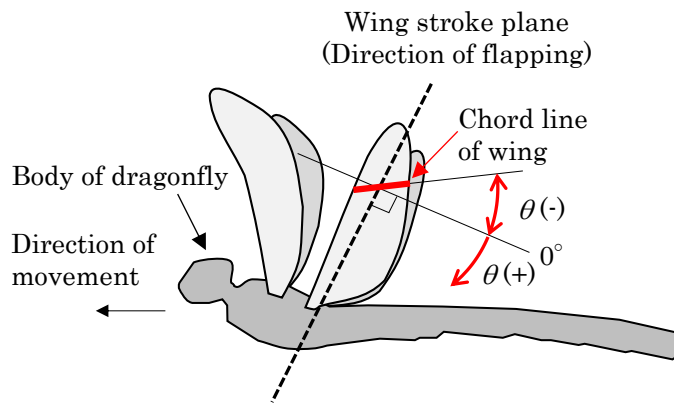


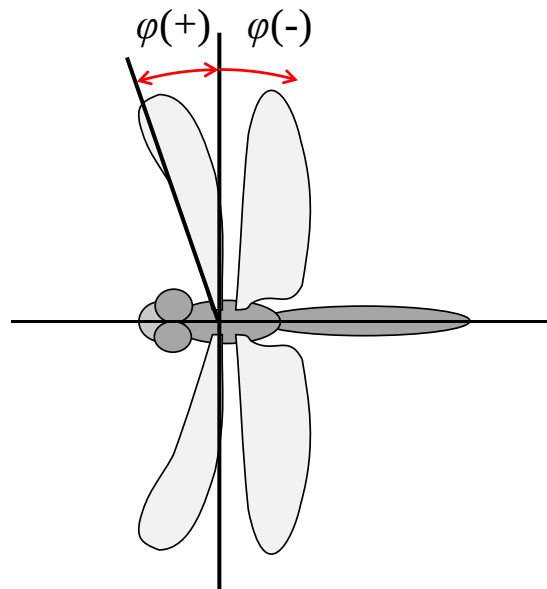
Fig. 2.1 Definition of angle of wing stroke plane



(a) Flapping angle Ψ



(b) Feathering angle θ



(c) Lead-lag angle ϕ

Fig. 2.2 Definition of flapping angle, feathering angle, and lead-lag angle

2.2.2 羽ばたき運動の解析方法

本項ではトンボの羽ばたき運動を観察し、前項の定義に基づいて羽ばたき運動がどのように推移しているのかを解析する方法について述べる。

図 2.3 にトンボの羽ばたき運動を観察するための実験装置の構成を示す。撮影には高速度カメラを使用する。まず実験前にトンボの翅には図 2.4 に示すように縁紋付近の前縁部側と後縁部側に解析点として黒い点を打っておく。また、翅の根元から各点までの距離 L を求めておく。実験ではアクリルケースの片側に光を当て、その反対側からトンボを放つ。トンボは光に向かって飛ぶ習性があるため、それを利用してアクリルケース内で水平かつ直線的な飛翔を行わせる。トンボが目的の飛翔をしたところでその様子を側面から高速度カメラで撮影をする。こうして撮影した画像から運動解析を行う。

運動解析をするにあたり、翅の挙動について以下の仮定をする。

- (1) 左右の翅は対称に羽ばたく
- (2) 翅は長軸方向にはたわまない

高速度カメラで取得した画像から横方向を X 軸、縦方向を Y 軸として翅の根元および各解析点の XY 座標を求め、それを翅の根元を原点 O とした座標に変換する。ここで前縁部側の解析点の O を原点とした座標を $A = (A_x, A_y, A_z)$ 、後縁部側の解析点の O を原点とした座標を $B = (B_x, B_y, B_z)$ とする。そして、奥行き方向である Z 座標を翅の長さ L と XY 座標を用いて次式で求める。

$$A_z = \sqrt{L_A^2 - A_x^2 - A_y^2} \quad (2-1)$$

$$B_z = \sqrt{L_B^2 - B_x^2 - B_y^2} \quad (2-2)$$

続いて、ローリング (X 軸中心の回転) およびヨーイング (Y 軸中心の回転) の補正を行う。トンボはカメラに対して真横に飛翔している (進行方向が X 軸と平行) とは限らず傾いている場合があるため、各角度を求める前にその傾きを修正する。まずローリングの補正は、 YZ 座標から右翅と左翅の前縁部と Z 軸とのなす角度 ψ_R, ψ_L を求め、それが左右均等になるようなローリング補正角度 ψ_c を求める。

$$\psi'_R = \tan^{-1} \frac{A_{Ry}}{A_{Rz}} \quad (2-3)$$

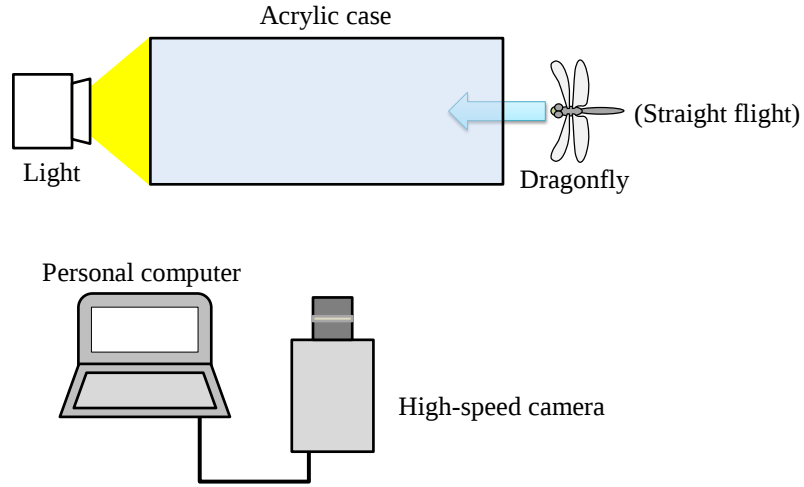


Fig. 2.3 Experimental apparatus for taking flight footage

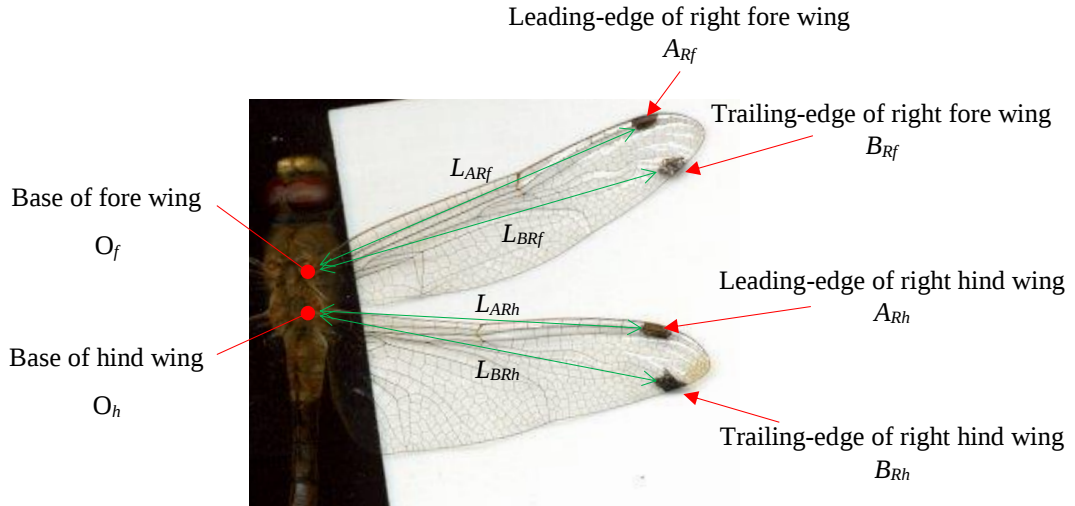


Fig. 2.4 Analysis points

$$\psi'_L = \tan^{-1} \frac{A_{Ly}}{A_{Lz}} \quad (2-4)$$

$$\psi_c = \frac{\psi'_L - \psi'_R}{2} \quad (2-5)$$

次にヨーイングの補正では、XZ 座標から右翅と左翅の前縁部と Z 軸のなす角度 ϕ_R, ϕ_L を求め、左右均等になるようなヨーイング補正角度 ϕ_c を求める。

$$\phi'_R = \tan^{-1} \frac{A_{Rx}}{A_{Rz}} \quad (2-6)$$

$$\phi'_L = \tan^{-1} \frac{A_{Lx}}{A_{Lz}} \quad (2-7)$$

$$\phi_c = \frac{\phi'_L - \phi'_R}{2} \quad (2-8)$$

そして求めたローリング補正角度およびヨーイング補正角度を用いて解析点を X 軸まわりおよび Y 軸まわりに回転させる。

$$\begin{pmatrix} A'_x \\ A'_y \\ A'_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \phi_c & 0 & -\sin \phi_c \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_c & 0 & \cos \phi_c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_c & -\sin \psi_c \\ 0 & \sin \psi_c & \cos \psi_c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix} \quad (2-9)$$

$$\begin{pmatrix} B'_x \\ B'_y \\ B'_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \phi_c & 0 & -\sin \phi_c \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi_c & 0 & \cos \phi_c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_c & -\sin \psi_c \\ 0 & \sin \psi_c & \cos \psi_c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{pmatrix} \quad (2-10)$$

これによりローリングとヨーイングが補正され、左右対称かつ Y 軸方向から見て体軸が X 軸と平行な状態になる。

この状態で、羽ばたき平面角度 γ を求める。ここでは水平に飛翔している状態を仮定しているため、羽ばたき平面と X 軸（横方向）がなす角度が羽ばたき平面角度 γ となる。まず羽ばたき平面を XY 座標上での直線 $f(x)$ と仮定する。

$$f(x) = ax + b \quad (2-11)$$

ここから直線の傾きとなる係数 a を最小二乗法により求める。前縁側の解析点 A の XY 座標から近似直線 $f(x)$ の係数 a および切片 b は次の式で求まる。

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^n A'_{xi} A'_{yi} - \sum_{i=1}^n A'_{xi} \sum_{i=1}^n A'_{yi}}{n \sum_{i=1}^n A'^2_{xi} - \left(\sum_{i=1}^n A'_{xi} \right)^2} \quad (2-12)$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n A'^2_{xi} \sum_{i=1}^n A'_{yi} - \sum_{i=1}^n A'_{xi} A'_{yi} \sum_{i=1}^n A'_{xi}}{n \sum_{i=1}^n A'^2_{xi} - \left(\sum_{i=1}^n A'_{xi} \right)^2} \quad (2-13)$$

ここから近似直線の傾きである係数 a の値より羽ばたき平面角度 γ を次の式で求める。

$$\gamma = \tan^{-1}(a) \quad (2-14)$$

続いて、各羽ばたき角度を求める。まず、羽ばたき平面角度が 90° となるように全体を回転するための補正角度 γ_c を求め、解析点を Z 軸まわりに回転させる。

$$\gamma_c = \frac{\pi}{2} - \gamma \quad (2-15)$$

$$\begin{pmatrix} A''_x \\ A''_y \\ A''_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma_c & -\sin \gamma_c & 0 \\ \sin \gamma_c & \cos \gamma_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A'_x \\ A'_y \\ A'_z \end{pmatrix} \quad (2-16)$$

$$\begin{pmatrix} B''_x \\ B''_y \\ B''_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma_c & -\sin \gamma_c & 0 \\ \sin \gamma_c & \cos \gamma_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} B'_x \\ B'_y \\ B'_z \end{pmatrix} \quad (2-17)$$

この回転により羽ばたき平面角度が $\gamma = 90^\circ$ 、つまり羽ばたき方向が垂直の状態になる。
この状態で YZ 座標からフラッピング角度 ψ を、XY 座標からフェザリング角度 θ を、 XZ 座標からリードラグ角度 ϕ を次の式で算出する。

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{A''_y}{A''_z} \right) \quad (2-18)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{B''_y - A''_y}{B''_x - A''_x} \right) \quad (2-19)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{A''_x}{A''_z} \right) \quad (2-20)$$

この計算を前翅と後翅のそれぞれに行い、前翅と後翅における各羽ばたき角度の推移を求める。

各羽ばたき角度の推移を求めた後、フラッピング角度の推移から羽ばたき周波数 f および前翅と後翅の位相差 $\Delta\psi$ を算出する。フラッピング角度の極大値（または極小値）の間隔から羽ばたきの周期 T を求め、次の式で羽ばたき周波数 f を求める。

$$f = \frac{1}{T} \quad (2-21)$$

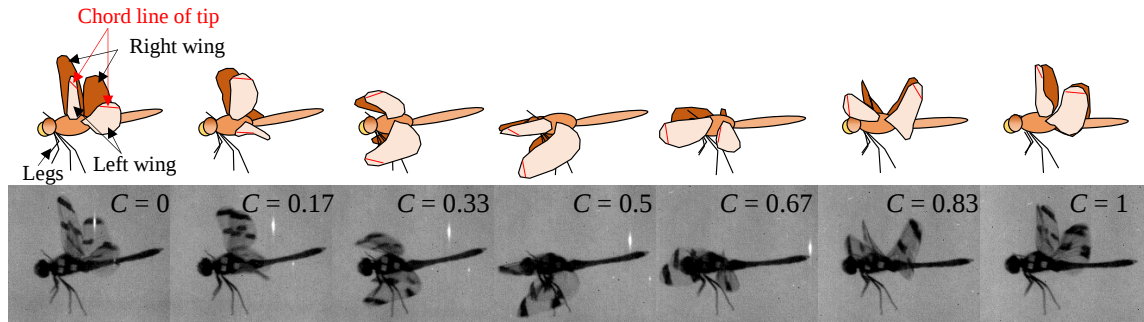
また、前翅のフラッピング角度が極大値となった時刻 $t_{|\psi f| = \max}$ と後翅のフラッピング角度が極大値となった時刻 $t_{|\psi h| = \max}$ の間隔から前翅と後翅の位相差 $\Delta\psi$ を次の式で算出する。

$$\Delta\psi = 2\pi \frac{t|_{\psi_h=\max.} - t|_{\psi_f=\max.}}{T} \quad (2-22)$$

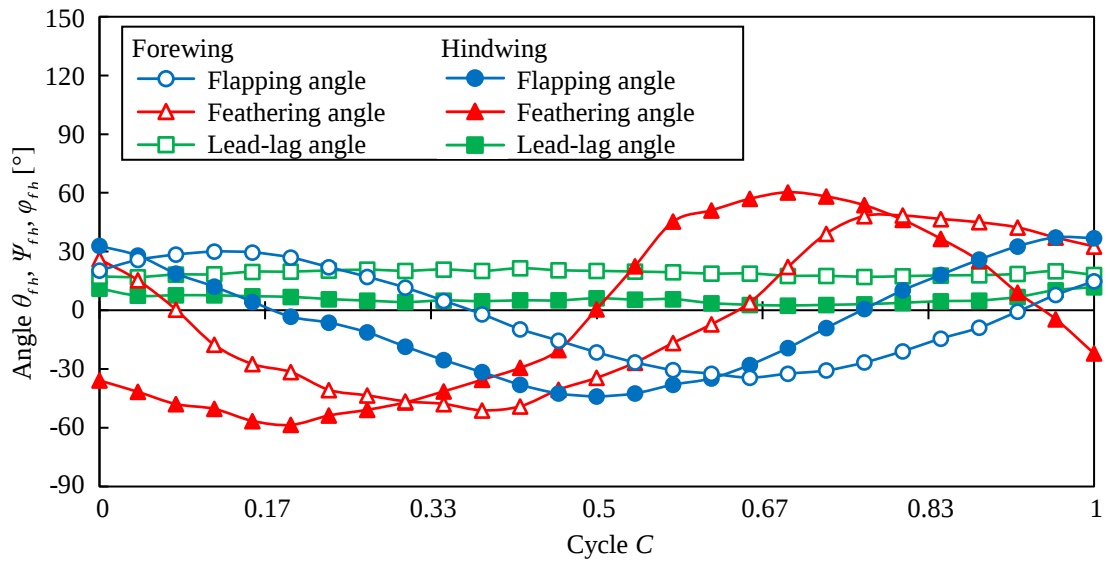
以上の計算により，トンボの羽ばたき運動の主要なパラメータについて明らかにする．

2.2.3 直線飛翔時の羽ばたき運動の解析

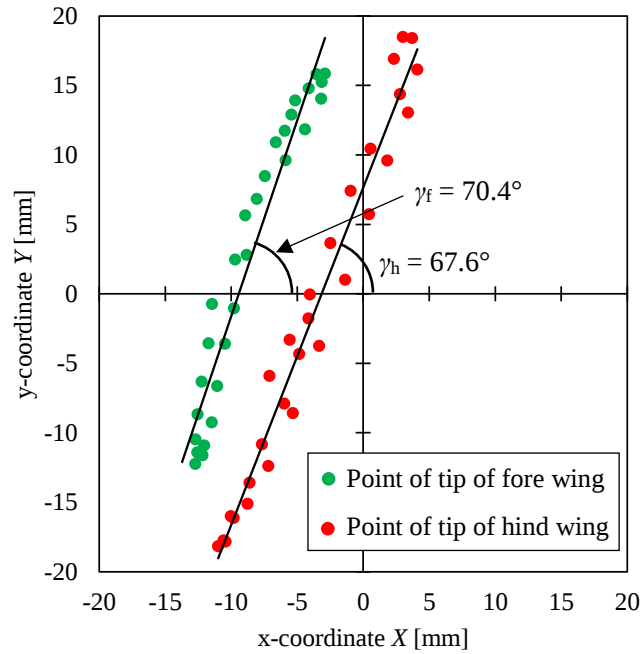
前項の方法で，ギンヤンマの直線飛翔の運動解析を行った．図 2.5 に撮影した画像と羽ばたきの各角度の推移および羽ばたき平面角度の算出結果を示す．(a)の撮影画像はモノクロで不鮮明な部分があるため，上部に画像のトンボをイラスト化したものを示している．イラストでは左翅（画像の手前側の翅）を薄紅色，右翅（画像の奥側の翅）を茶色で表し，左翅にはフェザリング角度の解析対象とした先端部の翼弦線を赤線で示している．(b)の角度の解析結果のグラフは縦軸を各角度の値，横軸をフラッピング運動の一周期とし，ここでは後翅の打ち下ろし開始を $C=0$ としている．(c)の羽ばたき平面角度のグラフでは各点は前翅および後翅の前縁部先端位置（解析点 A）の XY 座標を，直線は算出した羽ばたき平面を表している．この時の羽ばたき周波数は 35 Hz，飛翔速度は 1.47 m/s であり，羽ばたき周波数は平均的な値だが飛翔速度は比較的遅めの値である．図より，フラッピング角度 ψ は前翅後翅共に正弦波状に変位していることがわかる．フェザリング角度 θ も概ね正弦波状に変位していることが確認できる．一方，リードラグ角度 ϕ はフラッピング角度 ψ ，フェザリング角度 θ と比較すると羽ばたき中にほとんど変化していない．よって，トンボの羽ばたき運動は主にフラッピング運動とフェザリング運動で構成され，リードラグ運動はほとんど行わないといえる．またフラッピング角度とフェザリング角度の関係を見ると，フラッピング角度が 0° ，つまり打ち下ろしや打ち上げのストロークの中心となった時にフェザリング角度がピークとなり，フラッピング角度が最上点または最下点となった時に大きく変化していることがわかる．このことから，フェザリング運動は主にフラッピング運動の切り返しの際に行われているといえる．フラッピング角度 ψ の最大および最小値は前翅で $\psi_f = +30^\circ \sim -34^\circ$ ，後翅で $\psi_h = +37^\circ \sim -44^\circ$ となり，前翅よりも後翅の方が大きく羽ばたいていることがわかる．フェザリング角度 θ の最大および最小値は前翅で $\theta_f = +48^\circ \sim -51^\circ$ ，後翅で $\theta_h = +60^\circ \sim -58^\circ$ となり，こちらも後翅の方が大きく翅をひねっていることが確認された．前翅と後翅の位相差を見ると，後翅の羽ばたきに前翅が追従するように動いていることがわかる．値としては，後翅に対して前翅が $\Delta C = 0.17$ （1/6 周期）程度遅れて動いており，前翅に対する後翅の位相の遅れである位相差は $\Delta\psi = 300^\circ$ となった．(c)のグラフより進行方向に対する羽ばたき平面を確認すると，前翅後翅ともにわずかに曲がってはいるが，ほぼ直線状に羽ばたいていることがわかる．各点の XY 座標から最小二乗法により羽ばたき平面となる直線およびその角度を求めると，前翅および後翅の羽ばたき平面角度は $\gamma_f = 70.4^\circ$ ， $\gamma_h = 67.7^\circ$ となり，前翅と後翅ではほとんど同じ角度となった．



(a) Photograph of dragonfly on straight flight



(b) The variation of flapping, feathering, and lead-lag angles of the dragonfly with time

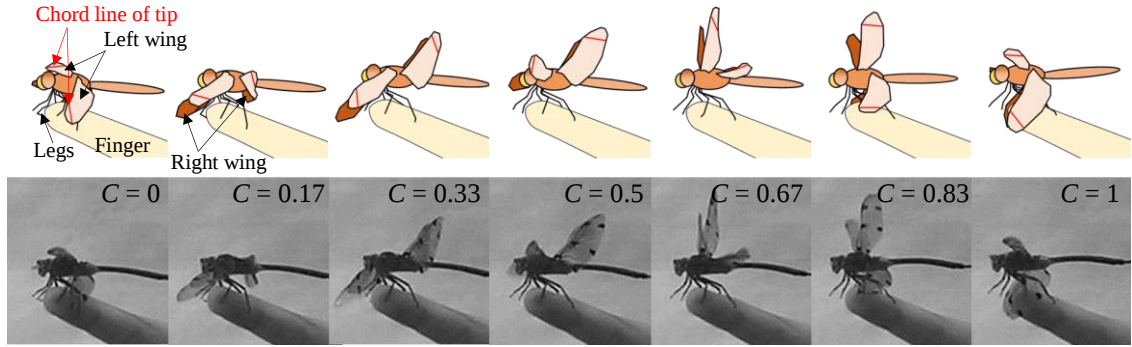


(c) Angle of wing stroke plane

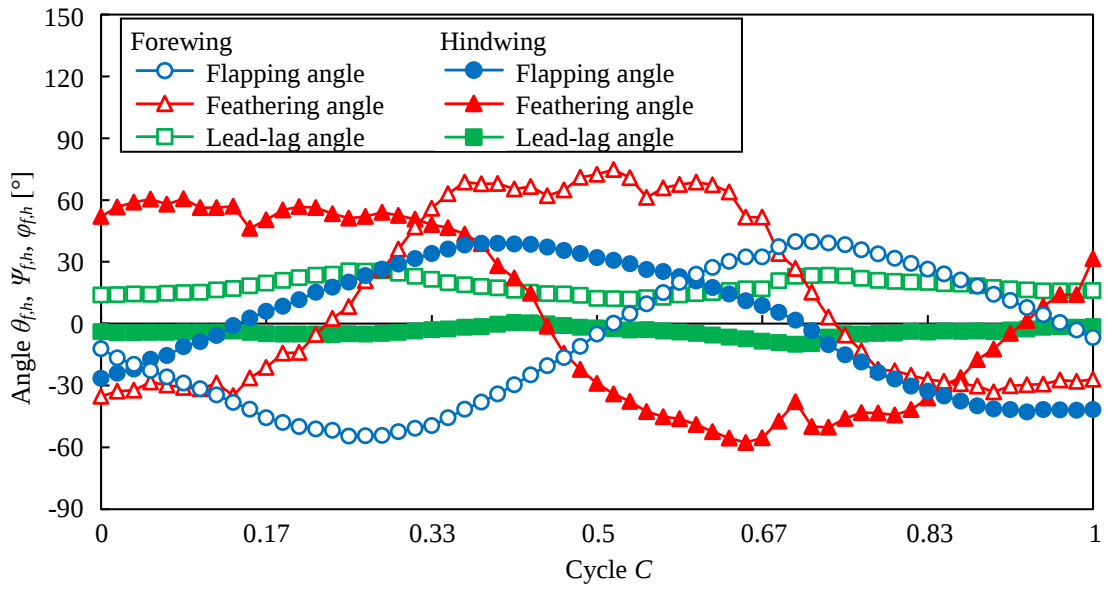
Fig. 2.5 Flapping motion of dragonfly on straight flight

2.2.4 離陸時の羽ばたき運動の解析

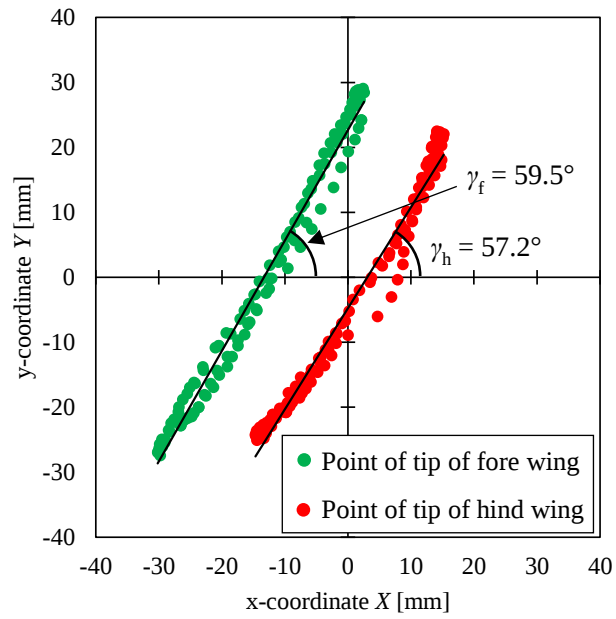
続いて、ギンヤンマの離陸時の羽ばたきの運動解析を行った。本実験では離陸動作の中でも離陸後に水平方向に進んでいく場合の羽ばたき運動を選んでおり、解析時の進行方向の定義については水平であるとして計算している。図 2.6 に撮影した画像と羽ばたきの各角度の推移および羽ばたき平面角度の算出結果を示す。図 2.5 と同様に、(a)の撮影画像では上部に画像のトンボをイラスト化したものを、(b)の角度の解析結果のグラフでは横軸を羽ばたき 1 周期とした各角度の推移を、(c)の羽ばたき平面角度のグラフでは解析点 A の XY 座標および羽ばたき平面となる直線を示している。なお、このトンボは前項の直線飛翔の解析対象とした個体とは別個体である。ここでは離陸時としてトンボの胴体が上昇を開始する瞬間を含む羽ばたきの 1 周期を示している。そのため徐々に羽ばたき周波数が増加しているタイミングとなるが、この時点での羽ばたき周波数は約 16 Hz である。図より、直線飛翔時と同様にフラッピング角度 ψ およびフェザリング角度 θ は前翅後翅共に正弦波状に変位し、リードラグ角度 ϕ はフラッピング角度 ψ 、フェザリング角度 θ と比較すると羽ばたき中にほとんど変化していないことがわかる。よって、離陸時においてもトンボの羽ばたき運動は主にフラッピング運動とフェザリング運動で構成され、リードラグ運動はほとんど行わないといえる。またフラッピング角度とフェザリング角度の関係についても、フラッピング角度が 0° となった時にフェザリング角度がピークとなり、フラッピング角度が最上点または最下点となった時に大きく変化している傾向は同様であり、フェザリング運動は主にフラッピング運動の切り返しの際に行われていた。各角度の最大値と最小値を見ると、直線飛翔時と比べると全体的に大きくなっていることがわかる。フラッピング角度 ψ の最大および最小値は前翅で $\psi_f = +40^\circ \sim -55^\circ$ 、後翅で $\psi_h = +39^\circ \sim -43^\circ$ となり、打ち上げよりも打ち下ろしの方が大きいことがわかる。また、直線飛翔時の羽ばたきと異なり、後翅よりも前翅の羽ばたきの方が大きいことが確認された。フェザリング角度 θ の最大および最小値は前翅で $\theta_f = +75^\circ \sim -35^\circ$ 、後翅で $\theta_h = +61^\circ \sim -58^\circ$ となり、こちらは最大値には差があるものの、振幅の大きさでは前翅と後翅であまり差が無いことが確認された。前翅と後翅の位相差を見ると、直線飛翔時と同様に後翅の羽ばたきに前翅が追従するように動いてはいるが、その遅れが大きくなった。値としては、後翅に対して前翅が $\Delta C = 0.33$ (1/3 周期) 程度遅れて動いており、前翅に対する後翅の位相の遅れである位相差は $\Delta\psi = 241^\circ$ となった。(c)のグラフより進行方向に対する羽ばたき平面を確認すると、こちらも直線飛翔時と同様に前翅後翅ともにわずかに曲がってはいるがほぼ直線状に羽ばたいており、最小二乗法により羽ばたき平面となる直線およびその角度を求めると、前翅および後翅の羽ばたき平面角度は $\gamma_f = 59.5^\circ$ 、 $\gamma_h = 57.2^\circ$ となった。



(a) Photograph of *Anax parthnope* on take off



(b) The variation of flapping, feathering, and lead-lag angles of the dragonfly with time



(c) Angle of wing stroke plane

Fig. 2.6 Flapping motion of dragonfly on take off

2.3 トンボの羽ばたきを模擬したシミュレータの開発

トンボは生物であり、状況に応じて羽ばたき方を変えて飛翔している。そのため、実験のためにトンボを風洞内やセンサなどに固定してしまうと、自由飛翔とは異なる羽ばたきを行ってしまう。これに対し、自由飛翔時の流れ場や生成空気力について検討する方法として自由飛翔時の羽ばたきを高精度に再現することが可能な羽ばたきシミュレータを作製し、実験に用いることとした。これにより、自由飛翔時と同じ羽ばたき運動を行った場合の生成空気力の測定や流れ場の可視化が可能になり、また生物では同じ羽ばたきを繰り返すのは不可能なのに対し羽ばたきシミュレータでは同じ羽ばたきを繰り返し行うことが可能であることから再現性のある実験を行うことができる。本節では前節で明らかにしたトンボの羽ばたき運動を基に、同様の羽ばたき運動を行うことが可能な羽ばたき機構の設計方法と、実際に作製した羽ばたきシミュレータについて述べる。

2.3.1 羽ばたき機構の設計方法

前節で明らかにした通り、トンボの羽ばたき運動は主にフラッピング運動とフェザリング運動で構成されている。そこで、本研究では3つの羽ばたき運動のうちリードラグ運動は行わないものとし、フラッピング運動とフェザリング運動を再現した羽ばたきシミュレータを設計する。

実際のトンボは直接飛翔筋昆虫であり、翅に直接接続された飛翔筋が上下に伸縮することで羽ばたき運動を行う。そこで羽ばたきシミュレータでは飛翔筋の代わりにクランクーリンク機構を用いた上下動により翅を動かすこととした。図 2.7 に羽ばたきシミュレータの全体図を示す。羽ばたきシミュレータは前翅用と後翅用の2つの羽ばたき機構と DC モータで構成される。1つの羽ばたき機構は左右一对の翅に対して2つのクランクーリンク機構で構成され、片方がフラッピング運動を、もう片方がフェザリング運動を担っている。計4つのクランクーリンク機構を1つの DC モータに接続することで、4枚の翅にフラッピング運動とフェザリング運動を行わせることが可能である。次に羽ばたき機構の動作の概要について述べる。図 2.8 に羽ばたき機構の構造を示す。羽ばたき機構には左右に翅が取り付けられているが、図 2.8 では片側の翅のみを描いている。まずフラッピング側のクランクーリンク機構では、モータの回転運動によりクランクが回転し、リンクによりガイド上の往復運動に変換する。そしてフラッピングスライダにより固定軸を中心とした揺動運動に変換する。そのフラッピングスライダの先に翅を取り付けることで翅のフラッピング運動を再現する。フェザリング側のクランクーリンク機構でも同様にモータの回転運動を固定軸を中心としたフェザリングスライダの揺動運動に変換する。この時、駆動軸に対するクランクの取り付け角をフラッピング側とフェザリング側で変えることでフラッピングスライダとフェザリングスライダの位相に差を与える。そして、翅の取り付け部から伸ばしたピンをフラッピン

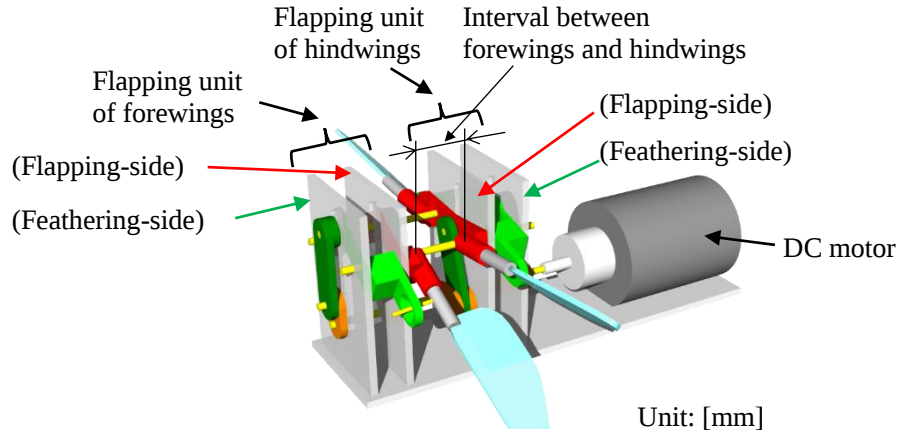


Fig. 2.7 Overall view of the flap simulator

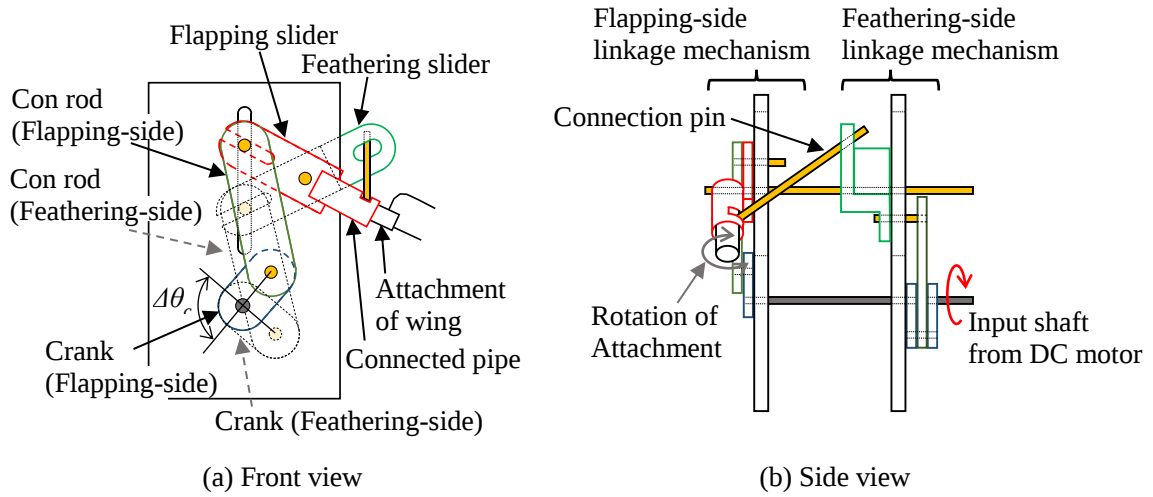


Fig. 2.8 Mechanism of the flapping unit (hindwings, leftwing-side)

グスライダの接続パイプのスリットを通しつつフェザリングスライダの穴に通す。翅の取り付け部は接続パイプ内部で回転できるようになっている。これにフラッピングスライダとフェザリングスライダが位相差を持って駆動することでピンに角度が付き、翅が回転することでフェザリング運動を再現する。

フラッピング側のクランクの回転角度を θ_{ca} 、クランクの長さを r_a 、コンロッドの長さを l_a 、駆動軸と固定軸の x 方向および y 方向の距離を d_x 、 d_y とすると、フラッピングスライダの角度 θ_a およびフラッピング角度 ψ は次式で求められる。

$$\theta_a = \tan^{-1} \left(\frac{d_y - (r_a \sin \theta_{ca} + l_a \sin \theta_{la})}{d_x} \right) \quad (2-23)$$

$$\psi = \theta_a \quad (2-24)$$

ここで $\theta_{la} = \cos^{-1}\left(\frac{r_a \cos \theta_{ca}}{l_a}\right)$ である.

続いて、フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差を $\Delta\theta_c$ 、フェザリング側のクランクの長さを r_b 、コンロッドの長さを l_b とすると、フェザリングスライダの角度 θ_b およびフェザリングスライダとフラッピングスライダの位相差 $\Delta\theta_{ab}$ は次式で求められる.

$$\theta_b = \tan^{-1}\left(\frac{d_y - (r_b \sin(\theta_{ca} - \Delta\theta_c) + l_b \sin \theta_{lb})}{d_x}\right) \quad (2-25)$$

$$\Delta\theta_{ab} = \theta_b - \theta_a \quad (2-26)$$

ここで $\theta_{lb} = \cos^{-1}\left(\frac{r_b \cos(\theta_{ca} - \Delta\theta_c)}{l_b}\right)$ である.

翅の取り付け部とフェザリングスライダの穴までの距離を L 、固定軸から翅取り付け部のピンまでの距離を a とすると、フェザリング角度 θ は次式で求められる.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{a \tan \Delta\theta_{ab}}{L}\right) \quad (2-27)$$

羽ばたきシミュレータの設計ではフラッピング角度およびフェザリング角度の最大値および最小値を設定する. 式(2-23), 式(2-24)よりフラッピング角度 ψ はクランク長さ r_a 、コンロッド長さ l_a 、駆動軸と固定軸の x 方向および y 方向の距離 d_x 、 d_y の値によって変化する. 式(2-23)より、クランクの回転角度が $\theta_{ca} = 3\pi/2$ でフラッピング角度が最大となることから、フラッピング角度の最大値 $\psi_{\max.}$ は以下の式で表される.

$$\begin{aligned} \theta_{ca} = \frac{3\pi}{2} \text{ のとき, } \theta_{la} &= \cos^{-1}\left(\frac{r_a \cos \frac{3\pi}{2}}{l_a}\right) = \cos^{-1}(0) = \frac{\pi}{2} \text{ より} \\ \psi_{\max.} &= \tan^{-1}\left(\frac{d_y - \left(r_a \sin \frac{3\pi}{2} + l_a \sin \frac{\pi}{2}\right)}{d_x}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{d_y + r_a - l_a}{d_x}\right) \end{aligned} \quad (2-28)$$

また、クランクの回転角度が $\theta_{ca} = \pi/2$ でフラッピング角度が最小となることから、フラッピング角度の最小値 $\psi_{\min.}$ は以下の式で表される.

$$\theta_{ca} = \frac{\pi}{2} \text{ のとき, } \theta_{la} = \cos^{-1} \left(\frac{r_a \cos \frac{\pi}{2}}{l_a} \right) = \cos^{-1}(0) = \frac{\pi}{2} \text{ より}$$

$$\psi_{\min.} = \tan^{-1} \left(\frac{d_y - \left(r_a \sin \frac{\pi}{2} + l_a \sin \frac{\pi}{2} \right)}{d_x} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{d_y - r_a - l_a}{d_x} \right) \quad (2-29)$$

ここで駆動軸と固定軸の x 方向および y 方向の距離 d_x , d_y は全てのフレームで共通となるため定数として扱うことにすると, フラッピング角度の最大値 $\psi_{\max.}$ および最小値 $\psi_{\min.}$ の設定ではクランク長さ r_a およびコンロッド長さ l_a を変更することになる. さらに $l_a = d_y$ とすると, 式(2-28)および式(2-29)は以下のようになる.

$$\psi_{\max.} = \tan^{-1} \left(\frac{d_y + r_a - d_y}{d_x} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{r_a}{d_x} \right) \quad (2-30)$$

$$\psi_{\min.} = \tan^{-1} \left(\frac{d_y - r_a - d_y}{d_x} \right) = \tan^{-1} \left(-\frac{r_a}{d_x} \right) \quad (2-31)$$

$$\psi_{\max.} = -\psi_{\min.} \quad (2-32)$$

$l_a = d_y$ とすると上下対称のフラッピングとなり, その大きさはクランク長さ r_a に依存することになる. よって, フラッピング角度の大きさを変えたい場合にはクランク長さ r_a を, フラッピング角度の上下の比率を変えたい場合にはコンロッド長さ l_a を変更すればよい.

フェザリング角度 θ は式(2-27)より翅の取り付け部とフェザリングスライダの穴までの距離 L , 固定軸から翅取り付け部のピンまでの距離 a , フェザリングスライダとフラッピングスライダの位相差 $\Delta\theta_{ab}$ によって変化する. また, $\Delta\theta_{ab}$ はフラッピング角度と同様にクランク長さ r_b , コンロッド長さ l_b によって変化するほか, フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差 $\Delta\theta_c$ にも影響される. ここでクランク長さおよびコンロッド長さをフラッピング側とフェザリング側で同一 ($r_a = r_b$, $l_a = l_b$) とした時, フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差を $\Delta\theta_c = 0$ とすると, 式(2-23)および式(2-25), 式(2-26)より,

$$\theta_a = \theta_b$$

$$\Delta\theta_{ab} = 0$$

となり, 式(2-27)より

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{a \tan \Delta\theta_{ab}}{L} \right) = \tan^{-1}(0) = 0$$

となる。また、クランク長さおよびコンロッド長さをフラッピング側とフェザリング側で同一としなくても ($r_a \neq r_b$, $l_a \neq l_b$)、フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差を $\Delta\theta_c = 0$ とすると、フェザリング運動が主に打ち下ろしや打ち上げの最中に行われることになるため、前節で明らかにしたトンボのフェザリング運動とは異なる動きとなってしまう。よって、フェザリング角度を変化させるためにはフラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差 $\Delta\theta_c$ を変更する必要がある。以上のことから、フェザリング角度 θ の最大値および最小値については、翅の取り付け部とフェザリングスライダの穴までの距離 L 、固定軸から翅取り付け部のピンまでの距離 a 、フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差 $\Delta\theta_c$ の値を仮決定して設計計算を行うことによって設定する。

2.3.2 羽ばたきシミュレータの作製および運動解析

本項では前項の設計方法に基づいて作製した直線飛翔の羽ばたき運動を再現した羽ばたきシミュレータについて述べる。図 2.9 に作製した羽ばたきシミュレータの外観を、図 2.10 に羽ばたきシミュレータに用いる人工翅を、表 2.1 に諸元を示す。図 2.9 の右側はスケール比較用のトンボ（ギンヤンマ）である。本研究では羽ばたきシミュレータに取り付ける翅として、ギンヤンマ（*Anax Pathenope*）の翅の形状および寸法を模擬した人工翅を用いることとした。これは実際のトンボの翅は機械的に羽ばたかせると破損しやすく、また実用での MAV に実際のトンボの翅を取り付けることは倫理的な問題に加え、大量生産が困難、破損時の修復ができない等の問題があり、実用的な MAV を考えた場合には人工的に作製した翅を搭載する必要があるためである。人工翅はトンボの翅の特徴である前縁部の翅脈が比較的太く強いのにに対し後縁部側は細く比較的柔軟であることのみを模擬することとし、翅全体としては変形しにくい翅としている。人工翅は比較的剛性の高い前縁部および柔軟な膜部と機構への取り付け部の 3 つの部品で構成される。前縁部には竹（厚さ 0.55 mm）を、膜部にはトレーシングペーパー（膜厚 45 μm ）を、取り付け部にはアルミ線（直径 2 mm）を使用している。また、実際のトンボでは前翅と後翅は平行ではなく前進角や後退角を持っていることから、本実験に用いる人工翅には、前翅で 20° の前進角、後翅で 5° の後退角がつくよう取り付け部を付けている。図 2.11 に羽ばたきシミュレータおよびトンボの上面からの写真および前進（後退）角 $\angle$ を示す。前翅の前進角および後退角は翅の取り付け部（トンボでは翅の付け根）から前縁部に沿った線と体軸に直角な線のなす角度とし、採取したトンボの実測値を基に設定している。なお、画像上では羽ばたきシミュレータの前進角がわずかに大きいように見えるが、これは図 2.9 のように翅が水平ではなく上を向いた状態を上面



Fig. 2.9 Photo of appearance

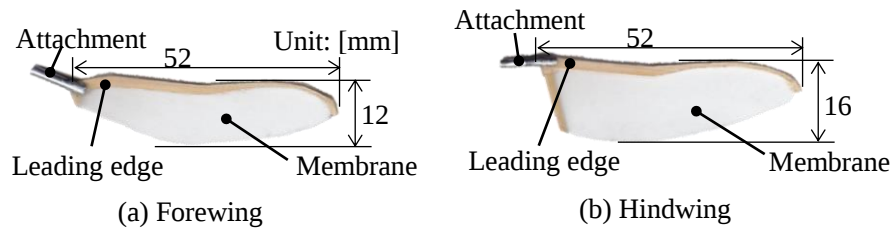


Fig. 2.10 Structure of artificial wings

Table 2.1 Data of the flap simulator

Size of body $W \times D \times H$ [mm]	W20 × D85 × H28
Wing span S [mm]	130
Weight m [g]	54
Interval between forewings and hindwings δ [mm]	6
Angle of wing stroke plane γ [°]	60

から撮影したことにより、見かけ上の角度が大きくなったためである。

図 2.12 に直線飛翔に近い羽ばたきシミュレータ（前翅フラッピング角度 $\Psi_f = \pm 30^\circ$ ，後翅フラッピング角度 $\Psi_h = \pm 40^\circ$ ，前翅および後翅フェザリング角度 $\theta_{f,h} = \pm 45^\circ$ ）の羽ばたき運動の解析結果を示す．縦軸はフラッピングおよびフェザリングの角度を示している．横軸は後翅の打ち下ろし開始を $C = 0$ ，打ち上げ終了を $C = 1$ とした後翅の羽ばたきを基準とした 1 周期を示しており，前翅と後翅の位相差を示すため，図 2.12(a) の前翅のグラフにおいても横軸は同様に後翅の羽ばたきを基準とした 1 周期としている．実線は羽ばたきシミュレータの羽ばたきを，破線は参考にしたギンヤンマの直線飛翔時の羽ばたきを示している．本実験で用いるシミュレータの前翅と後翅の位相差はトンボの直線飛翔を参考に，全て後翅のフラッピング角度のピークに対して前翅のフラッピング角度のピークが約 1/5 周期遅れとなるように設計している．また，フェザリング角度もトンボの直線飛翔を参考に，フラッピング角度が 0° でフェザリング角度がピークとなるように設計している．同図より，フ

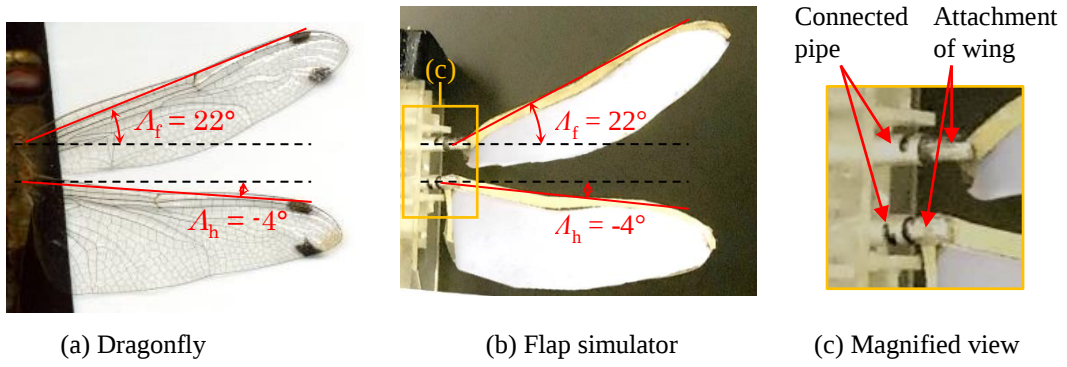


Fig. 2.11 Forward-swept of forewing and back-swept of hindwing

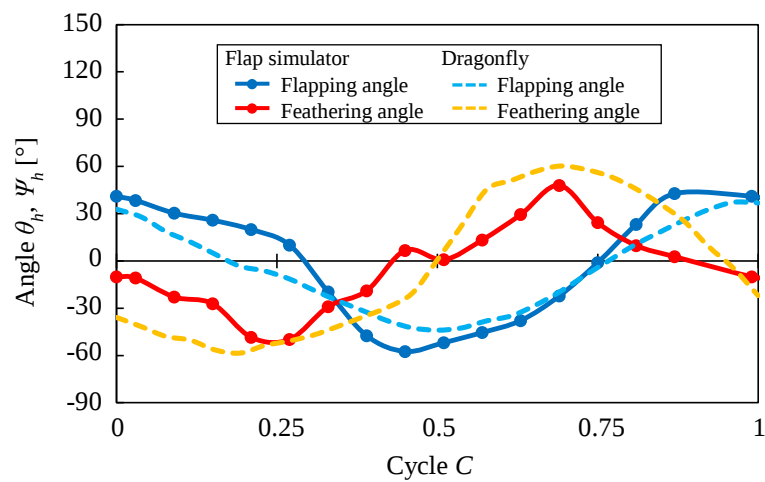
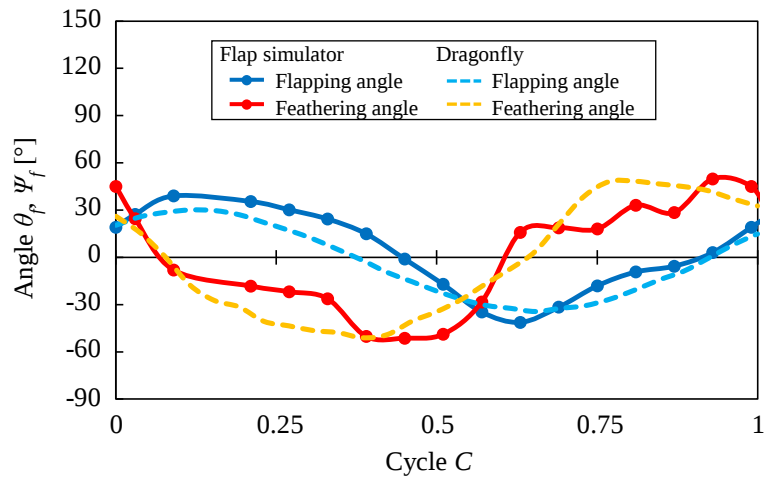


Fig. 2.12 The variation of flapping and feathering angles of the flap simulator with time

ラッピング角度については概ね設計値通りに推移している．フェザリング角度でもピークの位置や最大角度は概ね設計値通りである．加工誤差や組立誤差によりトンボの直線飛翔の場合と一部で推移に差があるが，生物の羽ばたき動作の模倣としては十分と考える．

2.4 結 言

本章では，トンボの羽ばたき運動を定義した上でトンボの飛翔を撮影，解析し，それを基にトンボの羽ばたき運動を模擬した羽ばたきシミュレータの設計方法の提案および製作を行った．主要な結論を以下に示す．

- (1) トンボの羽ばたき運動ではフラッピング運動とフェザリング運動が主であり，リードラグ運動はほとんど行わないことが確認された．
- (2) 直線飛翔では前翅よりも後翅の方がフラッピング角度，フェザリング角度共に大きいことが確認された．また前翅と後翅の位相差では，後翅が先行し，前翅が $1/6$ 周期遅れで追従するように羽ばたいていることが確認された．
- (3) 離陸時の羽ばたきでは，フラッピング角度は前翅の方が大きく，フェザリング角度は前翅と後翅であまり差が無いことが確認された．前翅と後翅の位相差では後翅が先行して前翅が追従する傾向は直線飛翔時と同様であるが，その差が $1/3$ 周期遅れと直線飛翔時よりも位相差が大きいことが確認された．
- (4) 羽ばたきシミュレータの設計では複数のクランカーリンク機構を用いて一つのモータで 4 枚の翅に対してフラッピング運動とフェザリング運動を行わせる機構を提示した．また，上記の設計方法に基づいて作製した羽ばたきシミュレータはトンボの直線飛翔時の羽ばたき運動をよく模擬していることを示した．これにより自由飛翔時の羽ばたきについて再現性の高い実験が可能となった．

第3章 自由飛翔時に発生する空気力の実験的検証

3.1 緒言

トンボの飛翔メカニズムを解明する上で自由飛翔時に発生する空気力について検討することは重要であることは言うまでもない。しかしながら、実際のトンボを用いて生成空気力を測定するには力覚センサなどにトンボを固定する必要があるが、これまで述べてきた通り、トンボを固定してしまうと自由飛翔とは異なる羽ばたきを行ってしまうという問題がある⁽⁶⁵⁾。また、羽ばたき型 MAV を制御するためには、状況や動作によって羽ばたき方を変える必要があるが、従来の研究では直線飛翔やホバリングなど特定の羽ばたきパターンでのみ検討しており、羽ばたきの変化についてはほとんど研究されていない。一部では前後の翅の位相差と飛翔速度の関係を明らかにする研究⁽³³⁾なども行われているが、主要なパラメータであるフラッピング運動やフェザリング運動についてはデータが不十分であると言わざるを得ない。この課題に対しても、実際のトンボを用いて実験を行おうとしても生物であるため思い通りの羽ばたきを行わせることはできない。また毎回異なる羽ばたきを行うために実験の再現性を得ることが難しく、実際のトンボを用いてフラッピング運動やフェザリング運動と生成空気力の関係について検討することは困難である。そこで本章では第2章で開発した自由飛翔時の羽ばたきを再現した羽ばたきシミュレータを用い、羽ばたき運動の主要なパラメータであるフラッピング運動とフェザリング運動について生成空気力との関係を明らかにすることを目的として羽ばたき時の揚力および推力の測定実験を行った。

3.2 実験装置および方法

3.2.1 フラッピングおよびフェザリング角度が異なる羽ばたきシミュレータ

表 3.1 に本実験で使用した羽ばたきシミュレータのフラッピング角度およびフェザリング角度の組み合わせを示す。フラッピングおよびフェザリング角度は正弦波状に推移するため、表ではピーク値を示している。本実験では第2章で解析したトンボの直線飛翔の羽ばたき運動を基準として、フラッピング角度が異なる3種類のシミュレータ (A, B, C) と、フェザリング角度が異なる3種類のシミュレータ (D, E, F) の合計6種類のシミュレータを作製した。フラッピング角度が異なるシミュレータ A, B, C ではフラッピング角度をそれぞれ $\pm 20^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 40^\circ$ に設定した。フェザリング角度についてはシミュレータ A, B, C では全て同一とし、基準のギンヤンマの角度に基づいて前翅および後翅ともに $\pm 45^\circ$ に設定した。なお、基準のギンヤンマの後翅のフェザリング角度は $\pm 50^\circ$ であるが設定値を単純化するために前翅、後翅ともに $\pm 45^\circ$ に統一している。フェザリング角度が異なるシミュ

Table 3.1 Flapping and feathering angles of flap simulators used in experiments

		Flapping angle $\Psi_{f,h}$ [°]		Feathering angle $\theta_{f,h}$ [°]	
		Forewing Ψ_f	Hindwing Ψ_h	Forewing θ_f	Hindwing θ_h
Flap simulators with different flapping angle	A	±20 (+20 to -20)		±45 (+45 to -45)	
	B	±30 (+30 to -30)			
	C	±40 (+40 to -40)			
Flap simulators with different feathering angle	D	±30 (+30 to -30)	±40 (+40 to -40)	±0 (+0 to -0)	
	E			±45 (+45 to -45)	
	F			±60 (+60 to -60)	
Straight flight of <i>Anax Pathenope</i>		±30	±40	±45	±50

シミュレータ D, E, F では、フェザリング角度をそれぞれ $\pm 0^\circ$ （フェザリングを行わない）、 $\pm 45^\circ$ ， $\pm 60^\circ$ と設定した。フラッピング角度についてはシミュレータ D, E, F では全て同一とし、基準のギンヤンマの角度に基づいて前翅 $\pm 30^\circ$ ，後翅 $\pm 40^\circ$ に設定した。

3.2.2 羽ばたき時の揚力および推力測定実験

図 3.1 に本実験における揚力および推力の定義を示す。ここではトンボが水平方向に直線的に飛翔している状態を仮定し、羽ばたきにより生じる空気力のうち進行方向の成分を推力、水平面に垂直な方向の成分を揚力と定義する。羽ばたきシミュレータの場合では羽ばたき平面角度を合わせた状態で水平方向の力を推力、垂直方向の力を揚力と定義する。

図 3.2 に羽ばたき時の揚力および推力の測定に使用した実験装置の構成を示す。実験装置は羽ばたきシミュレータ、車輪付き設置台、接続ワイヤ、ロードセル、レールによって構成されている。車輪付き設置台は羽ばたき平面角度 $\gamma = 60^\circ$ とするため 30° の角度がついた台座となっている。推力測定ではレールの上に車輪付き設置台を置き、その上に羽ばたきシミュレータを乗せる。羽ばたきシミュレータを乗せた設置台とロードセルを接続ワイヤで接続する。この状態で羽ばたきシミュレータを駆動させ、羽ばたきによって生成される推力をロードセルで測定する。揚力測定では羽ばたきシミュレータを設置台も含めて 90° 回転させ、揚力の方向が水平方向となるようにして測定を行う。なお、車輪とレール間の摩擦は無視できるほど小さいことを確認している。羽ばたきシミュレータは羽ばたき周波数 $f = 30 \text{ Hz}$ ，羽ばたき平面角度 $\gamma = 60^\circ$ に設定し、測定条件はサンプリング周波数を 2000 Hz ，測定回数を 5 回として平均値を求めた。

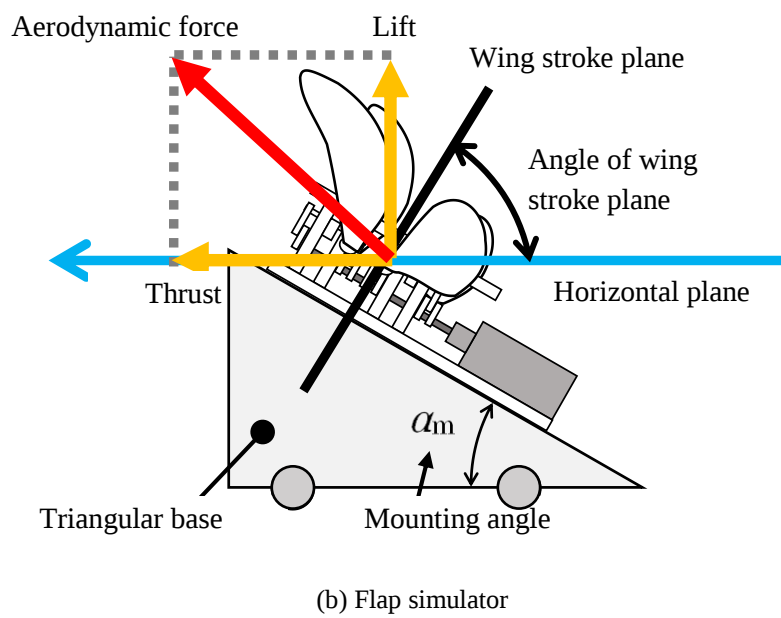
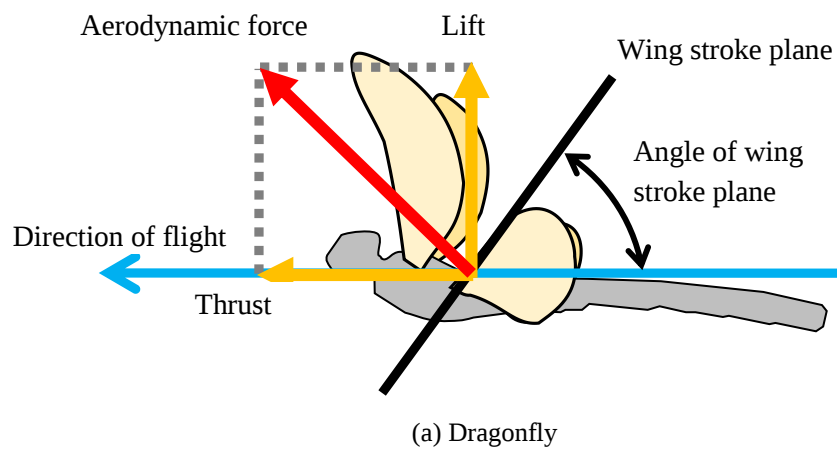
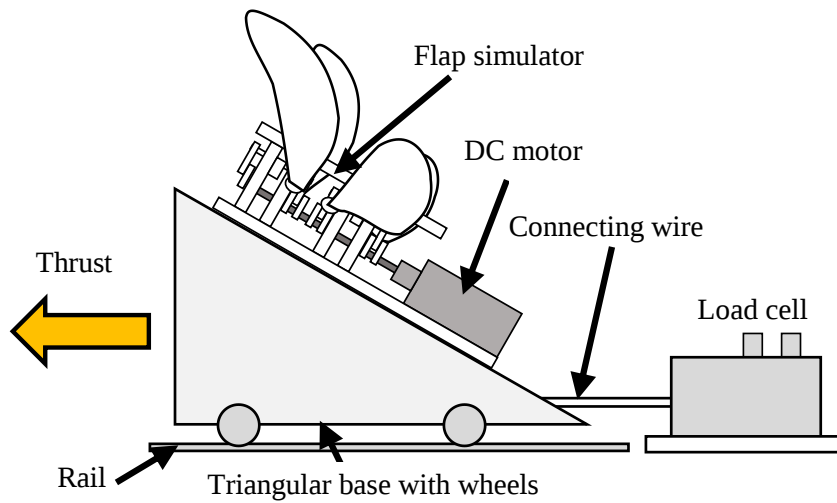
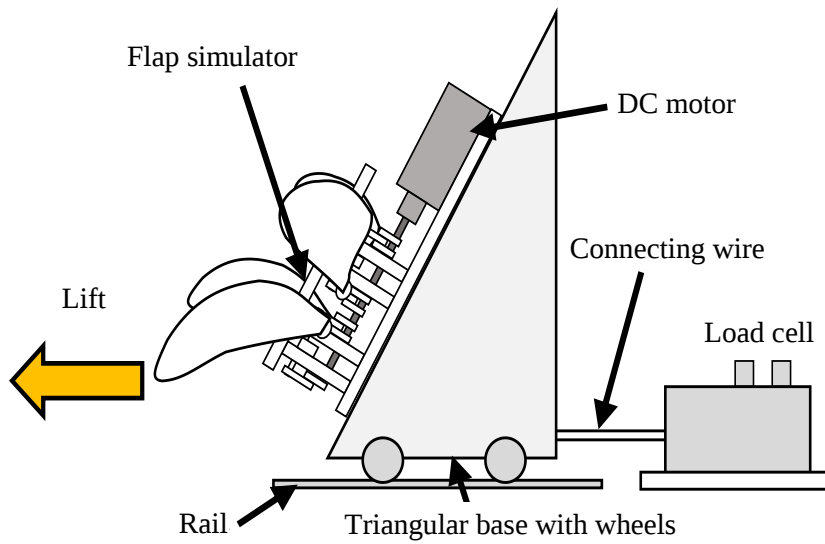


Fig. 3.1 Definition of lift force and thrust force



(a) Thrust measurement



(b) Lift measurement

Fig. 3.2 Experimental set up of lift and thrust measurements

3.2.3 羽ばたき時の翅周りの流れの可視化および PIV 解析

図 3.3 に可視化実験装置の構成を示す．実験装置は前述の羽ばたきシミュレータおよび駆動のための直流安定化電源，YAG レーザ，アクリルケース，トレーサ拡散用ファン，高速カメラおよび制御用コンピュータで構成される．まずアクリルケース内にトレーサ粒子となるタルカムパウダーを注入し，ファンを用いてケース内に充満させる．充満直後はケース内でトレーサ粒子が対流しているため，ケース内のトレーサ粒子の流れが落ち着き，無風に近い状態になるまで待機する．その後，測定箇所に対して YAG レーザを用いてレーザシートを照射し，羽ばたきシミュレータを駆動させ流れを生じさせる．その時のレーザシート断面上の翅周りの流れ場を高速カメラで撮影，画像化する．さらに，そうして得られた画像に対して PIV 解析を行い，流れ場の速度ベクトルを算出する．速度ベクトルを算出するための流体解析ソフトウェアには FlowExpert2D2C (カトウ光研(株)) を使用し，レーザシート断面のエリアにおける速度 2 成分を評価した．測定箇所は翅根元から 2.5 cm 離れた位置（翅が水平の時の翅中央部を含む断面）とした．可視化条件として，高速カメラの撮影周波数は 5000 Hz，羽ばたきシミュレータの羽ばたき平面角度 γ および羽ばたき周波数 f は揚力および推力測定実験と同様に $\gamma = 60^\circ$ ， $f = 30$ Hz とした．

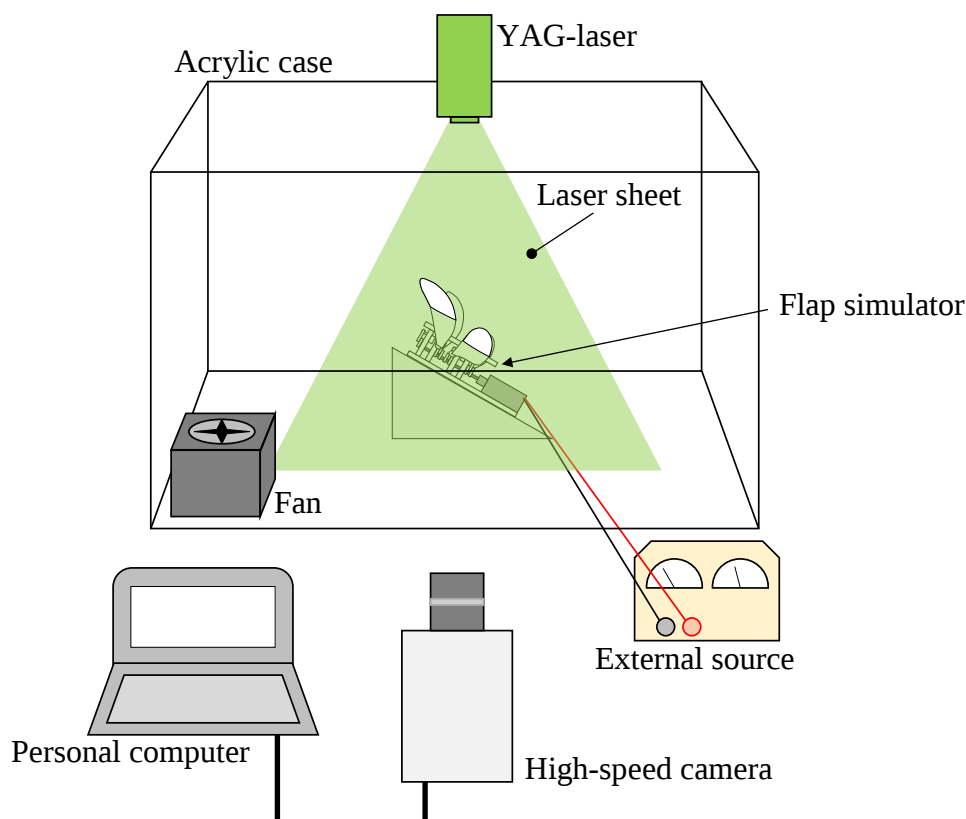


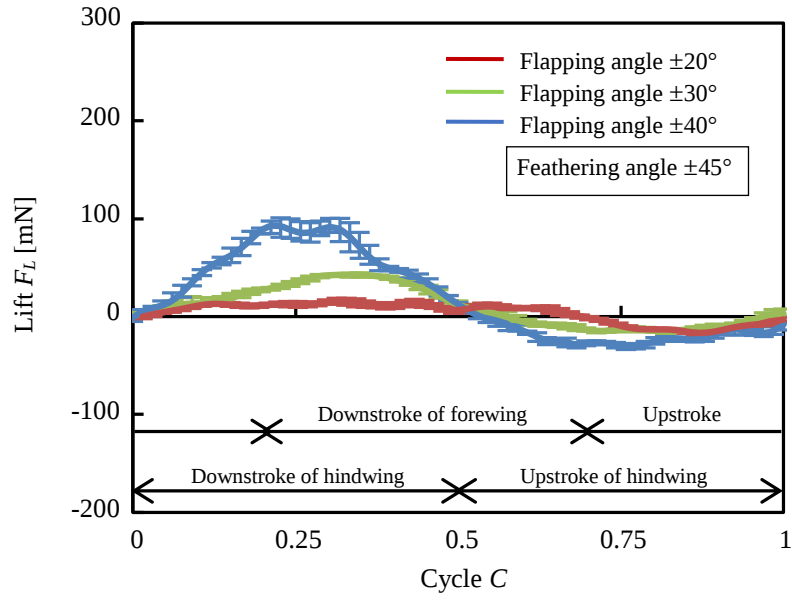
Fig. 3.3 Experimental set-up for flow visualization

3.3 実験結果

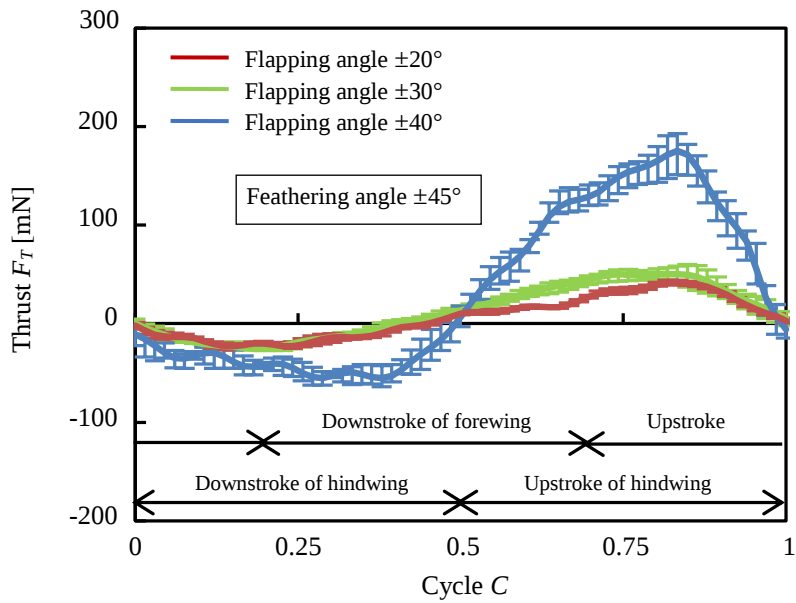
3.3.1 フラッピング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果

図 3.4 にフェザリング角度を同一でフラッピング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果を、表 3.2 に羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均推力を示す。図 3.4 の横軸は後翅の打ち下ろし開始時を $C=0$ とした羽ばたきの 1 周期を、縦軸は揚力または推力を表している。各プロットは 5 回測定の平均値を、エラーバーは測定値のばらつきの最大と最小を示している。まず全体の傾向を見ると、揚力では全てのフラッピング角度において主として後翅の打ち下ろし時に高い揚力を発生し、後翅の打ち上げ時にダウンフォースを発生していることが確認できる。一方、推力は主に後翅の打ち上げ時に発生し、後翅の打ち下ろし時には抗力が発生した。この結果から、揚力および推力の生成のタイミングは主に後翅の羽ばたきに連動しているといえる。しかし、羽ばたき運動は正弦波状であるため翅の羽ばたき速度はストロークの中心で最大になるが、推力の最大値の位置を見ると後翅打ち上げのストロークの中心($C = 0.75$)より少し遅れている。これについて前翅の打ち上げが重なっているためとも見えるが、打ち上げの開始時は打ち上げの速度も遅いため、前翅の打ち上げ動作によって生成される空気力の影響は小さい。これは前翅の打ち下ろしから打ち上げへの切り返し時のフェザリング運動によって生じた渦が後方に流れることで後翅に影響したためと考えられる。先行研究においても羽ばたきのひねり運動によって前縁渦が生じる様子^{(46),(47)}や前翅により生じた流れに後翅が干渉する様子^{(49)~(51)}が観察されている。また、揚力においても最大値が後翅打ち下ろしのストロークの中心($C = 0.25$)より少し遅れているところが見えるが、これも同様の理由であると考えられ、後翅は前翅で生じた流れと干渉することで大きな空気力を生成しているといえる。

フラッピング角度 ψ で比較すると、フラッピング角度 ψ が大きくなるほど揚力および推力の最大値が大きくなるが、同時にダウンフォースおよび抗力の最大値も大きくなった。また、ダウンフォースおよび抗力はフェザリング角度 $\psi = \pm 20^\circ$ と $\psi = \pm 30^\circ$ では最大値にあまり差が無いが、 $\psi = 40^\circ$ では比較的大きいことがわかる。表 3.2 に示す羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均推力を見ると、フラッピング角度の増加に伴い平均揚力および平均推力は共に増加していることがわかる。さらに、フラッピング角度 $\psi = \pm 30^\circ$ から $\psi = \pm 40^\circ$ において揚力に比べて推力の増加量が大きくなっている。本実験では羽ばたき平面角度等は直線飛翔時を模擬していることから、トンボはフラッピング角度を大きくすることでより高い推力を発生させ、効率よく前方へと加速することが可能であると考えられる。また本実験の範囲では、巡航時等のほぼ定速で飛翔する場合には抗力が小さく力の変動が少ないフラッピング角度 $\psi = \pm 30^\circ$ 程度が適しており、強い加速を得たい場合には推力の最大値が大きいフラッピング角度 $\psi = \pm 40^\circ$ とするのが適しているといえる。



(a) Lift force



(b) Thrust force

Fig. 3.4 Measurement results of aerodynamic force in different flapping angles

Table 3.2 Average lift and thrust force in different flapping angles

Flapping angle Ψ [°]	Average lift L_{ave} [mN]	Average thrust T_{ave} [mN]
± 20	3.3	5.9
± 30	9.36	11.9
± 40	17.8	32.6

3.3.2 フェザリング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果

図 3.5 にフラッピング角度が同一でフェザリング角度が異なる羽ばたきにおける揚力および推力の測定結果を、表 3.3 に羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均推力を示す。図 3.5 は図 3.4 と同様に横軸は羽ばたきの 1 周期を、各プロットは測定値の平均を、エラーバーはばらつきの最大と最小を示す。前述のフラッピング角度が異なる羽ばたきの結果と同様、フェザリング角度の大きさに関わらず、主に後翅の打ち下ろし時に高い揚力を、打ち上げ時に推力を発生する傾向を示した。また、揚力については最大値の位置が後翅打ち下ろしのストロークの中心 ($C = 0.25$) より少し遅れる傾向も同様であった。羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均推力を見ると、フェザリングを行わない場合 (フェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$) と比べ、フェザリングを行った場合に高い値を示した。また、フェザリング角度が大きい $\theta = \pm 60^\circ$ の方が平均揚力および平均推力がともに大きい値を示しており、フェザリング運動が揚力および推力の生成に寄与していることが確認できる。

揚力の推移を見ると、最も平均揚力の大きいフェザリング角度 $\theta = \pm 60^\circ$ では後翅の打ち下ろし時の揚力の最大値も最も大きくなった。また、後翅打ち上げ時のダウンフォースも大きい。これは羽ばたき平面角度 60° でフェザリング角度 $\theta = \pm 60^\circ$ となると打ち上げ時には翅が進行方向に対して垂直になるため前翅で作った渦を揚力の方向には利用できず、打ち上げ動作に対する抗力がダウンフォースとなってしまったためと考えられる。一方、フェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$ と $\theta = \pm 45^\circ$ で比較すると、平均揚力はフェザリング角度 $\theta = \pm 45^\circ$ の方が大きい値を示しているが、後翅の打ち下ろし時の揚力の最大値はフェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$ の方が大きい。これはフェザリング角度 $\theta = \pm 45^\circ$ では後翅の打ち上げ時に発生するダウンフォースが非常に小さくなっているためである。フェザリング角度 $\theta = \pm 45^\circ$ では羽ばたき中の揚力の変動が小さく、平均揚力もフェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$ の場合よりも大きいことから、安定して揚力を生成できているといえる。また、フェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$ ではエラーバーが比較的大きく、揚力の生成が安定していないことがわかる。これはフェザリング角度 $\theta = \pm 45^\circ$ では前翅のひねり動作による渦を利用できるのに対して、フェザリング角度 $\theta = \pm 0^\circ$ では翅のひねり動作による渦が生成されないために前翅および後翅の打ち上げと打ち下ろしに合わせた空気力が生じるためと考えられる。

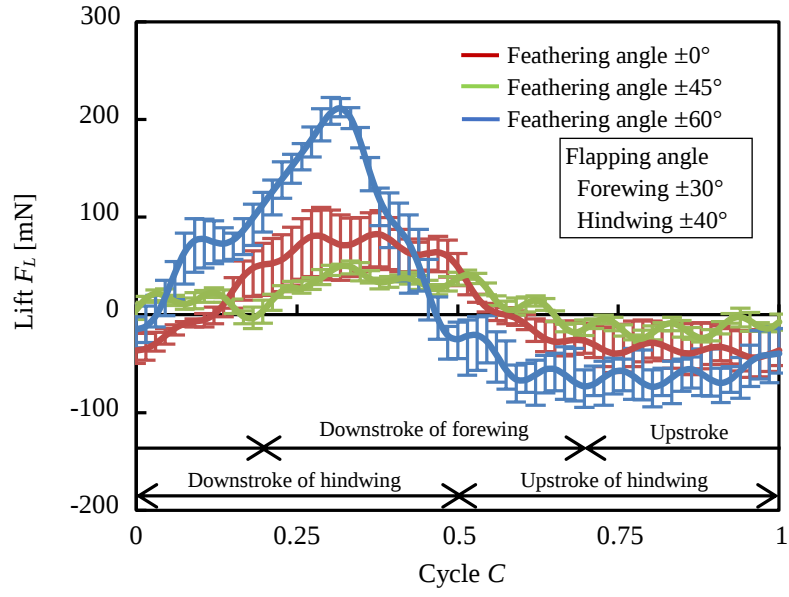
推力の測定結果では、フェザリングを行わない場合 ($\theta = \pm 0^\circ$) とフェザリングを行う場合 ($\theta = \pm 45^\circ$, $\theta = \pm 60^\circ$) で傾向に差が出た。まず最大値で比較するとフェザリング角度が大きいほど最大値が大きくなっており、それに伴い平均推力も大きくなった。フェザリングを行う場合 ($\theta = \pm 45^\circ$, $\theta = \pm 60^\circ$) では後翅の打ち下ろし時に主に抗力が発生しているのに対し、フェザリングを行わない場合 ($\pm 0^\circ$) では後翅の打ち下ろし時にも推力が発生している。これは羽ばたき平面角度 60° でひねり動作の無い前翅の打ち上げにより後ろ上方向に引っ張られた流れが後翅の打ち下ろしで発生した負圧によって後ろ下方向に引っ張られ、この反作用により推力が発生したと考えられる。フェザリングを行う場合 ($\theta = \pm 45^\circ$, $\theta = \pm 60^\circ$) では後翅の打

ち下ろし時に抗力が発生はしているが、前翅が打ち上げから打ち下ろしに切り替わるころから推力が上昇する傾向が見られる。これは前翅の打ち上げ終わりのひねり動作によって生成された渦が後翅に影響することで、後翅の打ち下ろし時においても抗力を減少、推力を生じさせたと考えられる。

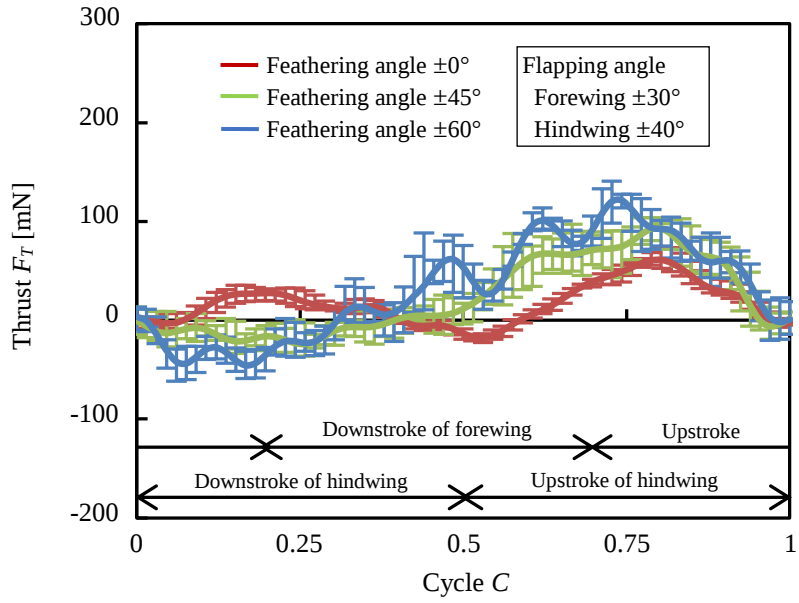
フェザリング角度が大きいほど揚力および推力も大きくなったが、これは翅をねじる動きが大きくなることで先行研究⁽⁴⁷⁾で示されている回転循環が強くなることに加え、前翅の生成する渦も強くなったためと考えられる。また、フェザリング角度 $\pm 0^\circ$ では通常は翅の打ち下ろしと打ち上げで力が相殺されて揚力や推力があまり発生しないと考えられるが、先行研究^{(46),(47)}で示されている動的な失速遅れ等の影響によりある程度の揚力や推力が発生したと思われる。

本実験の範囲では、フェザリング角度 $\pm 45^\circ$ は揚力の変動が小さく、比較的高い推力を発生していることから直線飛翔に適しており、フェザリング角度 $\pm 60^\circ$ は後翅の打ち下ろし時に高い揚力を瞬間的に発生させており、離陸のような上昇を伴う動作に適していると考えられる。ここで前章で観察した実際のトンボの直線飛翔時および離陸時のフェザリング角度と比較する。トンボの直線飛翔時のフェザリング角度は前翅で $\theta_f = +48^\circ \sim -51^\circ$ 、後翅で $\theta_h = +60^\circ \sim -58^\circ$ であるのに対し、離陸時のフェザリング角度は前翅で $\theta_f = +75^\circ \sim -35^\circ$ 、後翅で $\theta_h = +61^\circ \sim -58^\circ$ であり、後翅のフェザリング角度はほぼ同等なのに対し前翅のフェザリング角度が大きくなっている。揚力および推力測定実験の結果と比較すると、前翅のフェザリング角度の振幅が直線飛翔時で $\theta = \pm 45^\circ$ と、離陸時で $\theta = \pm 60^\circ$ と比較的近しい値となっていることから揚力の生成傾向には前翅のフェザリング角度が大きく影響しているといえる。前述の通りフェザリング運動は渦の生成や回転循環に関わり、前翅で生成された渦は後翅に影響することが前翅のフェザリング運動が揚力の生成傾向に影響する理由と思われる。このことから、前翅のフェザリング角度を $\theta = \pm 45^\circ$ 程度とすると揚力の変動が少ない直線的な飛翔が、 $\theta = \pm 60^\circ$ 以上の大きなフェザリングを行うと瞬間的に高い揚力を生成して上昇する飛翔が可能となると考えられる。

フラッピング角度の変化とフェザリング角度の変化の結果をまとめると、フラッピング角度は揚力および推力の大きさに関わっており、特に推力の生成に大きく寄与していることが確認された。またフェザリング角度は揚力の安定的な生成、もしくは瞬間的な高い揚力の生成といった揚力の生成傾向に関わっており、飛翔の安定性に大きく寄与していることが示唆された。



(a) Lift force



(b) Thrust force

Fig. 3.5 Measurement results of aerodynamic force in different feathering angles

Table 3.3 Average lift and thrust force in different feathering angles

Feathering angle θ [$^\circ$]	Average lift L_{ave} [mN]	Average thrust T_{ave} [mN]
± 0	8.9	16.5
± 45	10.7	22
± 60	17.9	30.6

3.3.3 羽ばたき時の翅周りの流れの可視化および PIV 解析結果

前項までの結果より、揚力を安定して生成できたフェザリング角度 45° と瞬間的に高い揚力を生成したフェザリング角度 60° について流れの可視化および PIV 解析を行った結果について述べる。

図 3.6 にフェザリング角度 $\theta = 45^\circ$ の時の流れの可視化結果および PIV 解析により速度ベクトルを求めた結果を、図 3.7 に $\theta = 60^\circ$ の時の同結果を示す。どちらの図も (a-1)～(a-3) および (b-1)～(b-3) が後翅の打ち下ろし時、(a-4)～(a-6) および (b-4)～(b-6) が後翅の打ち上げ時の画像となっている。フェザリング角度 $\theta = 45^\circ$ および $\theta = 60^\circ$ のどちらの場合においても打ち下ろし時に翅上面に下向きの流れが、打ち上げ時に中央付近から後方への流れが生じていることが確認できる。前項の結果で打ち下ろし時に揚力が、打ち上げ時に推力が発生していたことから、こうした下向きや後方への流れを生成することで揚力や推力を発生させているといえる。 $\theta = 45^\circ$ および $\theta = 60^\circ$ の場合で比較すると、 $\theta = 45^\circ$ の時には後翅の打ち下ろしと前翅の打ち下ろしの両方で翅上面の空気を下向きに引っ張っているが、 $\theta = 60^\circ$ の時には後翅の打ち下ろし時に翅上面の空気を下向きに引っ張るのに加えて前翅の下面を通過する前方からの流れも大きく下向きに曲げていることが確認された。 $\theta = 60^\circ$ の時の打ち下ろしを見ると、前翅が大きくフェザリングすることで後翅と前翅の間の空間が広がっており、後翅を打ち下ろした際にその空間を通して前方から流れが流入している様子が見られた。一方 $\theta = 45^\circ$ の時では後翅と前翅の間の空間が比較的狭く、前方から流入する流れが少ないため後翅の打ち下ろしにより曲げられる流れも少なかった。このことから、 $\theta = 60^\circ$ の際には後翅が前方からの流れを大きく下向きに曲げることで高い揚力を生成していると考えられる。それに対して $\theta = 45^\circ$ の場合には後翅と前翅がそれぞれで翅の上面の空気を下向きに引っ張ることで瞬間的な高い揚力は発生させず比較的安定して揚力を生成していると考えられる。また、 $\theta = 60^\circ$ の時の後翅打ち上げ時を見ると、後翅下面に渦が存在していることが確認された。前翅の打ち下ろし終わりからのフェザリング運動を見ると翅のひねりにより時計回りの渦が生じており、その渦が後翅の打ち上げ時に後翅下面に移っている様子が見られた。この渦は推力の生成にも寄与していると考えられるが、同時にダウンフォースの生成にも影響していると思われる。一方、 $\theta = 45^\circ$ の時にも前翅のフェザリング運動により渦は生成されているが $\theta = 60^\circ$ の場合と比べるとその大きさは小さい。後翅の打ち上げにより移動はしているが、後翅自体が生成する後翅周りの時計回りの渦に吸収されており、後翅下面の渦とはなっていない。これにより $\theta = 45^\circ$ の時にはダウンフォースが小さくなり、平均揚力が大きくなったと考えられる。次に前翅の打ち下ろしから後翅の打ち上げまでを確認すると、前翅の打ち下ろしの際に前翅上面の流れが下向きに引っ張られるが、その流れが後翅の打ち上げによって斜め上に引っ張られ、結果的に後方への強い流れを生成している様子が見られた。これは推力の生成に関わっていると考えられる。この現象は $\theta = 60^\circ$ および $\theta = 45^\circ$ の両方で見られており、どちらも同様のメカニズムで推力を生成していると思われる。

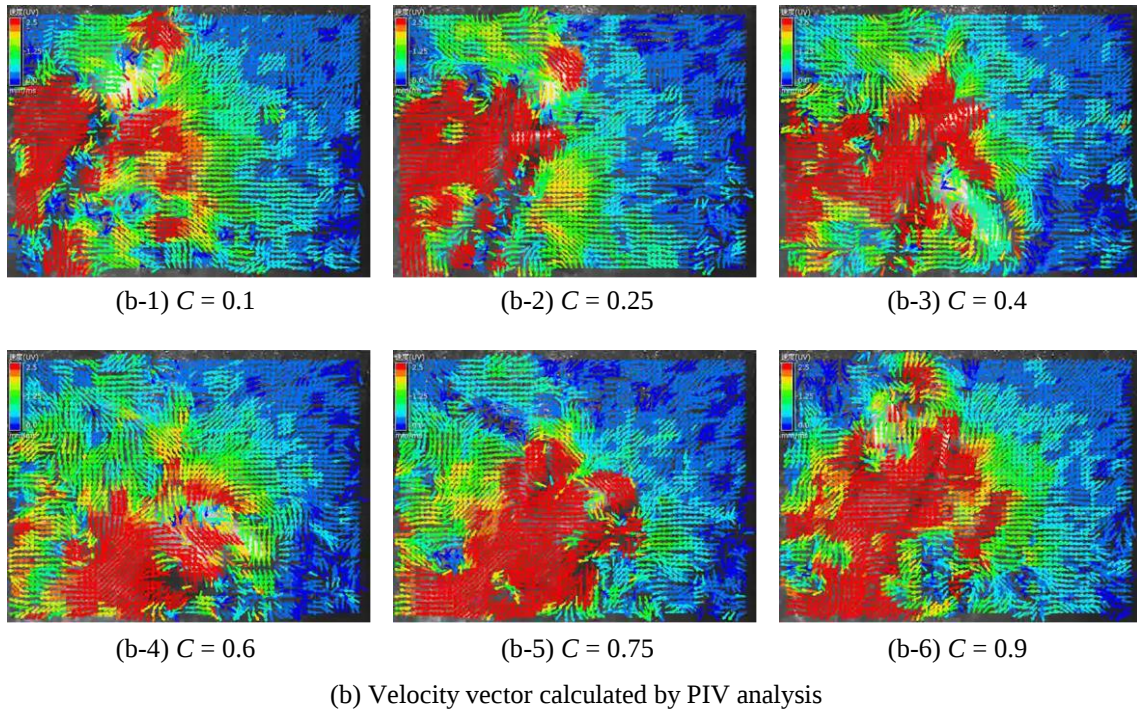
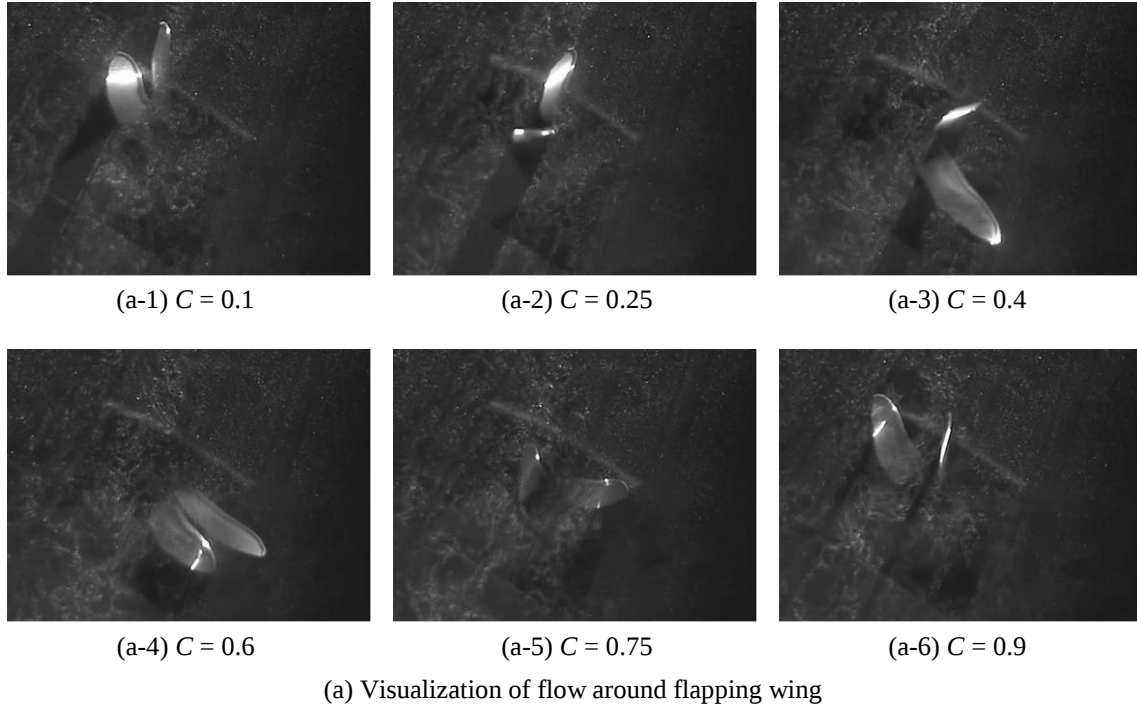


Fig. 3.6 Results of flow visualization and PIV analysis of flapping wing in feathering angle $\theta = 45^\circ$

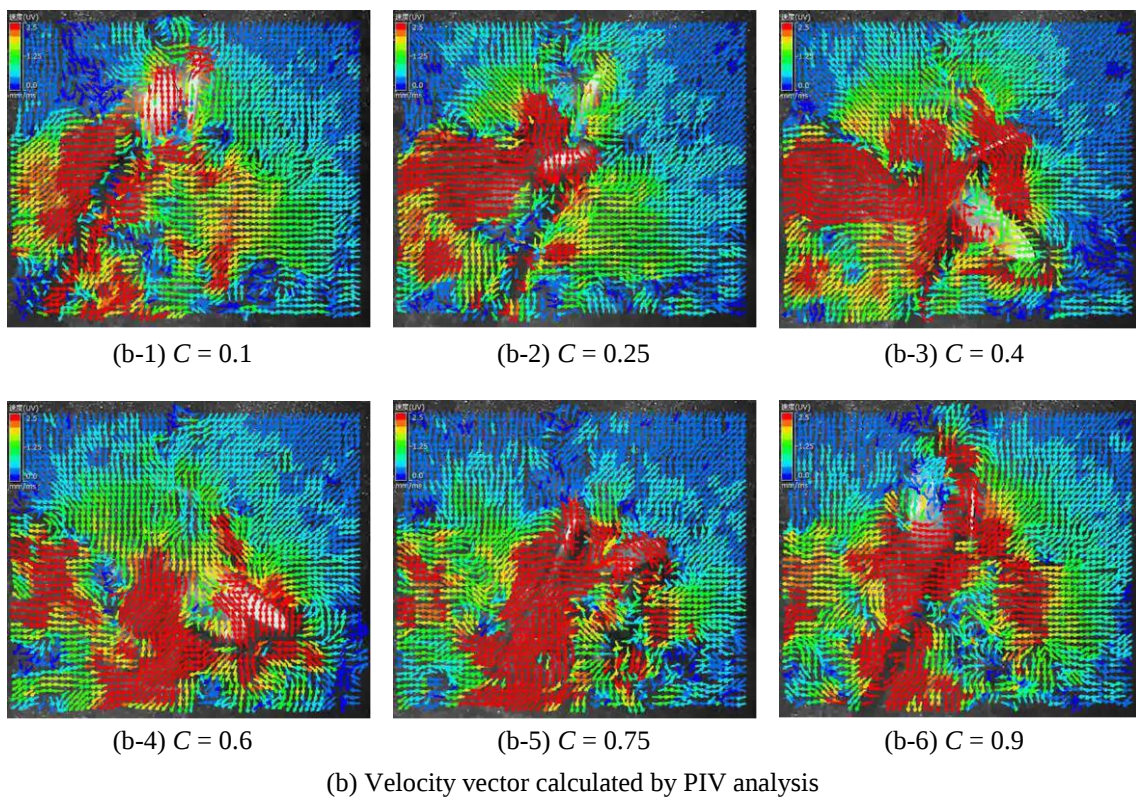
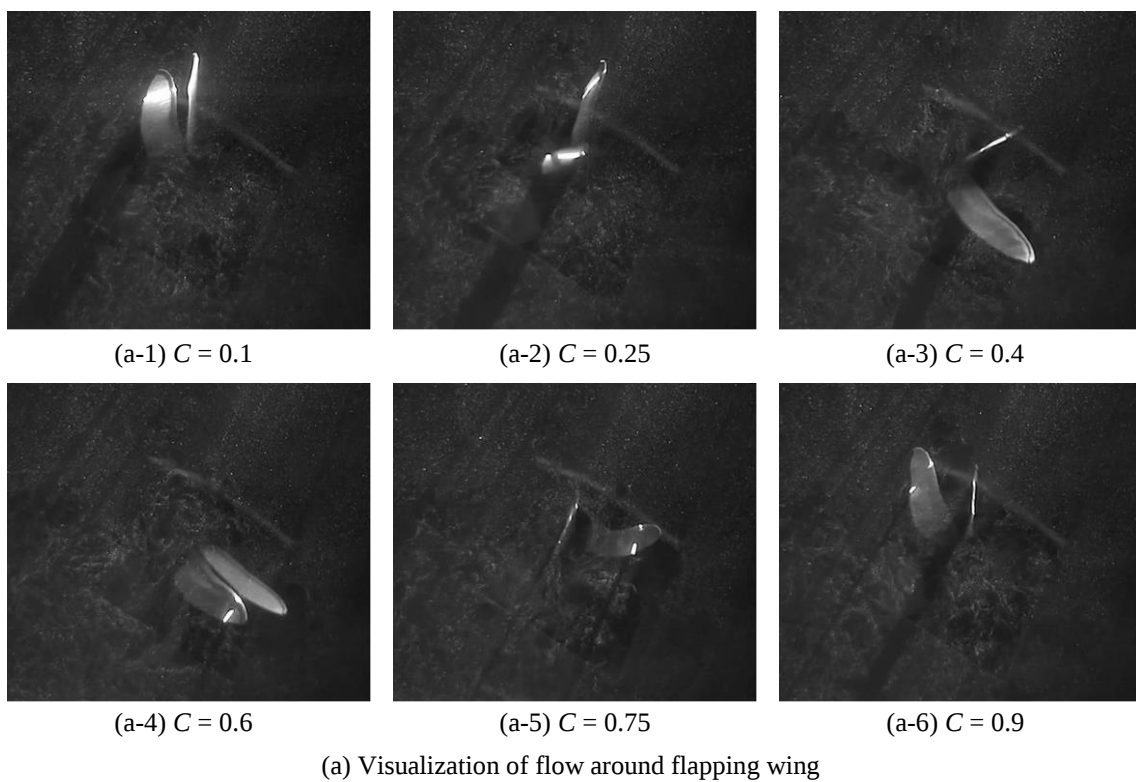


Fig. 3.7 Results of flow visualization and PIV analysis of flapping wing in feathering angle $\theta = 45^\circ$

3.4 結 言

本章では、自由飛翔時に発生する空気力について羽ばたき運動の主要なパラメータであるフラッピング運動とフェザリング運動との関係を明らかにするため、フラッピング角度とフェザリング角度を変化させた羽ばたきシミュレータを用いて羽ばたき時の揚力、推力の測定および羽ばたき時の流れの可視化を行った。得られた主要な結果を以下に示す。

- (1) フラッピング角度およびフェザリング角度の大きさに関わらず、主に後翅の打ち下ろし時に揚力を、後翅の打ち上げ時に推力を生成する傾向を示した。
- (2) 本実験の範囲では、フラッピング角度が増加すると揚力と推力の最大値が増加し、平均揚力と平均推力も増加した。また、フラッピング角度 $\pm 30^\circ$ の場合と比較して $\pm 40^\circ$ の場合では推力が大きく増加したことから、前方へ大きく加速するには $\pm 40^\circ$ 以上のフラッピング角度で羽ばたく必要がある。
- (3) 羽ばたき平面角度 60° におけるフェザリング角度 $\pm 45^\circ$ の場合では、前翅と後翅がそれぞれで翅の上面の空気を下向きに引っ張るように流れが生じていることが観察された。これにより比較的安定に長い期間で揚力を生成している。揚力の変動が小さく安定して揚力を生成できることから、直線飛翔に適した羽ばたき角度であるといえる。
- (4) 羽ばたき平面角度 60° におけるフェザリング角度 $\pm 60^\circ$ の場合では、後翅の打ち下ろし時に前方から流入する流れが後翅により大きく下向きに曲げられていることが観察された。これにより高い揚力を生成している。後翅の打ち下ろし時に瞬間的に高い揚力を発生させることから、離陸のような上昇を伴う飛翔に適した羽ばたき角度であるといえる。

第4章 トンボの翅構造を模擬した人工翅の設計と検証

4.1 緒言

前章までは主に羽ばたき運動について議論してきたが、飛翔では翅の挙動だけでなく翅の特性も重要である。従来の航空機の翼は強い力に耐えるよう剛性が高く、上面に丸みを帯びた厚みのある形状、いわゆる翼型になっている。これは航空力学上で最も揚力の得やすい形状であり、現在の航空機にとっては最適な翼の形状である。一方、トンボを含む昆虫の翅は非常に薄く柔軟であり、平板に近い形状をしている。昆虫も長い年月を経て進化を遂げてきた末に現在の翅の形状に行き着いていることから、昆虫の環境においては最適な翅の形状になっているものと思われる。これらのことから航空機などの高レイノルズ数環境と昆虫などの低レイノルズ数環境では最適な翅の形状や特性も異なると考えられる。そこで本章ではトンボの翅の特性について検討し、それを模擬することでトンボ型 MAV に最適な人工翅を設計することを目指す。

翅の特性にも幾つかあるが、本研究で着目したのは振動特性と変形特性である。羽ばたき動作は揺動運動であり、一種の振動とみなすことができる。トンボであれば羽ばたき周波数 30 Hz の振動を翅に与えており、その際の振動特性は飛翔に対しても大きな影響を与えるものと考えられる。さらに、薄く柔軟な翅は高速で羽ばたくことで変形することが確認されており、そうした形状の変化は翅の空力特性に影響することは明らかである。そこで、本研究では翅の振動・変形特性として固有振動数と羽ばたき時の変形に着目した。本章ではまず実際のトンボの翅の固有振動数と羽ばたき時の変形を測定した。その知見を基に同様の振動・変形特性を有する翅について、数値解析によって飛翔に適した振動・変形特性を明らかにすることを目的に、結節による変形を模擬した翅モデルを用いて滑空時および羽ばたき時の空力特性について検討した。

4.2 翅の振動特性

本節ではまず翅の振動特性について述べる。羽ばたき飛翔にとって翅の振動特性は重要である。ハエやハチなどの関節飛翔筋型昆虫では高い羽ばたき周波数を得るために羽ばたき時に外骨格と翅の共振が利用されており、外骨格や翅の固有振動数が羽ばたき周波数に影響することがわかっている。トンボは直接飛翔筋型昆虫であるが、羽ばたき運動が振動現象であることに違いはないことから、その振動特性、特に翅の固有振動数は重要なパラメータであると考えられる。そこで本節では翅の振動特性として固有振動数を測定する。

トンボの翅の固有振動数はこれまでの研究でも測定された例は存在するが、それぞれ測定方法や結果が異なる。そこで本研究におけるトンボの翅の固有振動数を定義するため、強

制加振装置を自作し、それを用いて固有振動数を測定することとする．ここではまずトンボの翅の固有振動数を測定し羽ばたき周波数との関係を明らかにしたうえで、それと同様の振動特性を有する人工翅を作製する．

4.2.1 強制加振実験による固有振動数の測定方法

本実験では自作した強制加振装置を用いて翅の固有振動数、特に 1 次固有振動数を測定する．図 4.1 に強制加振装置を示す．強制加振装置はモータの回転をギヤで増速し、軸を中心から 0.5 mm ずらしたカムを回転させる．カムの上部には翅を取り付けたプレートが押し当てられており、翅の根元をカムにより上下 1 mm の範囲で振動させる機構となっている．加振周波数は 10 Hz～190 Hz で振動させることが可能である．そうして振動させた翅を高速カメラで撮影し、取得した画像から翅の根元が一番上もしくは一番下となった時の翅の根元と先端部として縁紋の位置を記録する．そこから翅の根元部の上下の変位 d_1 [mm] と先端部の上下の変位 d_2 [mm] を取得し、応答倍率 H [Hz] を次の式で求める．

$$H = \frac{d_2}{d_1}$$

実験では加振周波数を連続的に変化させながら応答倍率を測定し、応答倍率がピークを示した時の加振周波数を固有振動数 ω として定義した．また、測定は 5 回行い、平均値を算出した．

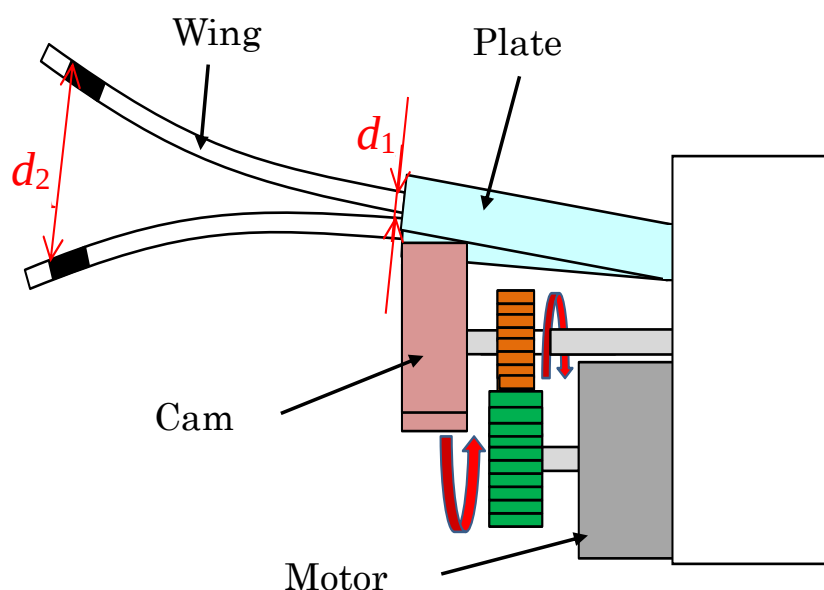


Fig. 4.1 Experimental apparatus of forced excitation test

4.2.2 トンボの翅の固有振動数

まず人工翅の固有振動数の設計指針とするため、実際のトンボの翅の固有振動数を測定する。図 4.2 に測定に用いたトンボの種類を示す。トンボの種類による差についても検討するため、複数種類のトンボの翅に対して固有振動数の測定を行う。本実験では日本で一般的にみられるコシアキトンボ (*Pseudothemis zonata*)、シオカラトンボ (*Orthetrum albistylum*)、アキアカネ (*Sympetrum frequens*) の 3 種類のトンボから採取した翅に対して強制加振実験による応答倍率および固有振動数の測定を行った。

図 4.3 に強制加振実験による応答倍率の測定結果を、表 4.1 にグラフから求めた各トンボの翅の固有振動数の結果を示す。図 4.3 は横軸が加振周波数、縦軸が応答倍率を表し、各プロットは測定値の平均を、エラーバーはばらつきの最大と最小を示している。図より、加振周波数が増加するごとに応答倍率も増加していくが、加振周波数が 120 Hz を超えた付近で応答倍率が減少する傾向がみられる。これを応答倍率のピークとみなし、応答倍率が最大となった加振周波数を固有振動数として求めたところ全てのトンボの翅で 120 Hz~130 Hz の固有振動数を示した。先行研究^{(39)~(41)}においてもトンボの翅の固有振動数は 100 Hz 以上の大きな値を示しており、妥当な値といえる。トンボの羽ばたき周波数はおよそ 30 Hz 前後であることから、トンボの翅は羽ばたき周波数とは共振しない固有振動数を有しているといえる。このことから、トンボ型 MAV に搭載する人工翅においても 120 Hz 前後の高い固有振動数を持つ材料を選定し、羽ばたき周波数と共振しないようすることが求められると考えられる。また、図 4.3 を見ると応答倍率が最大でも約 3.5 とあまり大きくないことがわかる。トンボの翅は共振しても変位が大きくなりえない高い剛性を有しているといえる。

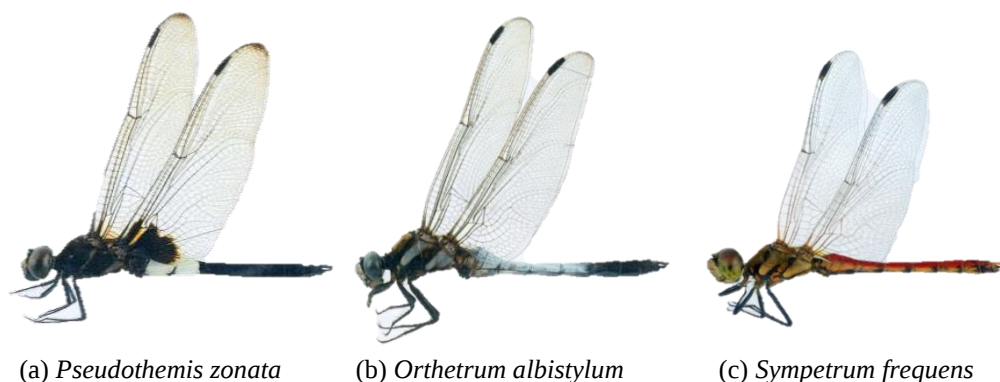


Fig. 4.2 The kind of dragonfly used for measurement of natural frequency

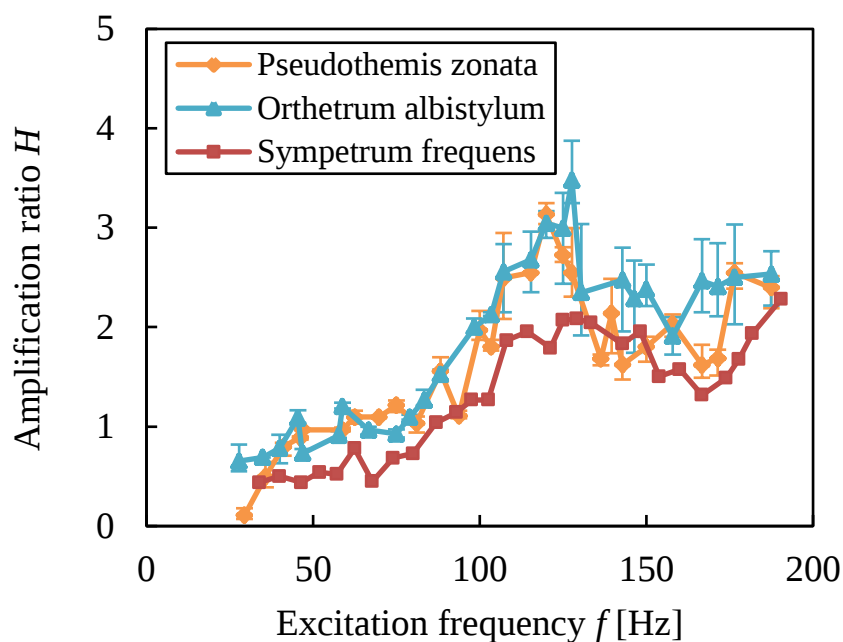


Fig. 4.3 Result of forced excitation test of the dragonfly wings

Table 4.1 Results of the first natural frequency of the natural wings

Kind of dragonfly	First natural frequency
	ω [Hz]
<i>Pseudothemis zonata</i>	120.0
<i>Orthetrum albistylum</i>	127.6
<i>Sympetrum frequens</i>	129.0

4.2.3 人工翅の固有振動数

トンボの翅の固有振動数が明らかになったところで、同程度の固有振動数を有する人工翅を作製するための材料を選定する。前述の通りトンボの翅は前縁部では太い翅脈で構成され比較的剛性が高いのに対し、後縁部に近づくほど翅脈が細くなり柔軟な構造になる。そのため人工翅は剛性の高い前縁部と柔軟かつ薄い膜部の 2 つの部品で構成されているが、固有振動数はこのうち前縁部の材質が支配的であると考えられる。そこで前縁部の材質が異なる 3 種類の人工翅を作製し、固有振動数を測定した。図 4.4 に測定に使用した人工翅の種類を、表 4.2 に前縁部に用いた材質の密度および曲げ剛性を示す。前縁部の材質に加工性の良い一般的なエンジニアリングプラスチックであるポリアセタールを用いたポリアセタール翅、比較的軽量で自然の材料である竹を用いた竹翅、軽量かつ強度の高いカーボンの棒（カーボンロッド）を用いたカーボン翅の 3 種類の翅を作製した。ポリアセタール翅および竹翅の前縁部は厚さを 0.55 mm とし、トンボの翅の形状を模倣している。カーボン翅では材料に直径 0.7 mm の棒状のカーボンロッドを用いているため、前縁部の形状はトンボの翅

を模擬せず直線状になっている．膜部は全ての人工翅で共通で，厚さ 50 μm の PET フィルムを用いている．上記 3 種類の人工翅に対し，前項と同様の強制加振実験による応答倍率および固有振動数の測定を行った．

図 4.5 に強制加振実験による人工翅の応答倍率の測定結果を，表 4.3 にグラフから求めた各人工翅の固有振動数の測定結果を示す．図 4.5 は図 4.3 と同様に加振周波数と応答倍率の関係を表したグラフであるが，応答倍率の範囲が図 4.3 とは異なる．結果より人工翅の応答倍率は前縁部の材質によって大きく異なる傾向を示した．応答倍率が最大となった加振周波数を固有振動数として求めると，ポリアセタール翅が最も低い 53.1 Hz，竹翅が 71.4 Hz，カーボン翅が最も高い 130.4 Hz となった．本実験で作製した人工翅の中ではカーボン翅が最もトンボの翅の固有振動数（およそ 120 Hz）に近い固有振動数を示した．ただし，図中の応答倍率の範囲が異なることからわかる通り，トンボの翅と比べると応答倍率が高いため，構造的に剛性を高める工夫が必要になると考えられる．

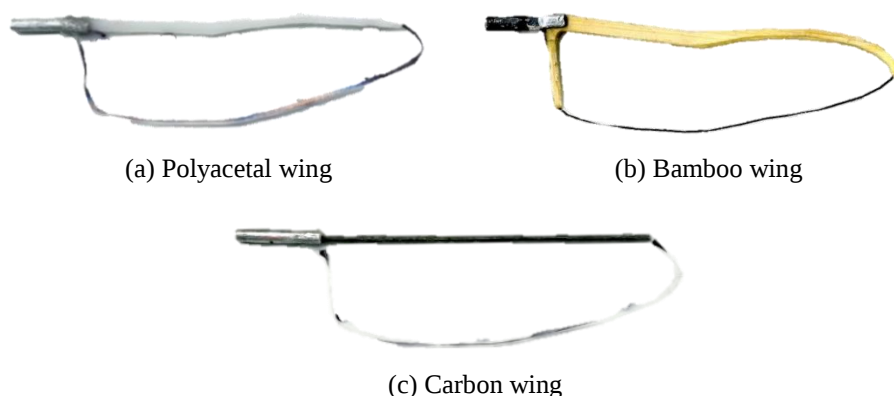


Fig. 4.4 The kind of artificial wings used for measurement of natural frequency

Table 4.2 Property of materials of the leading edge

Material	Density [g/cm ³]	Flexural modulus [MPa]
Polyacetal	1.41	2600
Bamboo	0.558	10900
Carbon-rod	1.43	120000

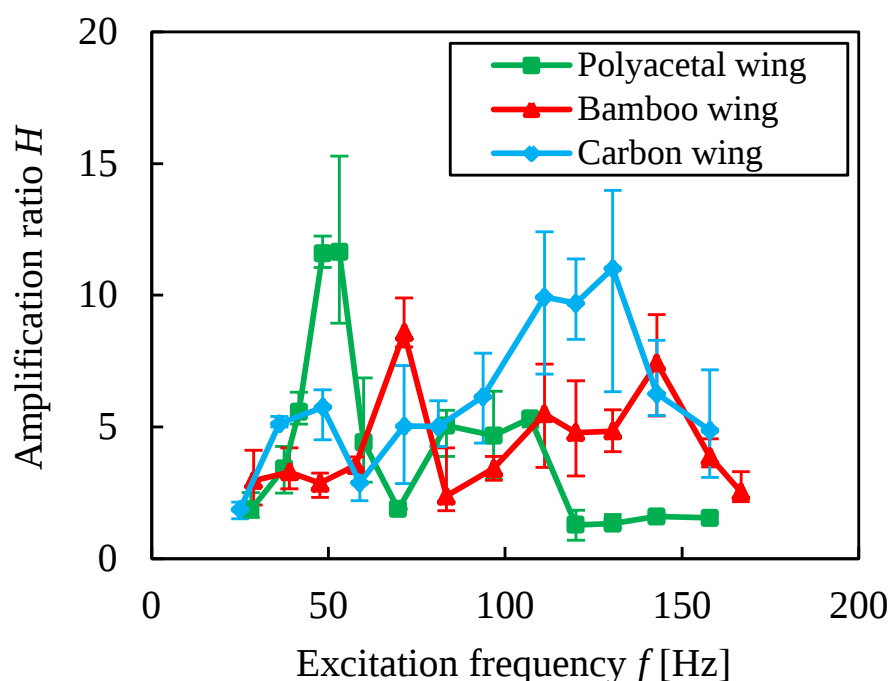


Fig. 4.5 Result of forced excitation test of the artificial wings

Table 4.3 Results of the first natural frequency of the artificial wings

Artificial wings	First natural frequency ω [Hz]
Polyacetal wing	53.1
Bamboo wing	71.4
Carbon wing	130.4

4.3 翅の変形特性

本節では翅の変形特性について述べる．トンボを含め昆虫の翅は薄く柔軟であるため羽ばたき時に空気から受ける反力により変形することが明らかになっている．こうした翅の変形は受動的なフェザリング運動に相当すると言われている．特にハエなどの間接飛翔筋では構造的に筋肉で能動的にフェザリング運動を行うことができないため，柔軟な翅を高速で羽ばたかせることで翅の変形により受動的にフェザリング運動を行い，高い浮上力を得ている．このように翅の変形は羽ばたき運動にも関連した重要な要素である．トンボの翅も薄く柔軟であることから，翅の変形の重要性はトンボにおいても同様であると考えられる．しかしながら，トンボは直接飛翔筋構造であるため能動的にもフェザリング運動を行うことができる．そのため，受動的なフェザリング運動に頼っている間接飛翔筋構造の昆虫とは適した翅の変形特性も異なると考えられる．そこで本節ではトンボの羽ばたき時の変形特性を観察し，それを基に同様の変形特性を有する人工翅を作製，その性能を検証する．

4.2.2 羽ばたき試験機を用いた羽ばたき時の翅の変形の測定方法

図 4.6 に羽ばたき試験機を示す。羽ばたき試験機は前章で説明した羽ばたきシミュレータのフラッピング機構と同様の機構で取り付けられた翅にフラッピング運動をさせる装置である。羽ばたき試験機では受動的な翅の変形のみを測定するためフェザリング運動は除いている。フラッピング角度は直線飛翔時のフラッピング角度を模擬した $\pm 30^\circ$ （振幅 60° ）とした。

本実験では翅の変形の分布を知るため、翅の根元部、中央部、先端部の3箇所に変形量を測定する。また前述の通り翅の変形は受動的なフェザリング運動に相当すると考えられることから、変形量としてフェザリング運動の方向への変形角度を求める。図 4.7 に試験翅と測定点を示す。図に示すように試験翅には根元部、中央部、先端部のそれぞれ前縁部と後縁部に点を描いておく。測定では、まず試験翅を羽ばたき試験機に取り付け、フラッピング運動を行わせ、その様子を側面から高速度カメラで撮影する。撮影した画像から、試験翅に描いた点の位置を第2章で示した羽ばたき運動の解析方法で求める。そこから、根元部、中央部、先端部のそれぞれで前縁部と後縁部を通る直線と水平線のなす角度を求め、これを変形角度として測定した（図 4.8）。

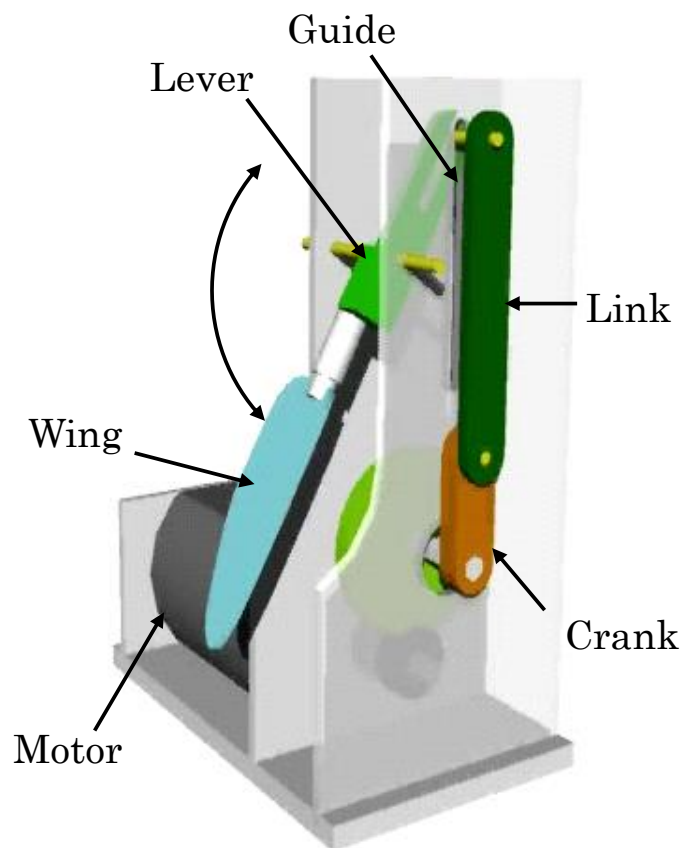


Fig. 4.6 Flapping test machine

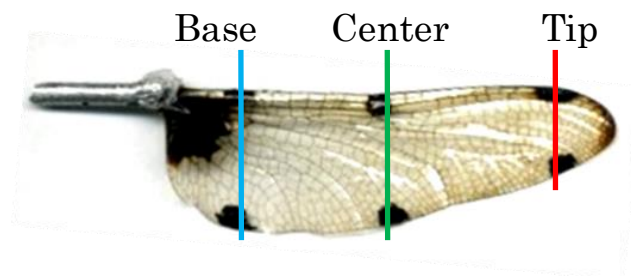


Fig. 4.7 Measurement positions

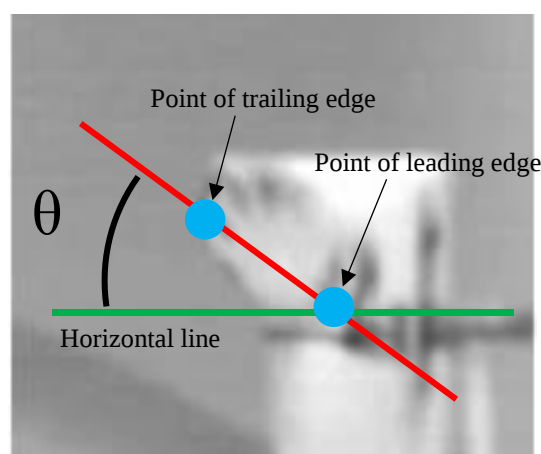


Fig. 4.8 Deformation angle

4.2.2 トンボの翅の羽ばたき時の変形

まず実際のトンボの翅の羽ばたき時の変形を測定する．測定には固有振動数の測定でトンボの翅の中では最も高い固有振動数を示したアキアカネ (*Sympetrum frequens*) の翅を用いた (図 4.2(c))．図 4.9 に羽ばたき時の変形の測定結果を示す．図は縦軸に変形角度を、横軸に打ち下ろし始めから打ち上げ終わりまでの羽ばたき一周期を示している．図より、トンボの翅は羽ばたきによって変形することが確認できた．打ち下ろし時と打ち上げ時で比較すると、打ち下ろし時よりも打ち上げ時の方が比較的変形角度が大きい．トンボの翅の断面形状はゆるやかなアーチ状となっており、下向きの変形の方がしやすいと考えられる．また、各部位での変形角度を比較すると、根元部と比べ先端部の変形の方が大きいことがわかる．根元部では最大で 30°程度の変形を生じているのに対し、先端部では最大で 60°程度と根元部と比べ約 2 倍の変形が生じた．この結果から、トンボの翅は根元部では変形しにくく、先端部で大きく変形する特性を有していることが明らかとなった．何故このような特性を有しているのかについて検討するため、変形時の様子をより詳細に観察することとした．図 4.10 に $C=0.3$ における翅の変形の様子を示す．図 4.10(a)は撮影画像であるが、静止画とした関係で一部不鮮明なため、(b)に画像をイラストで表したものを示す．また、図 4.10(b)

の青色、緑色、赤色の破線はそれぞれ翅の根元部、中央部、先端部における翼弦線を表している。この図からも根元部と比べ先端部で大きな変形を生じていることが確認でき、この時では根元部の変形角度が 13.8° であるのに対し、先端部では 40.9° の変形角度を示した。撮影した画像を注意深く観察したところ、トンボの翅の前縁部の中央付近に存在する結節と呼ばれる部位がねじれるように変形している様子が確認された。結節とはトンボの翅に特有の翅脈構造である。図 4.11 に示すように結節より根本側では横方向の翅脈が 3 本通っているのに対し、結節より先端側では中央の翅脈が消え上下の 2 本しか通っていない。根本側の 3 本の翅脈はコルゲーション構造をしているためにねじれ変形を生じにくいですが、先端側では 2 本の翅脈が平行に伸びているためにねじれ変形しやすくなっていると考えられる。この翅

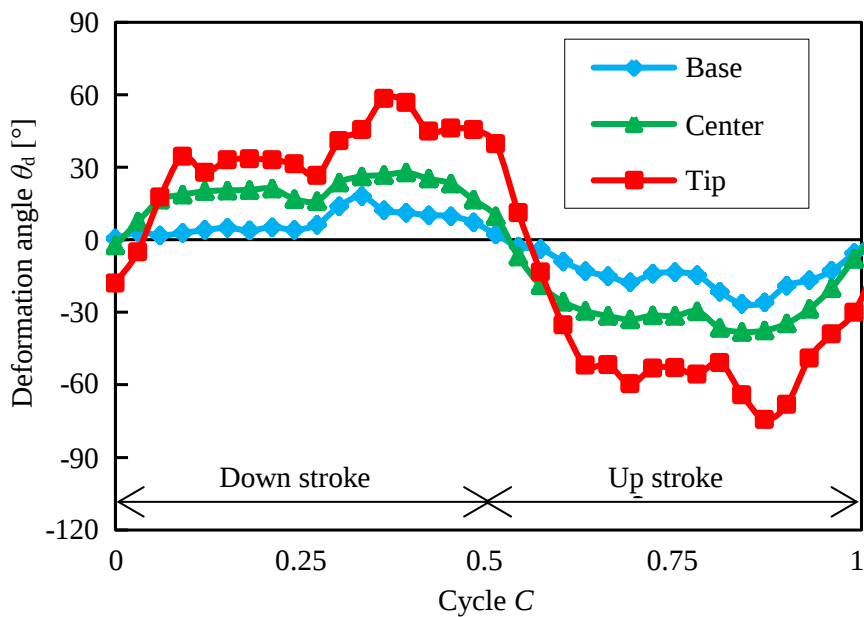


Fig. 4.9 Results of passive deformation test of natural wing

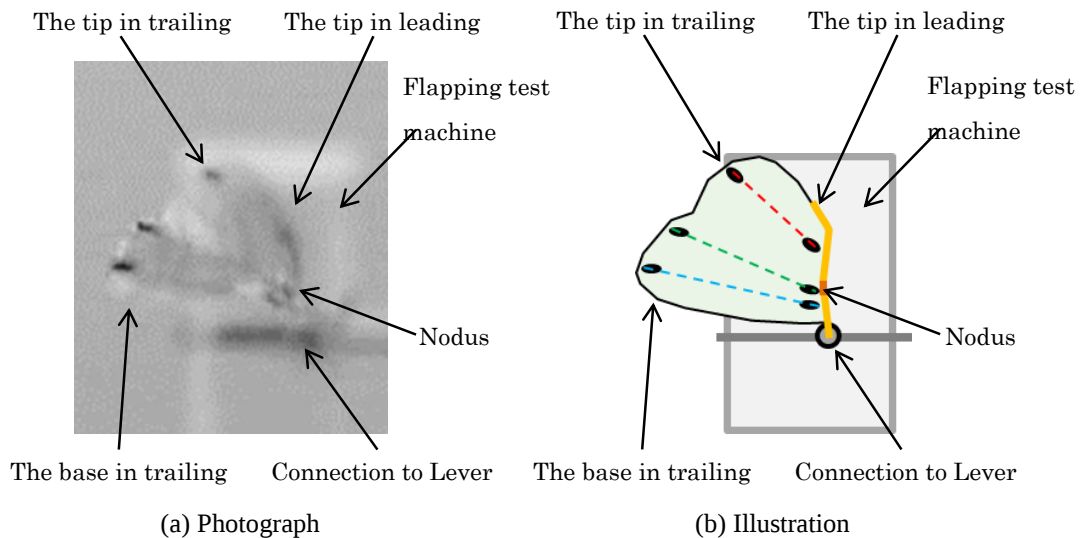


Fig. 4.10 Shape of deformation of natural wing ($C=0.3$)

脈構造により，トンボの翅は根元部では変形が小さく，先端側では変形が大きくなるという特徴的な変形を可能にしている．これまで結節はトンボの翅に特有の翅脈構造であることは知られていたが，その効果は明らかでなかった．これに対し，本研究の結果からトンボの翅の結節構造は翅の変形に大きく影響していることが示唆された．

4.2.3 結節模倣翅の羽ばたき時の変形および性能評価

前項でトンボの翅は結節より先端側が大きく変形するという特徴的な変形特性を有していることが明らかとなった．そこで，そうした結節による変形の特徴を模擬した人工翅として結節模倣翅を作製することとした．まず結節模倣翅を設計するにあたり，実際のトンボの結節の位置を確認した．表 4.4 に各トンボの翅の結節の位置 L_N および翼長との比率 L_N/L_W を示す．ここでは不均翅亜目のトンボであるギンヤンマ (*Anax parthenope*)，コシアキトンボ (*Pseudothemis zonata*)，シオカラトンボ (*Orthetrum albistylum*)，アキアカネ (*Sympetrum frequens*) の 4 種類の各 3 個体について測定した．種によって結節の位置は少し異なるが，同じ種であればあまり個体差は無いといえる．また，比較的小型なアキアカネから比較的大型なギンヤンマまで含めて結節の位置は翼長に対して 40%～55% の場所に位置しており，不均翅亜目であれば種に関わらず概ね中心付近に結節は存在していることを確認した．そこで結節模倣翅においては結節の位置を前縁部の中心として作製することとした．図 4.12 に作製した結節模倣翅の構造を示す．結節模倣翅はこれまでの人工翅と同様，比較的剛性の高い前縁部と柔軟な膜部から成る．しかし，これまでの人工翅では前縁部と膜部を全体で接着していたのに対し，結節模倣翅では中央に結節があると仮定し，中央より根本側では前縁部と膜部を接着するが，中央より先端側では前縁部と膜部を直接接着せず，膜部を筒状とする

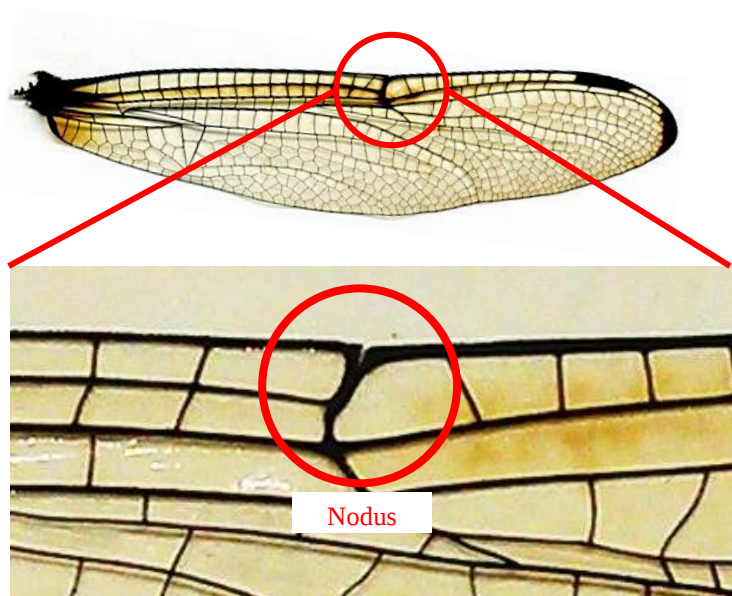


Fig. 4.11 The nodus structure of dragonfly wing

ことで前縁部を軸とした回転が可能な構造とした．これにより中央よりも根本側では変形しにくく先端側では前縁部を中心としたねじれ変形を生じやすくなっており，トンボの翅の結節による先端部の変形を模擬している．前縁部の材質には固有振動数の測定で高い固有振動数を示したカーボンロッドを，膜部は同様に厚さ 50 μm の PET フィルムを使用した．

Table 4.4 Distance of nodus of wings of dragonflies and the ratio to wing length

Species	Individual	Wing	Wing length L_W [mm]	Distance of nodus from base of wing L_N [mm]	Ratio of distance of nodus to wing length L_N/L_W [%]
<i>Anax parthenope</i>	A	Fore	52	26	50.0
		Hind	52	21	40.4
	B	Fore	53	26	49.1
		Hind	53	22	41.5
	C	Fore	54	26	48.1
		Hind	54	22	40.7
<i>Pseudothemis zonata</i>	A	Fore	39	22	56.4
		Hind	39	18	46.2
	B	Fore	44	23	52.3
		Hind	43	19	44.2
	C	Fore	43	24	55.8
		Hind	40	17	42.5
<i>Orthetrum albistylum</i>	A	Fore	44	21	47.7
		Hind	43	19	44.2
	B	Fore	43	21	48.8
		Hind	42	18	42.9
	C	Fore	40	20	50.0
		Hind	40	17	42.5
<i>Sympetrum frequens</i>	A	Fore	32	16	50.0
		Hind	30	13	43.3
	B	Fore	32	17	53.1
		Hind	29	13	44.8
	C	Fore	32	16	50.0
		Hind	31	13	41.9

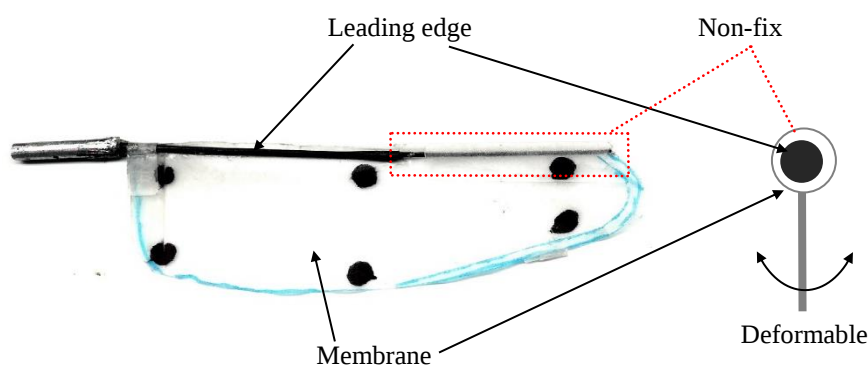


Fig. 4.12 Artificial wing that mimics nodus

作製した結節模倣翅に対しても同様の羽ばたき時の変形の測定を行った．図 4.13 に測定結果を，図 4.14 に $C=0.3$ の時の結節模倣翅の変形の様子を示す．結節模倣翅も羽ばたき時に変形し，またその傾向もトンボの翅と同様に根元部では変形が小さく，先端部では大きいことがわかる．その変形量も根元部で最大 30° 程度，先端部で最大 60° 程度とトンボの翅の変形角度と近い値となった．このことから，作製した結節模倣翅はトンボの翅の変形特性をよく模擬できているといえる．

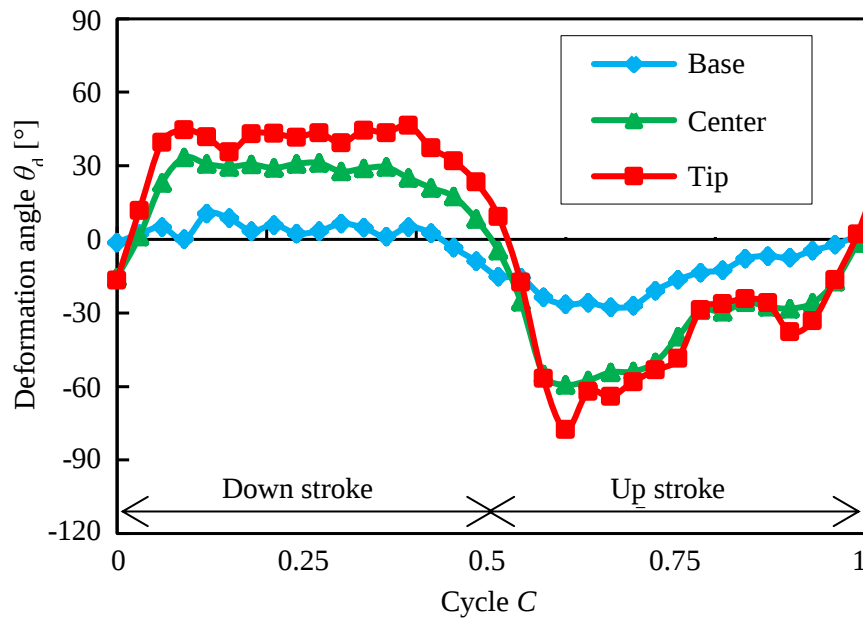


Fig. 4.13 Results of passive deformation test of natural wing

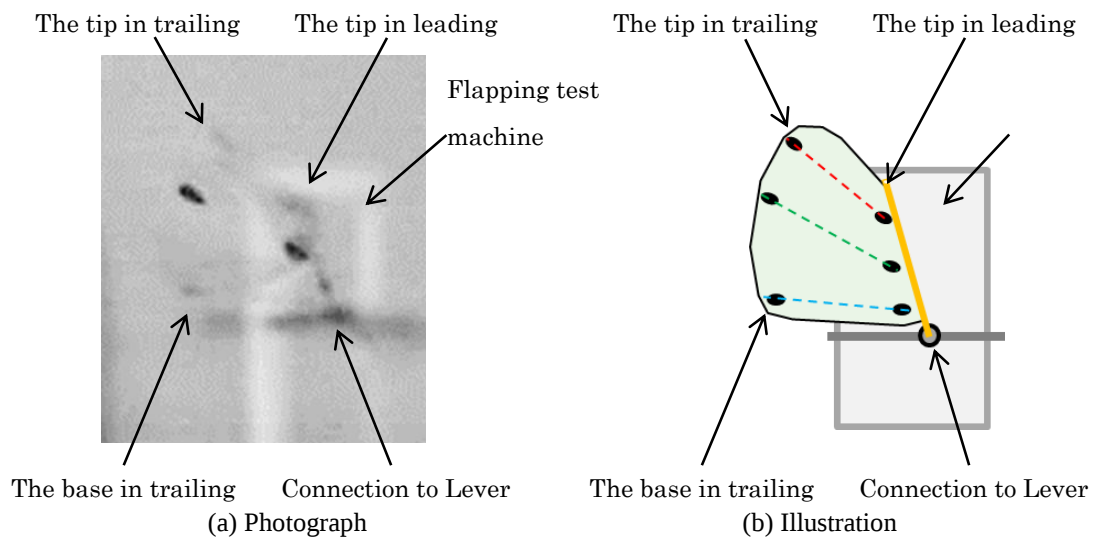
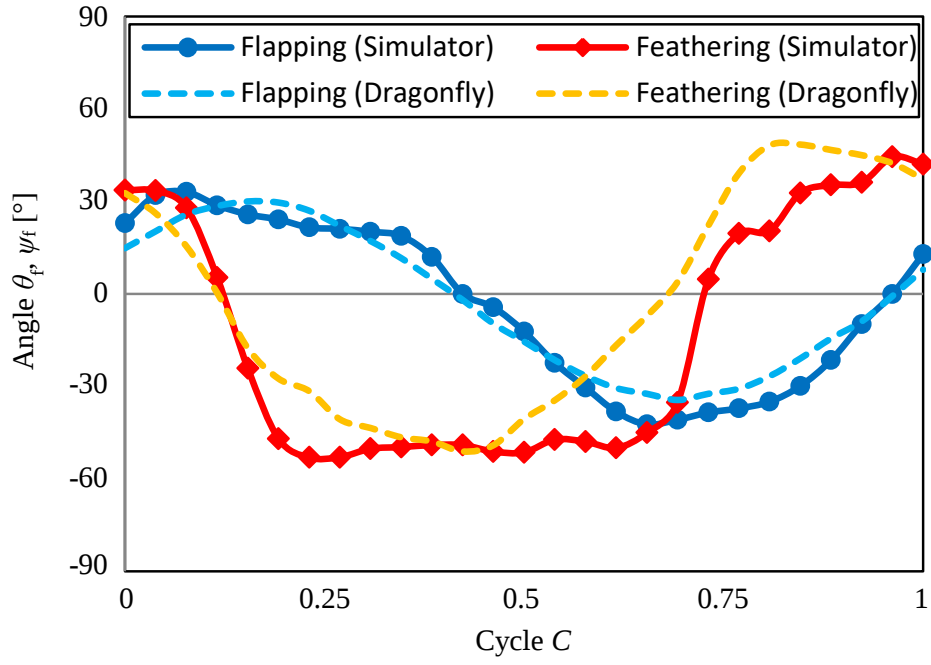


Fig. 4.14 Shape of deformation of natural wing ($C=0.3$)

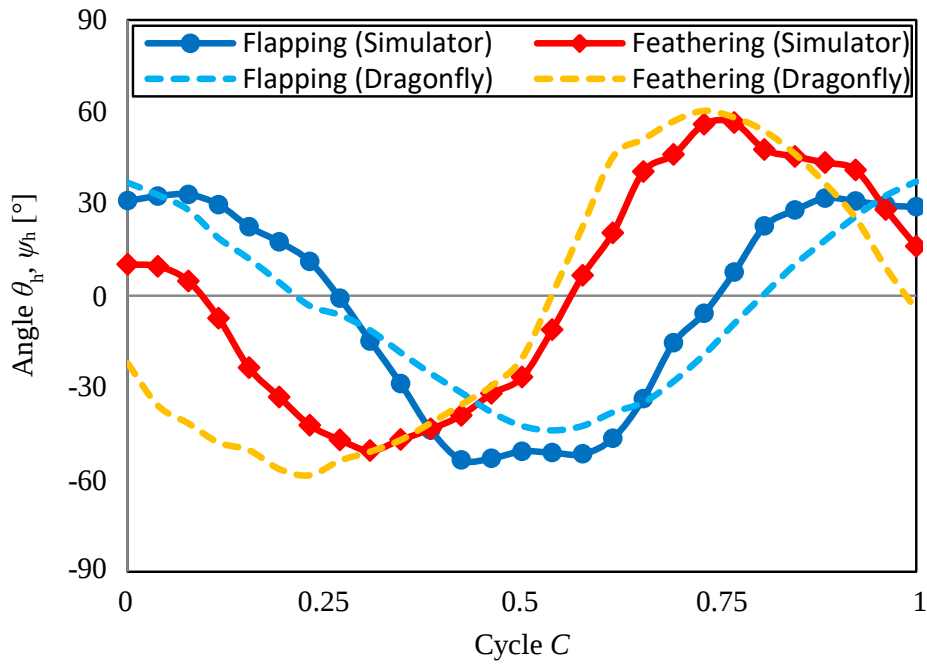
ここで、作製した結節模倣翅が飛翔に有効かどうかを確認するため、前章で説明した羽ばたきシミュレータを用いた羽ばたき時の揚力および推力測定実験を行い、その性能を検証することとした。測定には本項で作製した結節模倣翅と、比較用に固有振動数の測定で用いた人工翅で結節模倣翅と材質が同じであるカーボン翅（図 4.4(c)）を使用した。測定方法は図 3.2 で示した通りである。図 4.15 に測定に用いる羽ばたきシミュレータの羽ばたき運動を示す。羽ばたきシミュレータにはギンヤンマの直線飛翔を模擬した羽ばたき運動を行うものを使用した。ただし、翅の変形による受動的なフェザリング運動に着目するため、測定では結節模倣翅でフェザリング運動を除いた羽ばたきを行う場合とカーボン翅でフェザリング運動を除いた羽ばたきを行う場合、カーボン翅でフェザリング運動を含む羽ばたきを行う場合の 3 通りで比較した。また、翅の変形は羽ばたきの速度にも依存するため、羽ばたき周波数を 5 Hz ～ 35 Hz の範囲で変化させて測定した。同時に、羽ばたきシミュレータが消費する電圧 E [V] と電流 I [A] から消費電力 P [W] を求め、羽ばたき飛翔のエネルギー効率についても検討した。

図 4.16 に羽ばたき時の揚力および推力の測定結果を、表 4.5 に羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均推力、算出した合力を示す。ここでは羽ばたき周波数 30 Hz の時の結果を示す。結果から、結節模倣翅を用いた場合に推力が非常に大きくなっていることがわかる。揚力についても、フェザリング運動を除いた場合で比較するとカーボン翅より結節模倣翅の方が大きくなっている。これは翅の変形がフェザリング運動を代替したためと考えられる。揚力と推力の合力を見ると、結節模倣翅ではフェザリング運動を除いたカーボン翅と比べ約 3 倍、フェザリング運動を含むカーボン翅と比べても 1.6 倍と生成する空気力が大きくなっている。

次に、エネルギー効率として単位消費電力当たりの合力を算出して比較する。図 4.17 に各羽ばたき周波数における単位消費電力当たりの合力を示す。結果より、結節模倣翅を用いた場合に単位消費電力当たりの合力が大きくなっており、効率良く空気力を生成できていることが確認できた。カーボン翅ではフェザリング運動を含む方が生成する合力そのものは大きかったが、単位消費電力当たりの合力ではフェザリング運動を除いた場合とほとんど変わらない値を示した。これはフェザリング運動により増加した合力の分だけ消費電力も増加していることを示しており、カーボン翅でより大きな空気力を生成するには同時に消費するエネルギーも大きくしなければならないことになる。これに対し結節模倣翅では翅の変形による受動的なフェザリング運動を行っているため、余分なエネルギー消費をせずに生成する空気力を大きくすることができると考えられる。トンボの一般的な羽ばたき周波数である 30 Hz で比較をすると、結節模倣翅はカーボン翅と比べ 5 倍の値を示しており、結節による変形が羽ばたき飛翔のエネルギー効率の向上に大きく貢献することが明らかとなった。

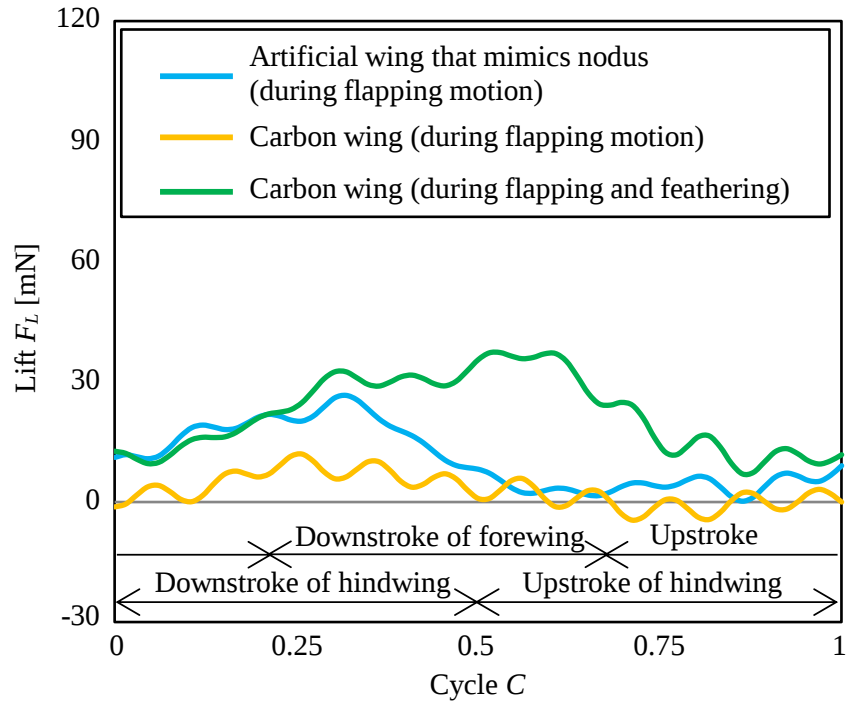


(a) Fore wing

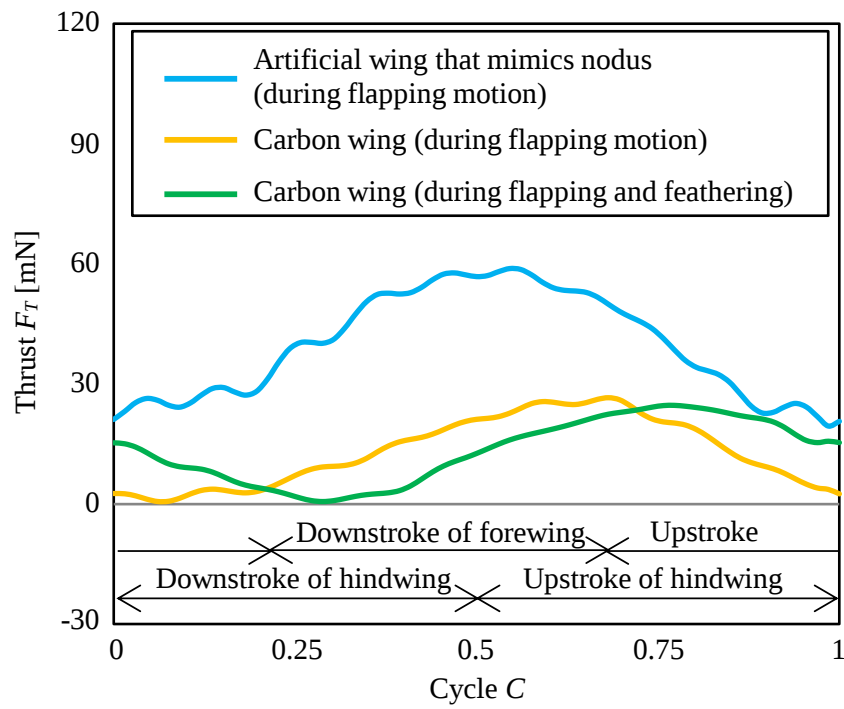


(b) Hind wing

Fig. 4.15 The variation of flapping and feathering angles of the flap simulator with time



(a) Lift



(b) Thrust

Fig. 4.16 Measurement results of lift and thrust under flapping

Table 4.5 Results of average lift and thrust force

	Average lift L_{ave} [mN]	Average thrust T_{ave} [mN]	Average resultant F_{ave} [mN]
Artificial wing that mimics nodus (during flapping motion)	10.8	39.5	40.9
Carbon wing (during flapping motion)	2.9	12.9	13.2
Carbon wing (during flapping and feathering)	21.9	13.3	25.6

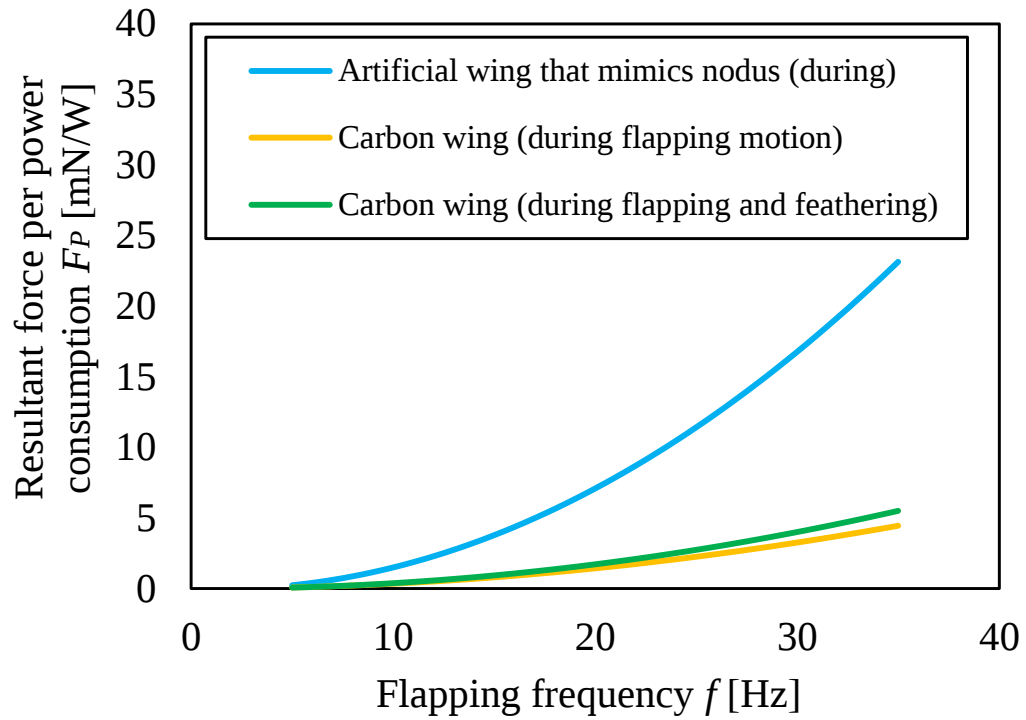


Fig. 4.17 Relation of resultant force per power consumption and the artificial wing that mimics nodus

4.4 数値解析を用いた結節による変形の評価

前節でトンボの翅に存在する特有の翅脈構造である結節が翅の変形特性に影響しており、それにより先端部が大きく変形する特徴を有していることを明らかにした。さらに、そうした変形特性を模擬した人工翅を用いることで羽ばたき飛翔のエネルギー効率が大きく向上することを示した。この結果から、トンボ型 MAV に搭載する人工翅を検討する場合には、その変形特性も考慮することでより優れた性能を有する人工翅が設計できるといえる。しかしながら、前節での結果は結節による変形が有用であることは明らかにしたが、どの程度の変形をするのが有効なのかについては十分に議論できていない。人工翅の変形特性を考慮した設計を行うためには、羽ばたき運動と翅の変形の関係についてより詳細に検討する必要がある。しかし、それを実験的に求めるためには異なる変形特性を有する人工翅を作製しなければならないが、設計指針の無いまま様々な変形特性を持つ人工翅を作製することは難しく、現実的ではない。そこで数値解析を用いて結節による翅の変形と空力特性の関係について検討することとした。結節による変形を考慮した翅モデルを作製し、構造解析と流体解析を連成させることで変形を生じる翅モデルが生成する空気力を算出する。また、トンボの飛翔の特徴の一つには滑空飛翔と羽ばたき飛翔を巧みに使い分けることが挙げられる。そのためトンボ型 MAV の場合には滑空と羽ばたき飛翔の両方に適した人工翅を設計する必要があると考えられる。本節では結節の機能に着目してトンボ型 MAV に最適な翅を設計することを目的とし、流体—構造連成解析を用いてトンボの翅の結節による変形を模擬した翅モデルに対して滑空時および羽ばたき飛翔時の空力特性について検討する。

数値解析には商用解析ソフトウェアである ANSYS を用いる。具体的には翅の変形を求める構造解析には ANSYS Mechanical を、流れにより翅にかかる圧力を求める流体解析には ANSYS Fluent を用いる。また、構造解析と流体解析の連成には System Coupling 機能を用い、流体と構造の境界面における変位と圧力を構造解析と流体解析で相互に転送する弱連成解析を行う。

4.4.1 結節翅モデル

本項では前節で明らかとなった結節による変形の特徴を模擬した翅モデル（結節翅モデル）について述べる。図 4.18 にトンボの翅とそれに対応した結節翅モデルを示す。トンボの翅はギンヤンマの前翅をモデルとしている。結節翅モデルはトンボの翅の結節より先端側がねじれるように変形する特徴を再現するため、前節で作製したトンボの翅と同様の変形が可能な結節模倣翅を模擬した構造としている。結節翅モデルは円柱状の前縁部と板状の膜部で構成され、前縁部の端部中央を原点 O_w としている。トンボの翅は前縁部の剛性が比較的高いことから、結節翅モデルは前縁部を剛体、膜部を弾性体と仮定した。結節構造による変形については膜部前縁側における端面の境界条件を変更することで再現する。まず、

膜部前縁側において端部から L_N [mm] の位置に結節として横 2 mm , 縦 1 mm の切欠きを入れる．その切欠きより根本側では膜部前縁側端面の境界条件を完全固定 (6 自由度を拘束) とし, 先端側では前縁部を中心とした回転のみを自由 (Z 軸上の回転 1 自由度のみ自由, その他 5 自由度を拘束) とすることにより先端側において膜部が前縁部を中心としたねじれ変形を生じるようにした．膜部は原点 O_w から X 方向に 0.5 mm, Z 方向に 5 mm 離れた位置で, 寸法はギンヤンマの前翅と同一の長さのアスペクト比となるよう, 翼幅 50 mm, 翼弦長 12 mm , 膜厚 0.05 mm (50 μ m) に設定している．前縁部および膜部の材質は前節の結節模倣翅を模擬し, 前縁部は直径 0.7 mm のカーボンロッド (密度 $\rho = 1430 \text{ kg/m}^3$, 剛体), 膜部は膜厚さ 50 μ m の PET フィルム (密度 $\rho = 1390 \text{ kg/m}^3$, ヤング率 $E = 5.18 \times 10^9 \text{ Pa}$) とした．また, 本研究では MAV の人工翅を設計することを目的として人工翅における変形の影響のみを検討するため, 膜部の形状はトンボの翅の平面形状を模擬せず単純な矩形形状とした．

本解析では結節による変形の影響を詳細に検証するため, 結節の位置が異なる 4 種類の結節翅モデルと変形をしない剛体翅モデルの計 5 種類の翅モデルを用いて解析を行い, 比較する．トンボの翅と同様に結節を中央 ($L_N = 25 \text{ mm}$) とした結節翅モデルの他, 結節の位置を $L_N = 2 \text{ mm}$ (根元付近) , $L_N = 12.5 \text{ mm}$ (根元側の 1/4) , $L_N = 37.5 \text{ mm}$ (先端側の 1/4) に想定した結節翅モデルを作製した．また, 先端側・根元側をともに完全固定し膜部を剛体と仮定した剛体翅モデルも作製した．剛体翅モデルの剛体の仮定では膜部のヤング率を 100 倍 ($E = 5.18 \times 10^{11} \text{ Pa}$) としている．翅モデルの要素形状は六面体, 要素数は約 2500 である．

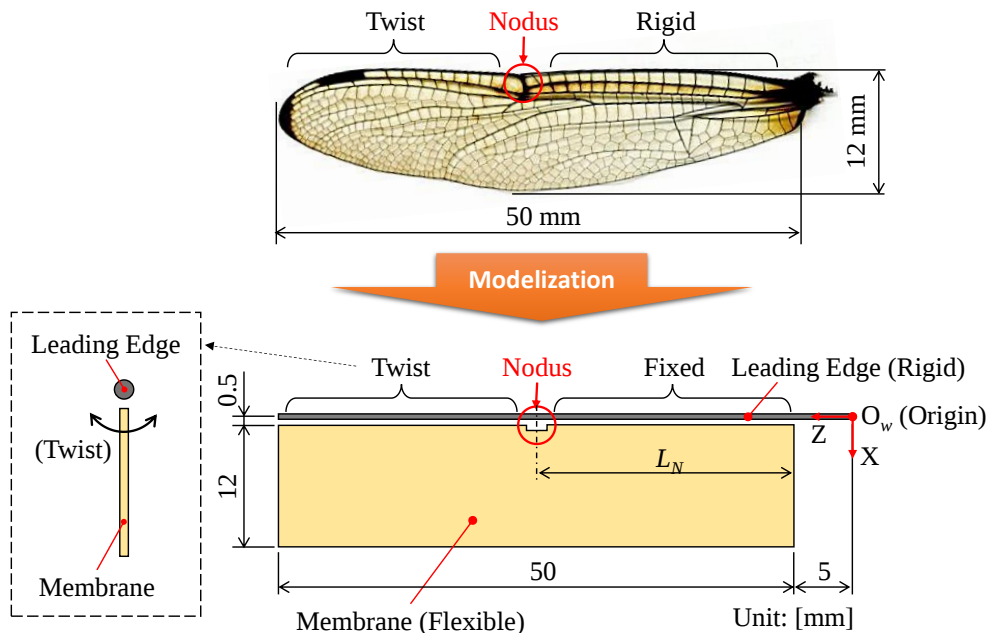


Fig. 4.18 Overview of Nodus wing model

4.4.2 解析条件

実際のトンボは滑空飛翔と羽ばたき飛翔の両方を行っており，トンボ型 MAV の翅の性能も滑空飛翔と羽ばたき飛翔の両方で議論する必要がある．そこで前項の結節翅モデルを用いて滑空を模擬した定常流中における空力特性と直線飛翔を模擬した羽ばたき運動時における空力特性を解析により求める．以下で滑空時と羽ばたき時のそれぞれの解析条件について述べる．

まず滑空時の解析では，定常流中における翅モデルの揚力係数 C_L および抗力係数 C_D を求める．図 4.19 に解析領域を，表 4.6 に解析条件を示す．解析領域として長さ 400 mm，幅 300 mm，高さ 300 mm の空間を設定し，側方の壁面上で前方から 100 mm，底から 150 mm に翅モデルの原点が位置するように翅モデルを設置した．膜部の端部が側面から 5 mm の位置するようになっている．左右に翅を広げた滑空状態を想定し翅モデルに近い側面には境界条件として対称条件を設定した．その他の面には境界条件として前方に流入境界（流速固定）を，反対側に流出境界（圧力固定：大気圧）を，上下面および側面に流入流速と同速度の滑り壁条件を設定した．解析条件としては，流体は空気（密度 $\rho = 1.205 \text{ kg/m}^3$ ）とし，乱流モデルには $k-\varepsilon$ モデルを用いた．上記の条件で流体解析を行い，翅モデル表面における圧力を求め構造解析に転送し，それに対して構造解析により求めた翅モデルの変位を流体解析に転送することで流体—構造連成解析を行う．この時の翅モデル周辺のメッシュの変形

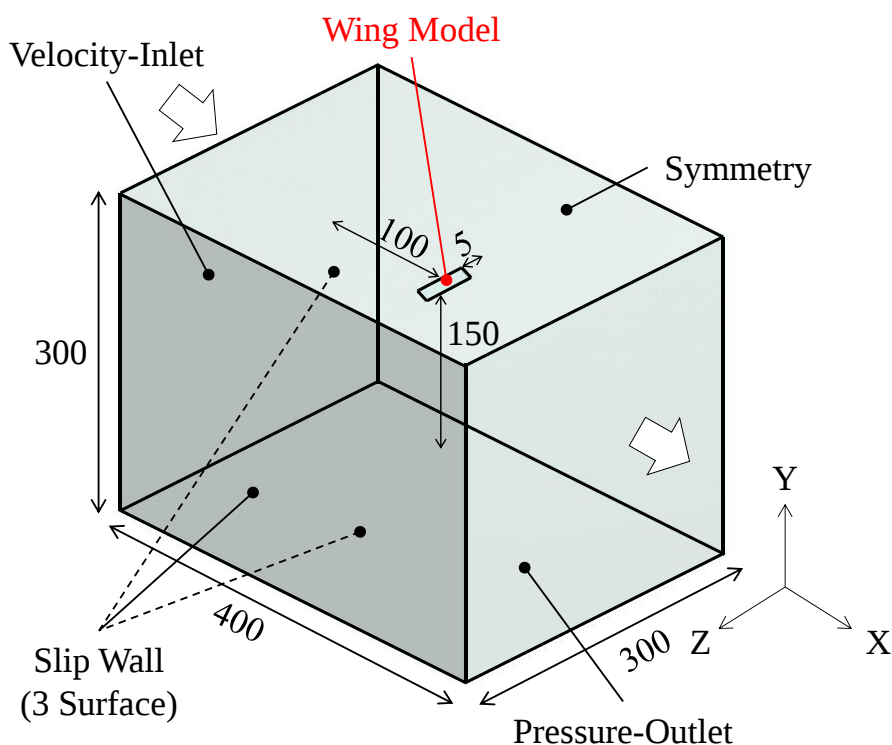


Fig. 4.19 Analytical area and boundary conditions in gliding flight

Table 4.6 Calculation condition in gliding flight

Analytical area	Size of flow box	400 × 300 × 300 mm
	Size of wing	12 × 50 × 0.05 mm
Input condition	Inlet	3 m/s, 6 m/s
	Outlet	0 Pa
Mesh	Type	Tetrahedron
	Cells	About 440,000
	Deformation	Remeshing method
Calculation condition	Fluid	Air
	Turbulence model	k-ε model
	Time step	1 × 10 ⁻³ s
	Number of step	600

については、大変形に対応したリメッシング法を適用した。また、リメッシング法による自動メッシングに対応するため、要素形状は四面体とした。時間ステップは 1×10^{-3} s とし、ステップ数は翅の変形が収束し定常状態となる 600 ステップに設定した。迎え角は 0° , 10° , 30° , 50° , 70° , 90° の 6 通りとした。なお、本解析における迎え角は翅モデルが変形していない状態での迎え角を表している。流入流速は巡航飛行を想定した 3 m/s と加速時等を想定した 6 m/s の 2 通りとした。上記の条件で解析を行い、翅モデルにかかる力から次の式で揚力係数 C_L および抗力係数 C_D を求めた。

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho U^2 S_w} \quad (4-1)$$

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho U^2 S_w} \quad (4-2)$$

この時、 F_L :揚力 (Y 方向の力)、 F_D :抗力 (X 方向の力)、 ρ :空気密度、 U :流入流速、 S_w :翼面積である。

続いて、羽ばたき時の解析条件について述べる。羽ばたき時の解析では羽ばたき運動時に翅に生じる揚力 F_L および抗力 F_D を求める。図 4.20 に解析領域を、表 4.7 に解析条件を示す。羽ばたきは円弧運動であることから解析領域は円柱を半分に切断した形状 (半円柱) とし、左右対称に羽ばたくことを想定して円柱の切断面にあたる面の境界条件を対称条件と

した．他の面の境界条件は，前方の面を流入境界（流速固定：3 m/s），反対側を流出境界（圧力固定：大気圧），円周面を流入流速と同速度の滑り壁条件と設定した．図 4.21 に解析上での羽ばたき運動の定義を示す．前方から 100 mm，円柱の中心軸から Z 方向に 2.5 mm の位置を翅モデルの原点とし，その原点を回転中心として羽ばたき運動を行う．羽ばたき運動はトンボの直線飛翔を参考に，羽ばたきの方向を羽ばたき平面角が 60° となるように設定した．図 4.22 に解析で使用したフラッピング角度およびフェザリング角度の設定を示す．フラッピングおよびフェザリング運動は正弦波状に変位するものとし，フラッピング角度は上下に 30° ずつ（振幅 60°）の羽ばたき周波数 30 Hz とした．フェザリング角度については翅の変形との関連について検討するため，フェザリング角度 0°（フェザリングを行わない），上下に 20° ずつ（振幅 40°），上下に 40° ずつ（振幅 80°）の 3 通りで解析を行った．なお，この時のフェザリング角度は能動的なフェザリング運動の角度であり，翅の変形による受動的なフェザリング運動の角度は含まれていない．また，打ち下ろしの途中でフラッピング角度 $\psi = 0^\circ$ となるところを初期位置（ $T = 0$ ）とし，フェザリング角度はフラッピング角度 $\psi = 0^\circ$ となるところで最大となるように設定した．解析領域の要素形状は四面体，要素数は約 420,000，翅の変形によるメッシュの変形についてはリメッシング法を適用した．流体は空気（密度 $\rho = 1.205 \text{ kg/m}^3$ ），乱流モデルは k- ϵ モデルとし，流入流速はトンボの巡航飛翔を想定した速度である 3 m/s とした．時間ステップは $2.5 \times 10^{-5} \text{ s}$ とし，ステップ数は羽ばたき 3 周期分となる 4000 ステップに設定した．上記の条件で解析を行い，翅モデルの膜部に加わる圧力から揚力 F_L （Y 方向の力）および抗力 F_D （X 方向の力）を算出した．また，回転軸にかかるモーメントからフラッピングおよびフェザリング運動を行うのに必要な動力 P および揚力の生成効率として単位動力当たりの揚力 η_L を次式により求めた．

$$P = \frac{M_\psi d\psi}{dT} + \frac{M_\theta d\theta}{dT} \quad (4-3)$$

$$\eta_L = \frac{F_L}{P} \quad (4-4)$$

この時， dT ：解析の時間ステップ， M_ψ ：フラッピング運動の軸まわりに生じるモーメント， $d\psi$ ：時間ステップ dT におけるフラッピング角度の変化， M_θ ：フェザリング運動の軸まわりに生じるモーメント， $d\theta$ ：時間ステップ dT におけるフェザリング角度の変化である．

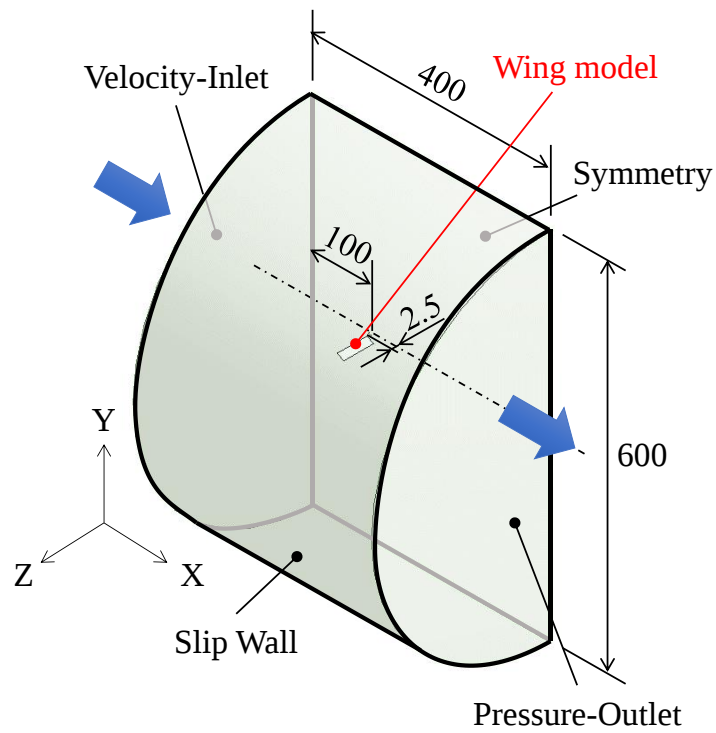


Fig. 4.20 Analytical area and boundary conditions in flapping flight

Table 4.7 Calculation condition in flapping flight

Analytical area	Size of flow box	400 × 600 × 300 mm
	Size of wing	12 × 50 × 0.05 mm
Input condition	Inlet	3 m/s
	Outlet	0 Pa
Mesh	Type	Tetrahedron
	Cells	About 420,000
	Deformation	Remeshing method
Calculation condition	Fluid	Air
	Turbulence model	k-ε model
	Time step	2.5×10^{-5} s
	Number of step	4000

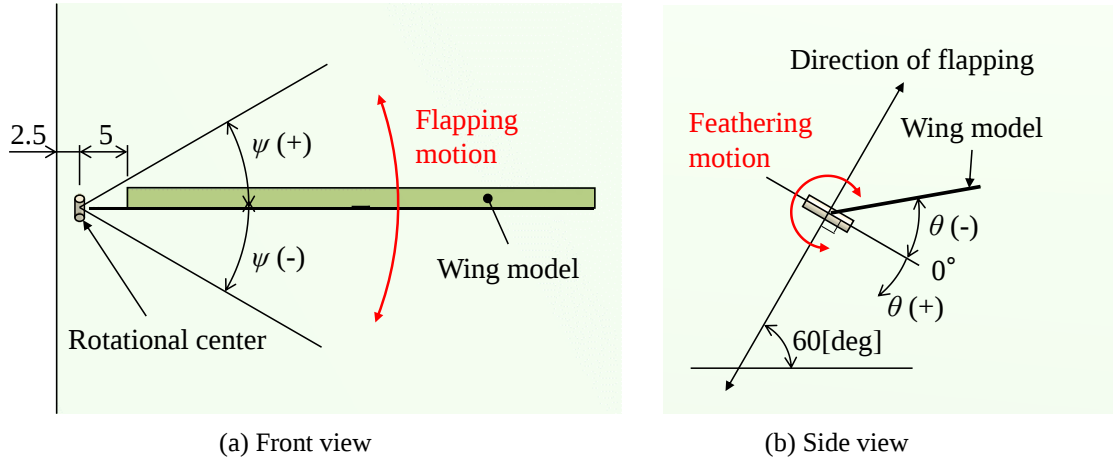


Fig. 4.21 Definition of flapping and feathering motion in analysis

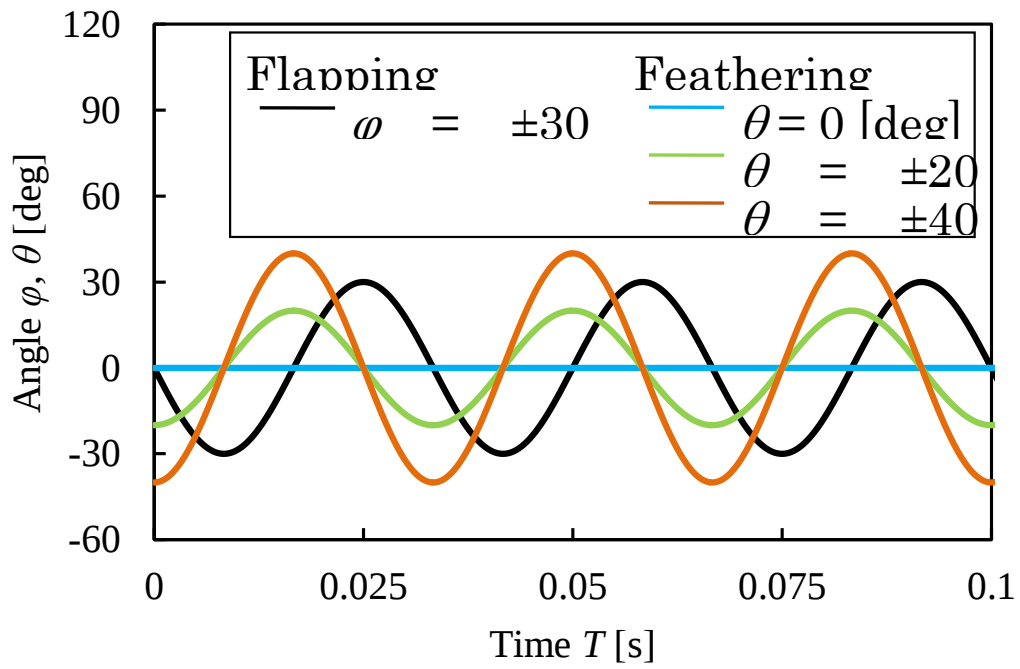


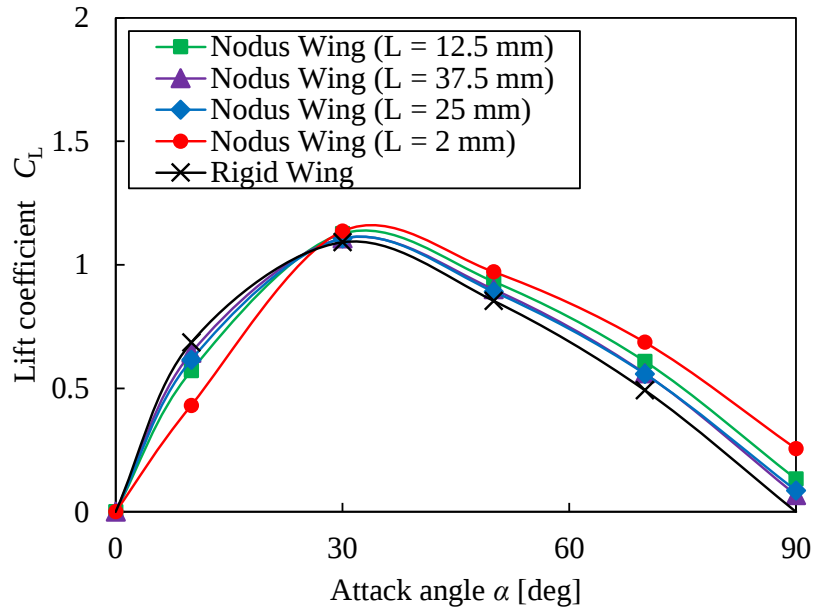
Fig. 4.22 Flapping and feathering motion of the wing model

4.4.3 滑空時の空力特性の解析結果

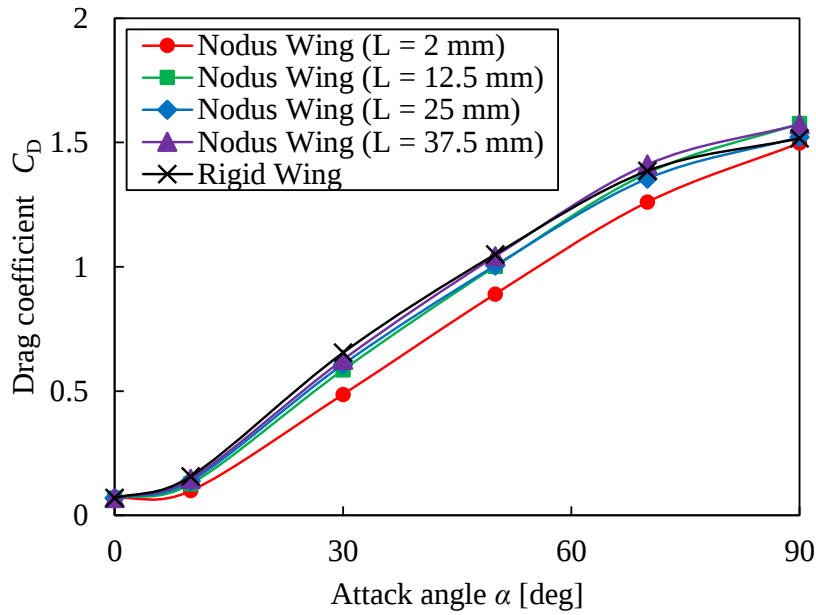
図 4.23 に流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の場合の各迎え角における揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の解析結果を示す。まず剛体翅の解析結果について、揚力係数の値が過去の研究⁽⁶⁶⁾の実験で求められた矩形形状平板翅の揚力係数と近い結果となっており、妥当な解析結果であるといえる。まず揚力係数の傾向を見ると、本解析の範囲ではどの翅においても迎え角 $\alpha = 0^\circ \sim 30^\circ$ で揚力係数が増加していき、 $\alpha = 30^\circ$ をピークに減少に転じることがわかる。一方抗力係数の傾向を見ると、迎え角の増加とともに抗力係数も増加し、 $\alpha = 10^\circ \sim 70^\circ$ ではほぼ線形に増加した。揚力係数を剛体翅とその他結節翅で比較すると、 $\alpha = 30^\circ$ 以下の小さい迎え角では結節翅の方が揚力係数が低い値を示すのに対し、 $\alpha = 30^\circ$ 以上の大きい迎え角では高い値を示した。抗力係数は $\alpha = 50^\circ$ 以下では剛体翅と比べ結節翅の方が低い値を示した。また、結節翅同士で比較をすると、結節が根元に近い翅の方が上記の傾向が顕著に表れ、特に $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅はその他の結節翅と比べ揚力係数・抗力係数の増減幅が大きくなった。図 4.24 に流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ 、迎え角 $\alpha = 30^\circ$ の時の結節翅の変形の様子を示す。翅の色は翅全体における変形前からの変位量の分布を表し、図中の破線は変形前の先端部の位置を示している。図より、風の抵抗により翅が受動的に変形し、特に結節よりも先端側で大きく変形していることが確認できる。表 4.8 に各迎え角における先端部の変形角度を示す。どの結節翅モデルにおいても迎え角が大きくなるに応じて変形角度も増加していることが確認できる。また、結節が根元に近いほど (L_N が短いほど) 変形量も大きく、結節翅 ($L_N = 2 \text{ mm}$) では最大で 10.3° と本解析の翅モデルの中では最も大きい変形を生じた。このことから結節翅モデルにおいては結節が根元に近く、先端側のねじれ変形しやすい領域が広いほど先端部における変形量は大きくなる。結節翅の抗力係数の減少については、風の抵抗により翅が受動的な変形をすることで前面投影面積が減少したためである。また、翅が変形することで実質の迎え角が減少するとみなせるため、揚力係数がピークとなる迎え角 $\alpha = 30^\circ$ 以下では揚力係数が剛体翅と比べ低くなったが、ピークを越えた迎え角 $\alpha = 30^\circ$ 以上では剛体翅と比べ高くなったと考えられる。そして、結節が根元に近い翅モデルほど変形量が大きいため、揚力係数および抗力係数の変動が大きくなったといえる。

一般的に滑空飛翔では $\alpha = 10^\circ \sim 20^\circ$ 程度の小迎角となることから迎え角 $\alpha = 10^\circ$ で揚力係数 C_L および抗力係数 C_D を比較する。表 4.9 に迎え角 $\alpha = 10^\circ$ での揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の値とそれらから算出した揚抗比 L/D を示す。剛体翅は $C_L = 0.685$ 、 $C_D = 0.157$ であるのに対し、結節翅ではどれも揚力係数および抗力係数がともに減少し、剛体翅と比べると $L_N = 37.5 \text{ mm}$ で C_L 、 C_D とともに 6% 程度減少、 $L_N = 25 \text{ mm}$ で C_L は 10%、 C_D は 12% 程度減少、 $L_N = 12.5 \text{ mm}$ で C_L は 17%、 C_D は 19% 程度減少、 $L_N = 2 \text{ mm}$ では C_L 、 C_D とともに 37% 程度減少した。この結果からも結節が根元に近く変形が大きい翅であるほど揚力係数および抗力係数の減少幅が大きいことがわかる。これを揚抗比 L/D で比較すると、剛体翅の 4.36 に対し、結節翅のうち変形量が大きい $L_N = 2 \text{ mm}$ では 4.35 とわずかに揚抗比が減少し、また変

形量が小さい $L_N = 37.5 \text{ mm}$ では 4.38 と剛体翅とほぼ変化が無かった．一方，中程度の変形を生じた $L_N = 25 \text{ mm}$ では 4.45 と 2.1%増加， $L_N = 12.5 \text{ mm}$ では 4.50 と 3.2%増加した．このため，滑空を考えた場合には結節により適度な変形を生じさせると抗力が減少することで揚抗比が向上し，効率の良い滑空が行えるといえる．しかし，結節が先端に近く変形量が小さい場合には抗力の減少が見込めず滑空性能にほとんど変化が無く，また変形量が大きすぎると抗力の減少以上に揚力の減少が大きくなり，滑空性能が下がってしまう結果となった．



(a) Lift



(b) Thrust

Fig. 4.23 Analytical results of lift and thrust coefficient on gliding flight in case of $U = 3 \text{ m/s}$

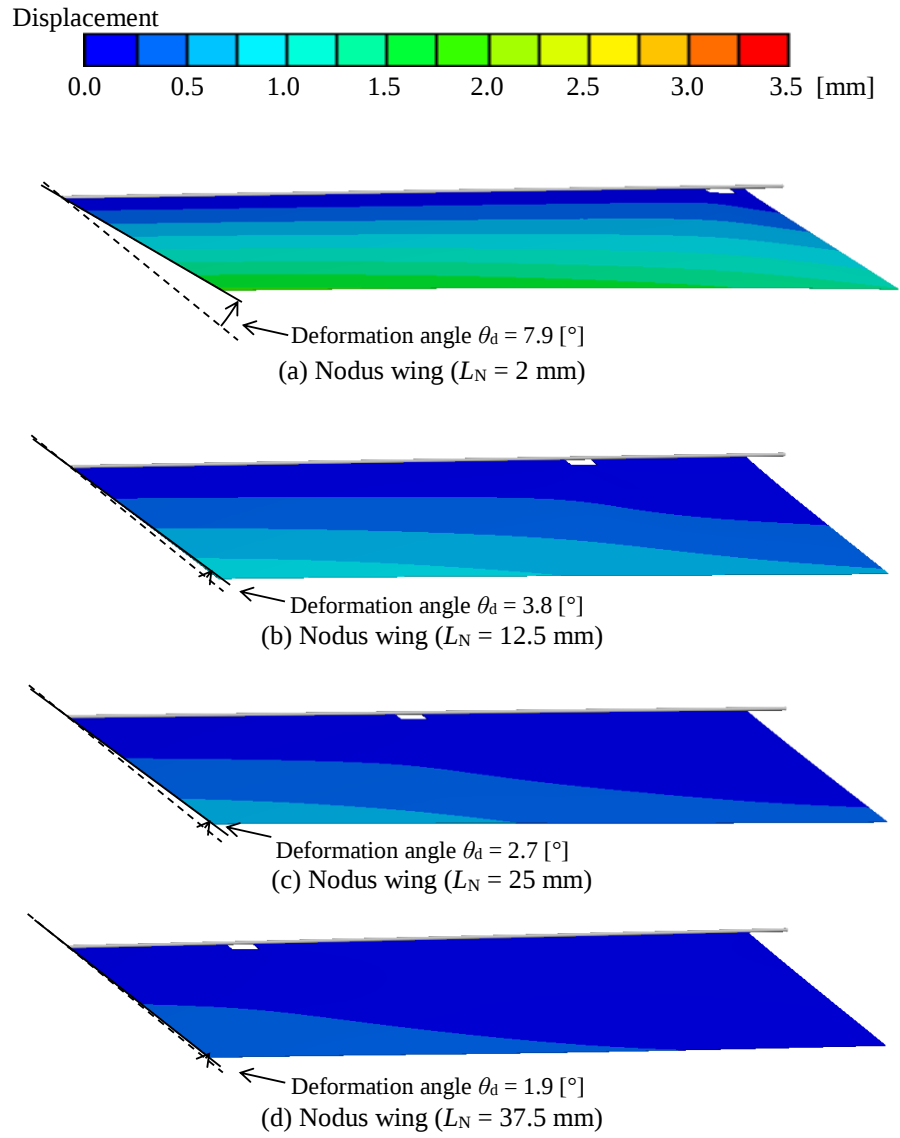


Fig. 4.24 Deformation of the nodus wings on gliding flight in case of $U = 3$ m/s and $\alpha = 30^\circ$

Table 4.8 Analytical results of deformation angle of wing on gliding flight in case of $U = 3$ m/s

Flow velocity $U = 3$ m/s		Attack angle $\alpha [^\circ]$					
		0	10	30	50	70	90
Deformation angle θ_d [deg]	Nodus wing ($L_N = 2$ mm)	0.0	3.7	7.9	8.8	9.6	10.3
	Nodus wing ($L_N = 12.5$ mm)	0.0	1.9	3.8	4.2	4.6	4.9
	Nodus wing ($L_N = 25$ mm)	0.0	1.4	2.7	3.0	3.3	3.5
	Nodus wing ($L_N = 37.5$ mm)	0.0	0.9	1.9	2.2	2.5	2.7

Table 4.9 Lift coefficient and drag coefficient on gliding flight in case of $U = 3 \text{ m/s}$ and $\alpha = 10^\circ$

$U = 3 \text{ m/s}, \alpha = 10^\circ$	Lift coefficient C_L	Drag coefficient C_D	Lift-drag ratio L/D
Rigid wing	0.685	0.157	4.36
Nodus wing ($L_N = 2 \text{ mm}$)	0.431	0.099	4.35
Nodus wing ($L_N = 12.5 \text{ mm}$)	0.571	0.127	4.50
Nodus wing ($L_N = 25 \text{ mm}$)	0.615	0.138	4.45
Nodus wing ($L_N = 37.5 \text{ mm}$)	0.643	0.147	4.38

図 4.25 に流入流速 $U = 6 \text{ m/s}$ の場合の各迎え角における揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の解析結果を示す。結節翅は剛体翅と比べ抗力係数が減少し、揚力係数は小迎え角で減少、大迎え角で増大する傾向は流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の場合と同様であるが、より変化が顕著となった。特に最も変形しやすい $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅は $\alpha = 90^\circ$ においても揚力係数が 0.7 程度と剛体翅の $\alpha = 10^\circ$ の値と近く、大迎え角においても高い揚力を生成できることがわかる。図 4.26 に流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ 、迎え角 $\alpha = 30^\circ$ の時の結節翅の変形の様子を、表 4.10 に各迎え角における先端部の変形角度を示す。流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の場合と比べ変形量は大きくなっており、ばらつきはあるが流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の場合の約 2 倍の値を示した。特に $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅は固定部分が少ないために根元付近でも変形しており、これにより抗力係数の減少や揚力係数の変化が特に大きくなったものと考えられる。

ここでも滑空飛翔を想定した迎え角 $\alpha = 10^\circ$ で揚力係数 C_L および抗力係数 C_D を比較する。表 4.11 に迎え角 $\alpha = 10^\circ$ での揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の値とそれらから算出した揚抗比 L/D を示す。剛体翅は $C_L = 0.686$ 、 $C_D = 0.150$ と流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の時と変化はなかった。それに対し結節翅では揚力係数および抗力係数の減少幅が大きくなり、剛体翅と比べると $L_N = 37.5 \text{ mm}$ で C_L は 18%、 C_D は 21% 程度減少、 $L_N = 25 \text{ mm}$ で C_L は 25%、 C_D は 29% 程度減少、 $L_N = 12.5 \text{ mm}$ で C_L は 35%、 C_D は 39% 程度減少、 $L_N = 2 \text{ mm}$ では C_L は 61%、 C_D は 56% 減少した。揚抗比 L/D で比較すると、剛体翅の 4.57 に対し、変形量が大きい $L_N = 2 \text{ mm}$ ではそれぞれ 4.02 と 12% も揚抗比が減少した。一方、その他の結節翅では揚抗比が向上し、 $L_N = 37.5 \text{ mm}$ では 4.71 と 3.1% 増加、 $L_N = 25 \text{ mm}$ では 4.83 と 5.7% 増加、 $L_N = 12.5 \text{ mm}$ では 4.90 と 7.2% も増加した。また、流入流速 $U = 3 \text{ m/s}$ の時と比較すると、 $L_N = 2 \text{ mm}$ を除いた結節翅では揚抗比の増加率が向上しており、本解析の速度範囲では流速が速いほど変形による滑空時の空力特性は向上するといえる。特に $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅では $U = 3 \text{ m/s}$ ではほとんど剛体翅と変化が無かったが、 $U = 6 \text{ m/s}$ では揚抗比の増加率が 3.1% と大きく向上した。流速が速くなることで変形量が増加し、抗力がより低減されたためと考えられる。このことから揚抗比が向上するためには一定の変形量が必要であると思われる。しかしながら、

最も変形しやすい $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅は $U = 3 \text{ m/s}$, $\alpha = 10^\circ$ において $\theta_d = 3.7^\circ$ の変形を生じながら揚抗比がわずかに減少したのに対し, $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の結節翅は $U = 6 \text{ m/s}$, $\alpha = 10^\circ$ においてより大きい $\theta_d = 3.9^\circ$ の変形を生じながら揚抗比が向上した. 揚抗比の向上には先端部の変形量だけでなく, 変形する範囲も重要になると考えられる. また, 結節翅では流速が上がると揚力係数そのものは減少するが, これは急な風などで流速が増加しても急な揚力の増加を抑え, 迎え角を細かく制御せずとも直線飛翔を継続できると考えられる.

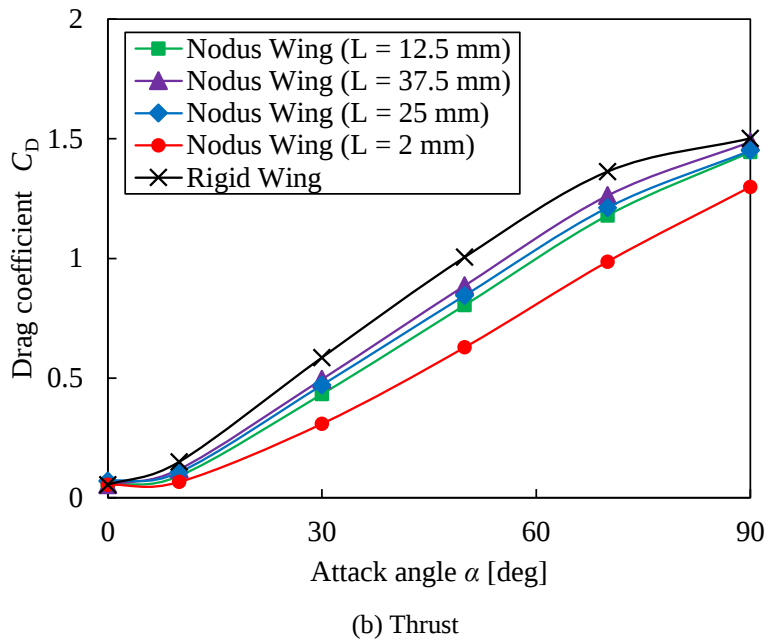
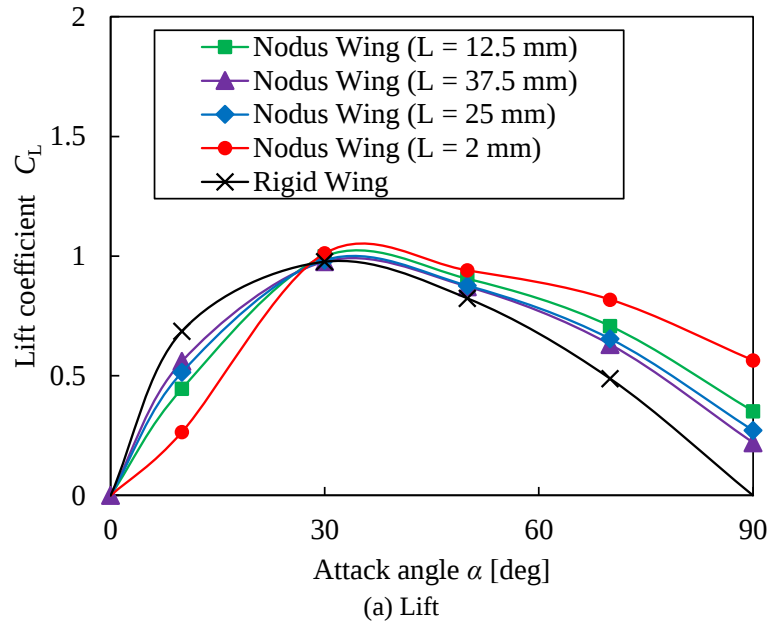


Fig. 4.25 Analytical results of lift and thrust coefficient on gliding flight in case of $U = 6 \text{ m/s}$

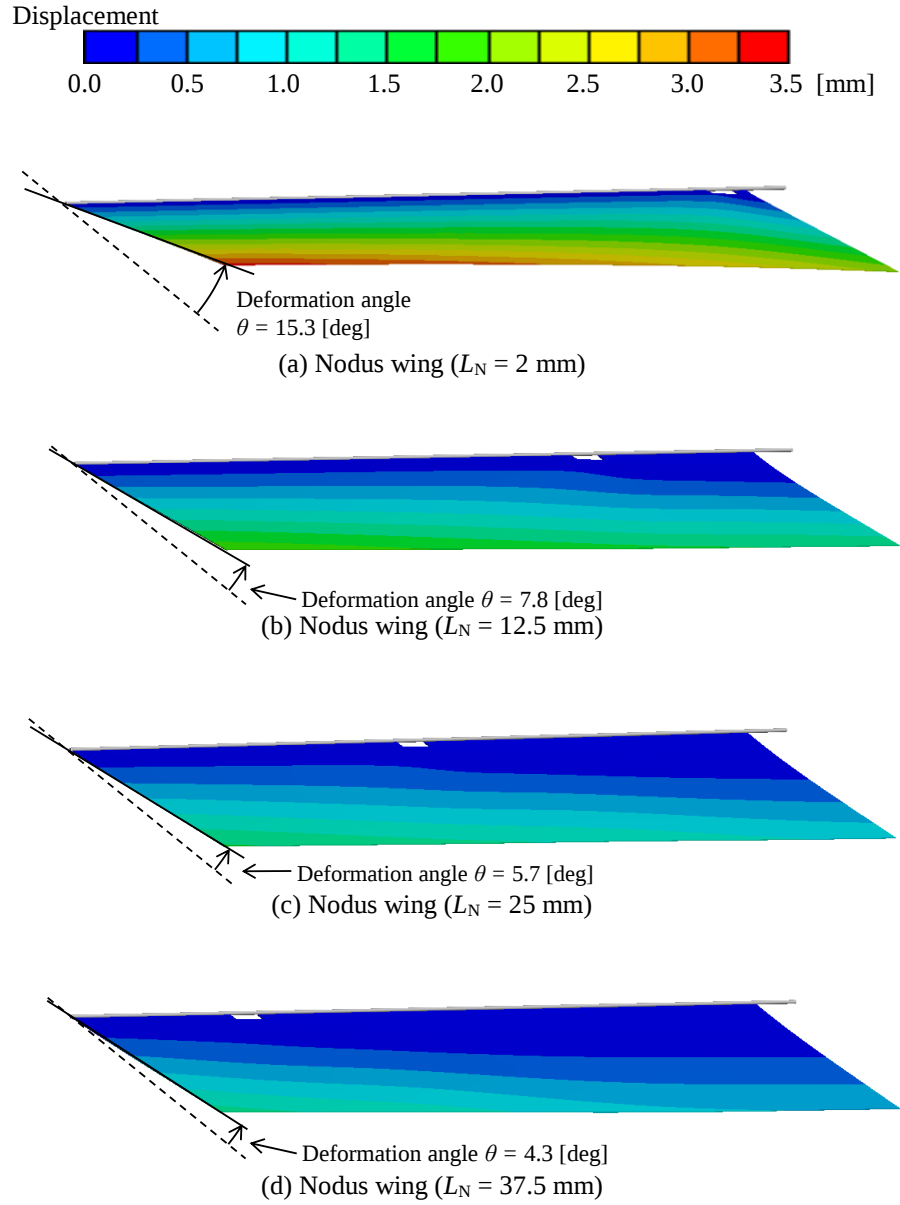


Fig. 4.26 Deformation of the nodus wings on gliding flight in case of $U = 6$ m/s and $\alpha = 30^\circ$

Table 4.10 Analytical results of deformation angle of wing on gliding flight in case of $U = 6$ m/s

Flow velocity $U = 6$ m/s		Attack angle α [°]					
		0	10	30	50	70	90
Deformation angle θ_d [deg]	Nodus wing ($L_N = 2$ mm)	0.0	6.3	15.3	15.8	17.6	19.6
	Nodus wing ($L_N = 12.5$ mm)	0.0	3.9	7.8	8.6	9.5	10.4
	Nodus wing ($L_N = 25$ mm)	0.0	3.1	5.7	6.3	7.1	7.9
	Nodus wing ($L_N = 37.5$ mm)	0.0	2.2	4.4	5.0	5.8	6.4

Table 4.11 Lift coefficient and drag coefficient on gliding flight in case of $U = 6 \text{ m/s}$ and $\alpha = 10^\circ$

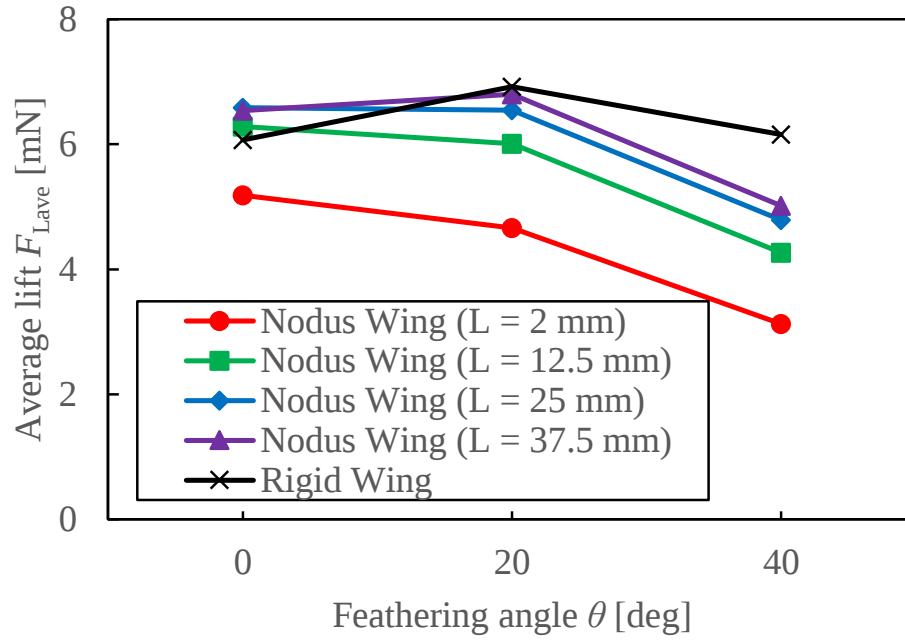
$U = 6 \text{ m/s}, \alpha = 10^\circ$	Lift coefficient C_L	Drag coefficient C_D	Lift-drag ratio L/D
Rigid wing	0.686	0.150	4.57
Nodus wing ($L_N = 2 \text{ mm}$)	0.265	0.066	4.02
Nodus wing ($L_N = 12.5 \text{ mm}$)	0.446	0.091	4.90
Nodus wing ($L_N = 25 \text{ mm}$)	0.515	0.106	4.83
Nodus wing ($L_N = 37.5 \text{ mm}$)	0.560	0.119	4.71

本解析の翅モデルの範囲で、 $\alpha = 10^\circ$ 程度の小迎角では結節を $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の位置に想定した結節翅が揚力係数の過度な低下を防ぎつつ抗力係数を低減し、最も揚抗比が高いことから滑空飛翔に向いているといえる。

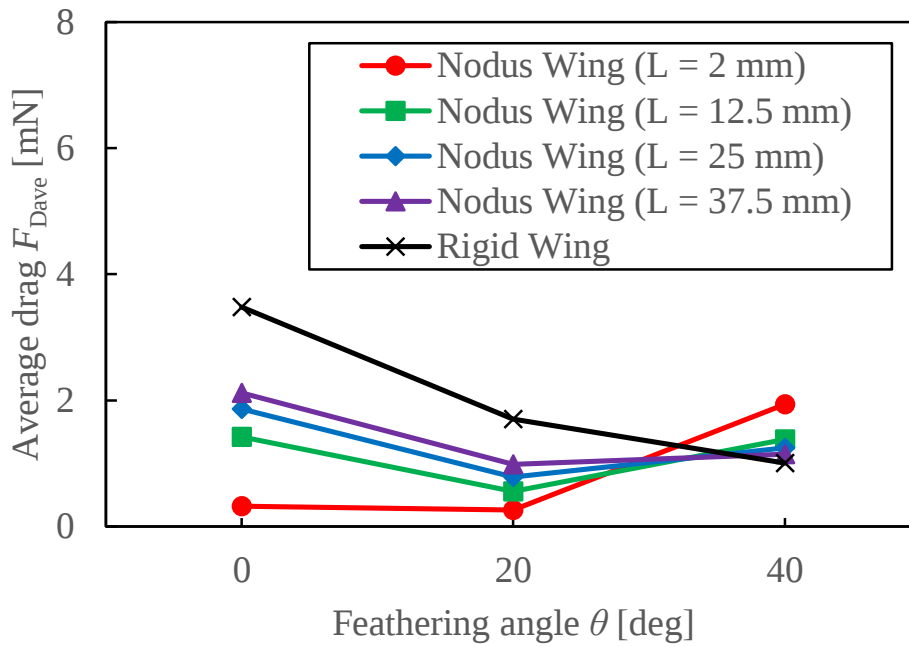
4.4.4 羽ばたき時の空力特性の解析結果

図 4.27 に各フェザリング角度における羽ばたき 1 周期の平均揚力および平均抗力を示す。平均揚力を見ると、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ および 40° では剛体翅が最も高く、結節翅では結節の位置が先端に近い翅モデルほど高い値を示した。また、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ と比べ $\theta = 40^\circ$ では平均揚力が低下し、剛体翅と比べ結節翅の方が低下の幅が大きかった。次に平均抗力を見ると、剛体翅ではフェザリング角度が大きいほど平均抗力が低下しているのに対し、結節翅ではフェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ で最も低く、 $\theta = 40^\circ$ では平均抗力が増加した。そのため、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ および 20° では結節が根元に近い翅ほど平均抗力が低いが、フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ では逆に剛体翅および結節が先端に近い翅ほど平均抗力が低くなった。こうした変化は能動的なフェザリング運動に変形による受動的なフェザリング運動が加わることで生じていると考えられる。

次に、各フェザリング角度における揚力、抗力および翅の変形を比較する。図 4.28 にフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ における羽ばたき 1 周期の間に生じる揚力、抗力および翅の変形の推移の解析結果を示す。図の横軸は羽ばたき 1 周期を示しており、打ち下ろし始めを $C = 0$ 、打ち上げ終わりを $C = 1$ としている。縦軸はそれぞれ揚力 F_L 、抗力 F_D 、先端部における変形角度 θ_a を示す。図 4.28(a) より揚力の値を見ると、主に打ち下ろし時に揚力が生成され、打ち上げ時には負の揚力、つまりダウンフォースが生成されていることがわかる。剛体翅と結節翅を比較すると、結節翅では全体が右にシフトしたようなグラフとなっているが、全体の傾向に大きな差は見られない。平均揚力もフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ では $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅を除いて大きな差はなかったことから、 $\theta = 0^\circ$ では中程度以下の変形による揚力の値への影響は小さいといえる。一方で図 4.28(b) より抗力の値を見ると、主に打ち下ろし時に抗力



(a) Lift



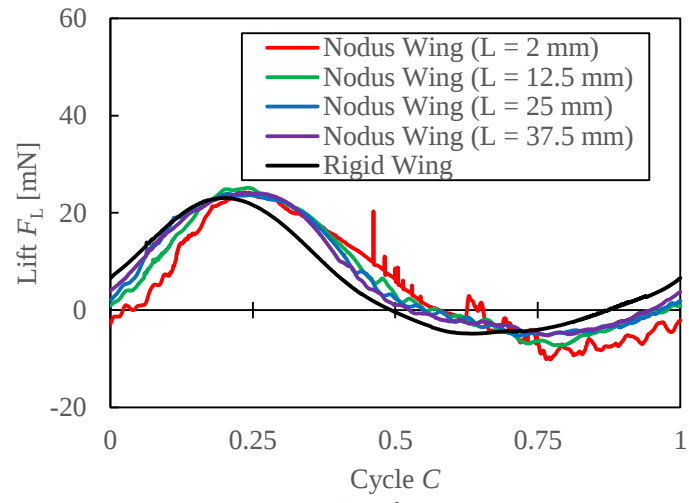
(b) Drag

Fig. 4.27 Analytical results of average lift and drag on flapping flight

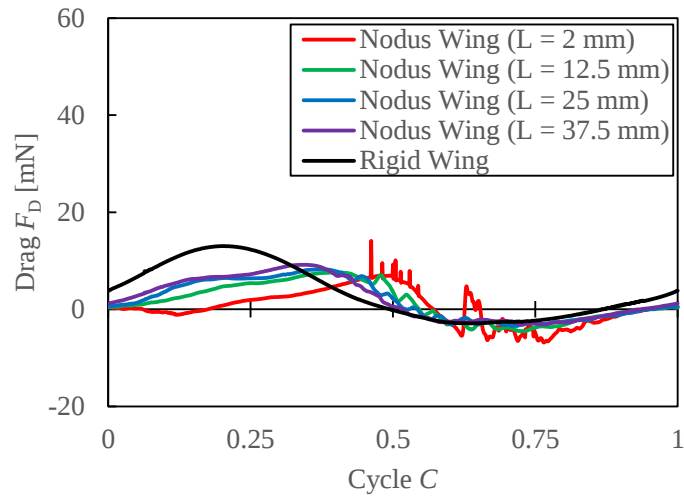
が、打ち上げ時に負の抗力、つまり推力が生成されているが、結節翅ではこの打ち下ろし中に生じる抗力が剛体翅と比較して大きく低減していることがわかる。また、結節が根元に近い（変形しやすい）結節翅であるほどその割合が大きい。しかし、打ち上げ中の推力についてはすべての翅モデルでほぼ同じ値を示した。フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ では結節翅の方が平均抗力が低減していたが、これは打ち下ろし時に生じる抗力が低減したためといえる。ここで図 4.28(c)より翅の変形を確認すると、打ち下ろし時はほぼ一定の変形角度で翅が変形しているが、打ち上げへの切り返し時に反対側に変形した後の打ち上げ時には徐々に変形が戻っていき、打ち上げストロークの中心 ($C = 0.75$) ではすべての翅モデルにおいて変形角度 θ_d が 0° に近い値となっている。まず打ち下ろし時を考えると、 $C = 0.25$ の時の変形角度は $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅で $\theta_d = 21^\circ$ 、 $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の結節翅で $\theta_d = 13^\circ$ 、 $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅で $\theta_d = 11^\circ$ 、 $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅で $\theta_d = 9^\circ$ となっている。羽ばたき平面角度が $\gamma = 60^\circ$ であることから、変形しなければ翅は進行方向に対して $\alpha_v = 30^\circ$ の角度を持つことになるが、結節翅は変形するとその角度がより浅くなることになる。例えば $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅における進行方向に対する翅先端部の角度は、

$$\alpha_v - \theta_d = 30^\circ - 21^\circ = 9^\circ \quad (4-5)$$

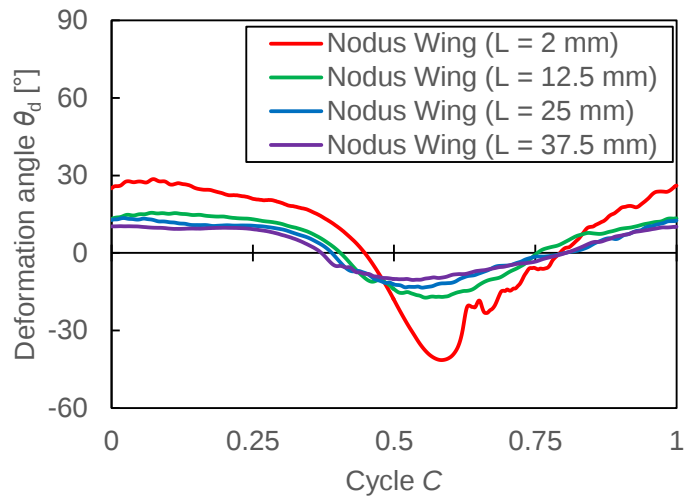
となり、翅が水平に近い状態になっていることがわかる。その他の結節翅も変形した角度だけ変形前と比べ進行方向に対する翅の角度が浅くなる。これにより、打ち下ろし中の流れ方向に対する翅の投影面積が減少し、流れへの抵抗が小さくなることで結果として抗力が低減したものと考えられる。次に打ち上げ時を考えると、打ち上げ中の翅は打ち下ろし時と比べ変形が小さい。本解析では前進飛翔を仮定して前方から一様流を流しているのに対して羽ばたき平面角度 $\gamma = 60^\circ$ で羽ばたいているため、打ち下ろし時は翅が流れに対して拮抗する方向にも動くのに対し、打ち上げ中は翅が流れと同じ方向にも動くことになる。そのため、打ち上げ中は翅に流入する相対的な流速が低下する。翅への流入流速 U_w を主流流速 U と羽ばたきによる相対流速 U_f から図 4.29 に示すように計算すると、打ち下ろし時 ($C = 0.25$) では中央部で $U_w = 4.9 \text{ m/s}$ 、先端部で $U_w = 7.4 \text{ m/s}$ となるのに対し、打ち上げ時 ($C = 0.75$) では中央部で $U_w = 2.9 \text{ m/s}$ 、先端部で $U_w = 4.8 \text{ m/s}$ となり、流入流速に 1.5 倍以上の差がある。そのため、打ち下ろし時と比べ打ち上げ時では翅に加わる圧力（動圧）が減少し、変形量が小さくなったと考えられる。また、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ で翅が変形しないと仮定した場合の翅に対する流入迎え角 α_w を計算すると、打ち下ろし時では翅の中央部で $\alpha_w = 58^\circ$ 、先端部で $\alpha_w = 69^\circ$ に対し、打ち上げ時では中央部で $\alpha_w = 25^\circ$ 、先端部でも $\alpha_w = 56^\circ$ と打ち上げ時の方が流入迎え角が小さくなるため、これも打ち上げ時の変形量が小さくなることに寄与していると考えられる。これにより、打ち上げ中は翅の変形量が減少し、特に羽ばたき速度が速くなる打ち上げストロークの中心 ($C = 0.75$) では翅が変形していない状態となるため、打ち上げ中に発生する推力は結節翅でも剛体翅と同様の値を示したと考えられる。



(a) Lift

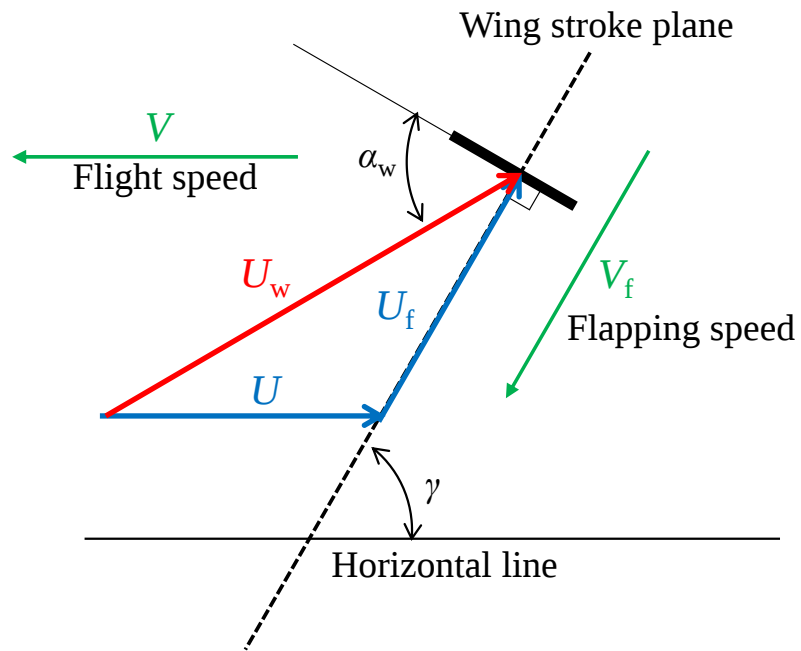


(b) Thrust

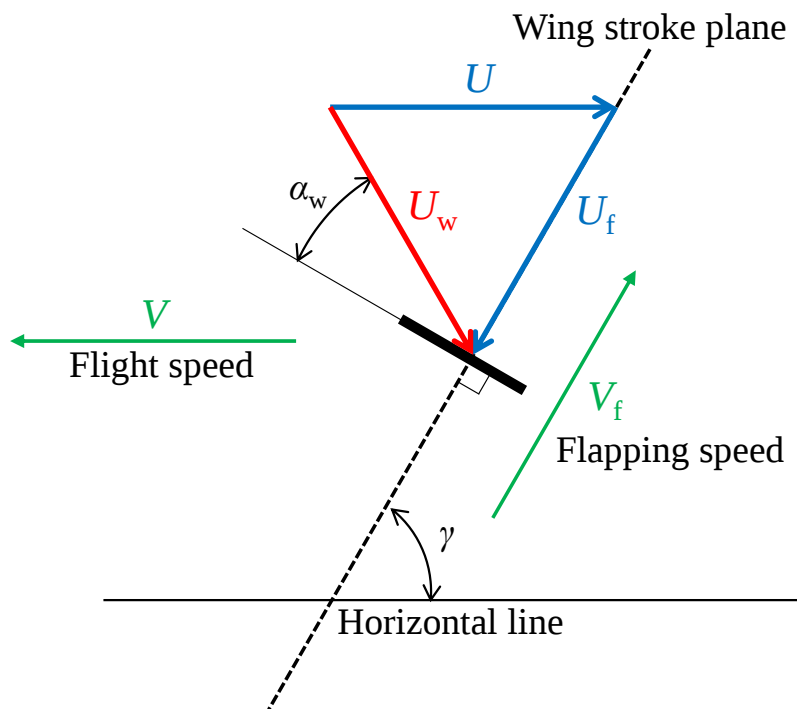


(c) Deformation of wing

Fig. 4.28 Analytical results of lift, thrust, and deformation on feathering angle $\theta = 0^\circ$



(a) Downstroke

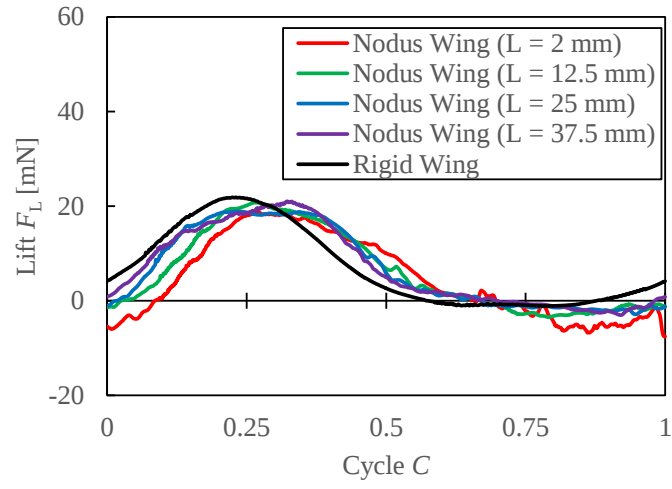


(b) Upstroke

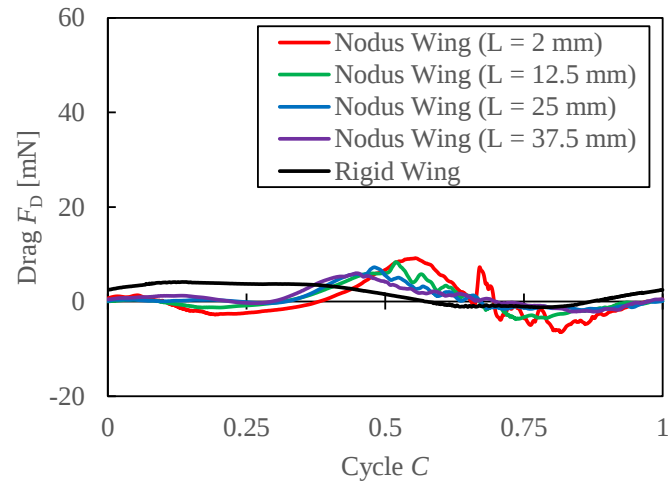
Fig. 4.29 Velocity and angle of flow relative to the wing

続いてフェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ での揚力、抗力および翅の変形を確認する。図 4.30 にフェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ における羽ばたき 1 周期の間に生じる揚力、抗力および翅の変形の推移の解析結果を示す。まず図 4.30(a) より揚力を見ると、主に打ち下ろし時に揚力、打ち上げ時にダウンフォースを生成する傾向は変わらないが、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ の場合と比べ、すべての翅モデルで打ち上げ時のダウンフォースが低減していることがわかる。フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ で翅が変形しないと仮定した場合、打ち上げ時の翅中央部に対する流入迎え角は $\alpha_w = 25^\circ$ であることから、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ の場合には中央部での流入迎え角は $\alpha_w = 5^\circ$ となる。このように $\theta = 20^\circ$ では打ち上げ時の翅に対する流入迎え角が $\alpha_w = 0^\circ$ に近づくため、ダウンフォースもほとんど発生しなかったと考えられる。次に図 4.30(b) より抗力を見ると、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ の場合と同様に剛体翅と比較して結節翅では打ち下ろし時の抗力が低減した。図 4.30(c) より翅の変形を確認すると、変形量は $\theta = 0^\circ$ の場合と大きな差はないことから、前述した変形による抗力低減効果が得られたものと考えられる。また、 $\theta = 0^\circ$ の場合と比べると、剛体翅も含めたすべての翅モデルで抗力が低減した。これは変形による抗力低減効果と同様の現象が能動的なフェザリング運動によって生じたためである。さらに $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅では打ち下ろし時にも推力が生成されているが、 $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅は $C = 0.25$ において先端部で $\theta_d = 17^\circ$ の変形を生じていることから、フェザリング運動と合わさることで翅先端部における流入迎え角が $\alpha_w = 32^\circ$ となる。滑空時の解析結果より迎え角 $\alpha = 30^\circ$ 付近で揚力が大きくなっていたことから、その生成された揚力が進行方向にも作用し推力となった。打ち上げ時の推力についてはフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ の場合と比べ生成される推力の値が低減しているが、これは打ち上げ時のダウンフォースが低減した理由と同様に、フェザリング運動により流入迎え角が $\alpha_w = 0^\circ$ に近く空気力がほとんど生成されなかったためと考えられる。

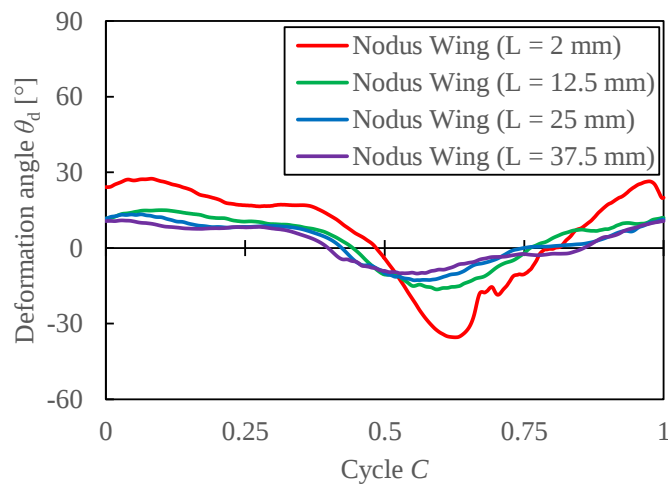
最後に、フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ での揚力、抗力および翅の変形を確認する。図 4.31 にフェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ における羽ばたき 1 周期の間に生じる揚力、抗力および翅の変形の推移の解析結果を示す。図 4.31(a) より揚力を確認すると、打ち下ろし時に生成される揚力が結節翅では減少していることがわかる。フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ での翅が変形していない場合の翅に対する流入迎え角 α_w を計算すると、打ち下ろし時 ($C = 0.25$) では翅の中央部で $\alpha_w = 18^\circ$ 、先端部で $\alpha_w = 29^\circ$ となる。図 4.31(c) より打ち下ろし時の結節翅の先端部における変形量を確認すると $\theta_d = 8^\circ \sim 12^\circ$ 程度であり、変形を考慮した場合の流入迎え角は先端部で $\alpha_w = 17^\circ \sim 21^\circ$ となる。滑空時の解析結果から迎え角が 30° 以下では迎え角が小さいほど翼の揚力係数および抗力係数が低下するため、結節翅では変形することで流入迎え角が減少し、生成される揚力が減少したと考えられる。一方、打ち上げ時のダウンフォースについては変形の有無に関わらずほとんど生成されなかった。フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ での打ち上げ時 ($C = 0.75$) の流入迎え角 α_w は中央部で $\alpha_w = -15^\circ$ 、先端部で $\alpha_w = 16^\circ$ と小さく、また進行方向に対する翅の角度も $\alpha_v = 70^\circ$ と垂直に近いためにダウンフォースが生成されなかったと考えられる。続いて図 4.31(b) より抗力を確認すると、打ち下ろし時に抗力が発生せ



(a) Lift



(b) Thrust



(c) Deformation of wing

Fig. 4.30 Analytical results of lift, thrust, and deformation on feathering angle $\theta = 20^\circ$

ず、わずかながら推力が生成された。また、その値は変形の有無に関わらず同じであった。フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ であるため、打ち下ろし時の進行方向に対する迎え角は $\alpha_v = -10^\circ$ と非常に浅くなるため抗力がほとんど生成されなかったと考えられる。一方、打ち下ろしから打ち上げへ切り返した後の打ち上げ開始時に抗力が発生しており、また剛体翅と比べ結節翅、特に変形量が大きい翅であるほど大きな抗力が発生していることがわかる。これは羽ばたきの切り返し時にフェザリング運動と結節翅の弾性変形からの復元力が合わさったことが原因と考えられる。フェザリング角度 $\theta = 40^\circ$ では進行方向に対する迎え角が打ち下ろし時の $\alpha_v = -10^\circ$ から打ち上げ時の $\alpha_v = 70^\circ$ まで変化する。この時、打ち下ろしから打ち上げへの切り返しでは翅がほぼ水平の状態からほぼ垂直の状態になるように回転することで、翅が空気を前方に押すように動くことになり、その反作用として抗力が生成される。さらに結節翅ではこれに弾性変形とその復元力が加わることになる。本解析の範囲で最も変形量が多い $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅で $C = 0.4 \sim 0.6$ におけるフェザリング角度 θ と翅の変形 θ_d の推移を見ると、 $C = 0.4$ で $\theta = 23.5^\circ$ および $\theta_d = 14.5^\circ$ 、 $C = 0.6$ で $\theta = -23.5^\circ$ および $\theta_d = -23.4^\circ$ となる。この値から進行方向に対する迎え角 α_v を計算すると、 $C = 0.4$ で $\alpha_v = -8^\circ$ 、 $C = 0.6$ で $\alpha_v = 76.9^\circ$ となり、剛体翅の場合と比べ短い間隔で水平状態から垂直状態へ移行していることになる。このように $\theta = 40^\circ$ での結節翅はフェザリング運動に翅の弾性変形とその復元力が加わることで打ち下ろしから打ち上げへの切り返しの翅の回転運動が速くなり、それによって空気を前方に押す力が増加し、大きな抗力を生成するに至ったものと考えられる。

ここで、エネルギー効率について検討するため、羽ばたき運動に必要な動力 P および揚力の生成効率 η_L について述べる。まず、図 4.32 に各フェザリング角度の場合の羽ばたき運動に必要な動力の解析結果を示す。それぞれの値は羽ばたき一周に要する動力の平均値を表す。結果より、剛体翅ではフェザリング角度が変化しても必要動力には大きな変化がなかったことに対し、結節翅ではフェザリング角度が大きくなると必要動力が減少した。また剛体翅と比べ結節翅の方が必要動力が低くなった。フェザリング運動を行うと流入迎え角が減少しフラッピング運動に対する抵抗が減少するため、フラッピング運動に必要な動力が減少する。ただしフェザリング運動自体に必要な動力が増加するため、剛体翅のフェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ では $\theta = 0^\circ$ と比べわずかながら必要動力が増加している。一方、結節翅では翅の変形が受動的なフェザリング運動となり、動力を使用せずに流入迎え角を減少させることができる。それによりフラッピング運動の必要動力がさらに減少し、剛体翅と比べ必要動力が少なくなったと考えられる。しかしながら、結節翅では結節の位置が異なっても必要動力には差が出なかった。次に、図 4.33 に揚力の生成効率として単位動力あたりの平均揚力の解析結果を示す。本解析の範囲では、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ における $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅が最も高い値を示した。 $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅についてはフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ では最も高い値を示したが、結節の位置が比較的根元に近い $L_N = 12.5 \text{ mm}$ 、 $L_N = 2 \text{ mm}$ の結節翅は全てのフェザリング角度において $L_N = 25 \text{ mm}$ 、 $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅より低い値を示し、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ 以上では剛体翅より低い値となった。また、 $\theta = 40^\circ$ では結節

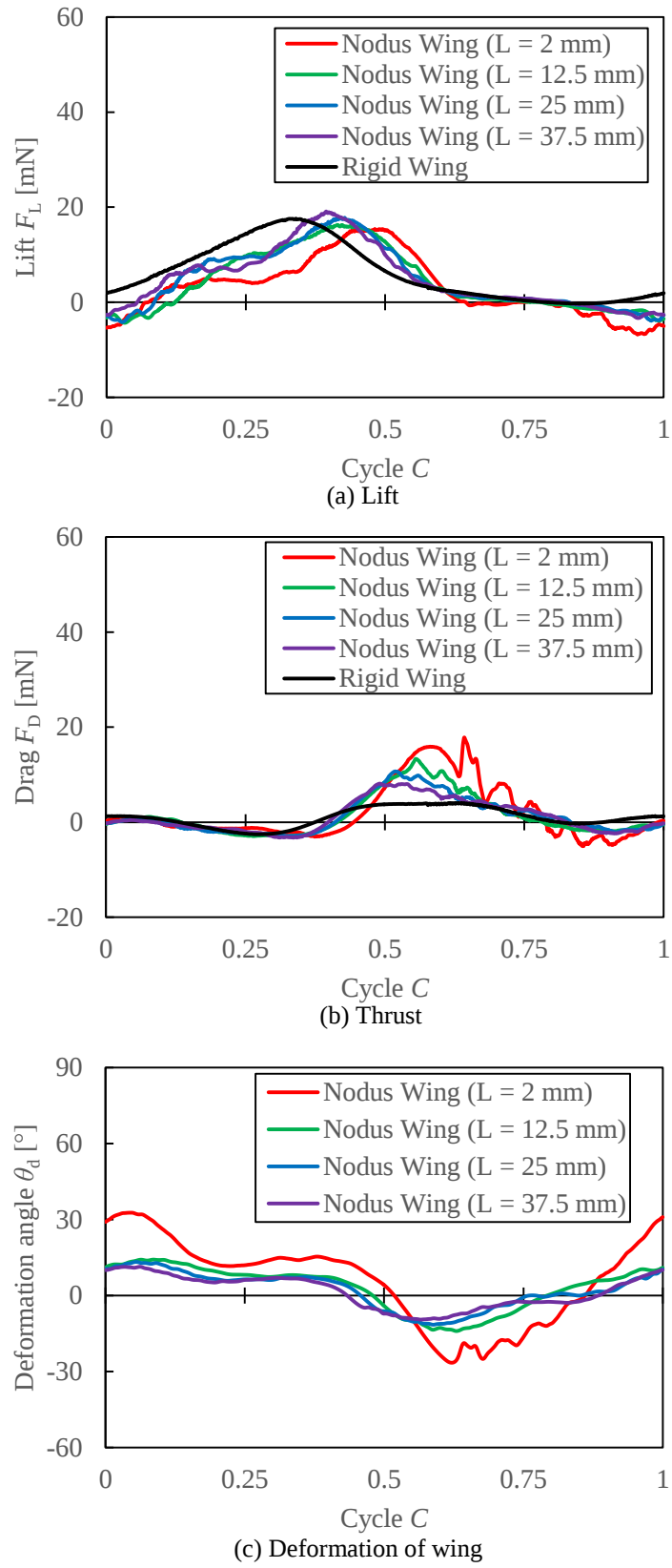


Fig. 4.31 Analytical results of lift, thrust, and deformation on feathering angle $\theta = 40^\circ$

翅と比較して剛体翅の方が高い生成効率を示した。以上の結果より、直線飛翔の条件では剛体翅と比べ結節の位置が中央または先端寄り ($L_N = 25 \sim 37.5 \text{ mm}$) の結節翅では揚力の生成効率が上昇するが、結節の位置が比較的根元に近く ($L_N = 2 \sim 12.5 \text{ mm}$) 変形しやすい結節翅では生成効率が減少する。また、結節翅を有効に用いるためには能動的なフェザリング角度を $\theta = 20^\circ$ 程度にすると揚力の生成効率も高く、抗力も低減できるといえる。

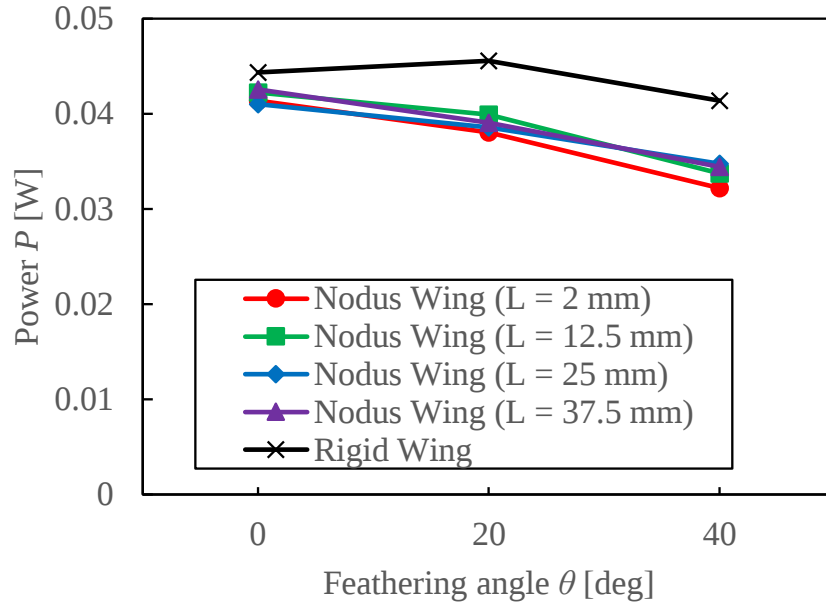


Fig. 4.32 Analytical results of power required for flapping flight

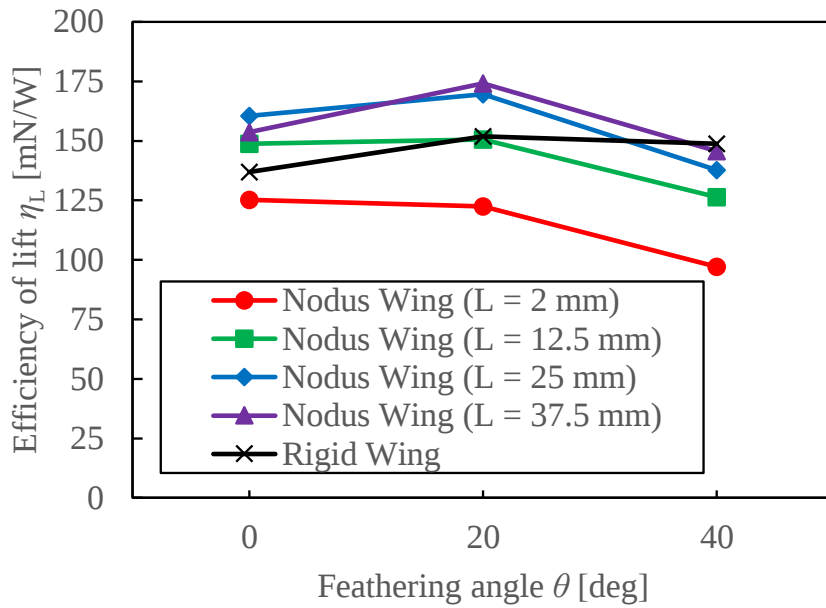


Fig. 4.33 Analytical results of efficiency of lift on flapping flight

滑空時および羽ばたき時の解析結果をまとめると、滑空時では揚抗比 L/D で比較すると $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の結節翅が最も高く、次いで $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅が高くなった。羽ばたき時では揚力の生成効率 η_L で比較すると、フェザリング角度 $\theta = 20^\circ$ の際の $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅が最も高く、次いで $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅が高くなった。滑空または羽ばたき飛翔のどちらかのみであれば $L_N = 12.5 \text{ mm}$ または $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅が良いが、トンボのように滑空および羽ばたき飛翔の両方を行う場合には、どちらの飛翔条件でも剛体翅と比べ性能が向上した $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅が最も適した翅であるといえる。

4.6 結 言

本章では、翅の振動特性と変形特性に着目し、実際のトンボの翅の固有振動数と羽ばたき時の変形を測定し、その知見を基に同様の振動・変形特性を有する翅について検討した。また、流体—構造連成解析を用いて滑空飛翔と羽ばたき飛翔時における翅の変形特性と空力特性の関係について検討することで飛翔に適した翅の変形特性を明らかにした。得られた知見を以下に示す。

- (1) トンボの翅は 120 Hz 以上の高い固有振動数を有し、トンボの羽ばたき（約 30 Hz ）とは共振しない構造であることを示した。
- (2) トンボの翅に特有の翅脈構造である結節により、トンボの翅では基部付近は変形しにくく、結節よりも先端側で変形しやすいことを示した。このことからトンボの翅の結節構造は翅の変形特性に影響することを明らかにした。
- (3) 結節による変形を模擬した人工翅を用いることで、変形しない人工翅を用いた場合と比べ羽ばたき周波数 $f = 30 \text{ Hz}$ の時で空気力の生成効率が 5 倍程度向上することを示した。
- (4) 滑空時の条件では、結節による変形を模擬した翅モデルは揚力係数および抗力係数が減少した。本解析の翅モデルの範囲では、結節を $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の位置に想定した結節翅モデルが揚力係数の過度な低下を防ぎつつ抗力係数を低減し、最も揚抗比が高くなった。
- (5) 羽ばたき時の条件では、能動的なフェザリング角度が $\theta = 0^\circ \sim 20^\circ$ の場合には結節による変形を模擬した翅モデルは打ち下ろし時に生じる抗力が剛体の翅と比べ大きく減少した。これは打ち下ろし時に大きな変形を起こすことで流れに対して翅の角度が浅くなり、抵抗の流れ方向成分が減少したためである。一方、 $\theta = 40^\circ$ の場合には結

節翅は剛体翅と比べ揚力が大きく減少し、抗力も増加した。これは打ち下ろしから打ち上げの切り返し時にフェザリング運動と翅の弾性変形からの復元力が合わさることで空気を強く前方に押す力の反作用が生じるためである。

- (6) 剛体翅と比べ結節翅では羽ばたき動作に必要な動力が減少した。揚力の生成効率を算出したところ、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ では $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅が最も高い値を示し、 $\theta = 20^\circ$ では $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅が最も高い値を示した。一方、 $\theta = 40^\circ$ では剛体翅が最も揚力の生成効率が高く、結節による変形を模擬した場合にはフェザリング角度は $\theta = 0^\circ \sim 20^\circ$ 程度にする必要があるといえる。

第5章 飛翔可能な小型機構の開発と飛翔実験

5.1 緒言

前章まででトンボの羽ばたき運動と翅の変形・振動特性が空力特性に与える影響について明らかにしてきた。本章では、これまでの知見を基に実際に飛翔することを目指した MAV の設計および製作について述べる。これまでに作製し実験に用いてきた羽ばたきシミュレータでは羽ばたき運動により揚力を生成することはできているが、重量が重いので飛翔することはできない。そこで同様の羽ばたき運動が可能なより小型の機構を設計することで飛翔の実現を目指す。

5.2 小型機構および人工翅の設計

小型機構の設計については羽ばたきシミュレータと同様の機構でより小型化することを目指した。まず設計するうえで必要な小型機構の羽ばたき運動のパラメータを決定した。フラッピング角度 ψ については大きいほど空気力を生成できるが、ここではモータへの負荷を考慮し実際のトンボの直線飛翔を参考に前翅 $\psi_f = \pm 30^\circ$ 、後翅 $\psi_h = \pm 40^\circ$ に設定した。フェザリング角度 θ については数値解析の結果から $\theta = \pm 20^\circ$ 程度が望ましいと考えられるが、フェザリング運動を行うためにはフェザリング用のクランクリンク機構が必要となり、機構の軽量化が難しくなる。数値解析の結果では結節模倣翅を使用すればフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ でもある程度の揚力は生成できていたことから、ここでは機構の軽量化を重視してフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ とし、フェザリング用のクランクリンク機構を省くこととした。前翅と後翅の位相差 $\Delta\psi$ はトンボの直線飛翔を参考に $\Delta\psi = 300^\circ$ とした。羽ばたき周波数 f については 30 Hz を目標とした。羽ばたき平面角度 γ については機構では垂直に羽ばたくものとし、機構自体の姿勢が $\gamma = 60^\circ$ 程度となるように調整するものとした。

駆動用モータには小型コアレスモータである MK06-4.5 (Didel 社製) を用いた。4 枚の翅を羽ばたかせるのに必要なトルクを出すため、ダイレクトドライブではなくギヤで減速することとした。減速比については無負荷回転数が 35000 rpm 程度であることから負荷状態でも 30 Hz が実現できると考えられる 10 倍以下とする必要があるため、本機構では 9:36 の 1 段変速で 4 倍の減速比とした。なお、電源には外部電源を用いた。

搭載する人工翅については変形を考慮した結節模倣翅を作製した。前縁部の材質は固有振動数の測定でトンボの翅と同程度の固有振動数となったカーボンロッドとした。膜部の材質は膜厚 25 μm の PET フィルムとした。結節の位置 L_N は、数値解析の結果でフェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ で最も揚力の生成効率が高かった $L_N = 25 \text{ mm}$ とし、翅のサイズはギンヤンマの翅を基に翼幅が前翅後翅ともに 50 mm、翼弦長が前翅 12 mm、後翅 16 mm とした。また、

MAV においても結節模倣翅が有効であることを確認するため、比較対象として変形しない平板翅も作製した。平板翅は膜部の材質を比較的剛性の高い膜厚 $200\text{ }\mu\text{m}$ のアクリル板とし、羽ばたき時に変形を生じないようにした。前縁部の材質や翅のサイズ等は結節模倣翅と同様である。

図 5.1 に作製した MAV を、表 5.1 に諸元を示す。MAV はトンボと同程度のサイズで作製することができた。重量もモータを含め 2.531 g と非常に軽量となった。実際のトンボは 1 g 程度であることからトンボよりは少し重い、MAV としては十分な軽量化が図れたといえる。また、羽ばたき平面角度を $\gamma=60^\circ$ とするため、機構前方のフレームを縦に伸ばすことで前脚をもたせ、それにより羽ばたき部の機構の姿勢が 30° 傾くようにした。

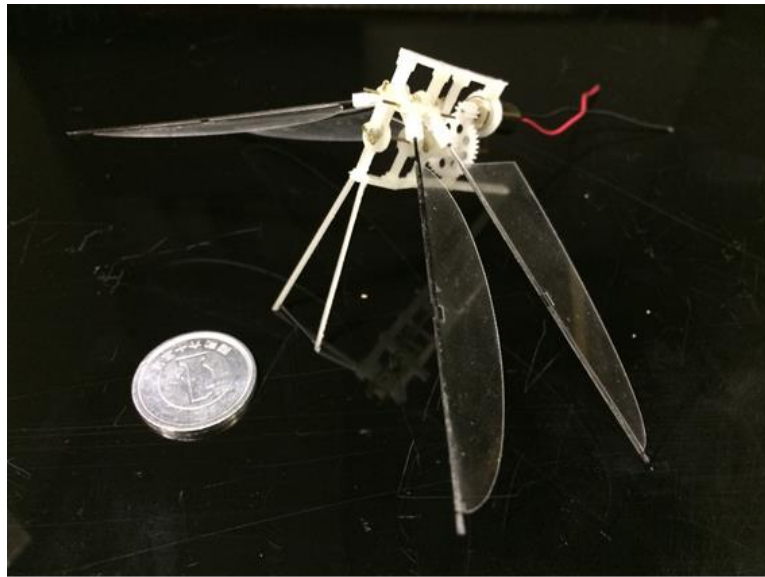
5.3 飛翔実験

前項で作製した MAV を用いて飛翔実験を行った。図 5.2 に飛翔実験の装置構成を示す。飛翔実験では MAV を台の端に設置し、静止状態から外部電源を用いてモータに 3.5V の電圧を供給し MAV を駆動させ、羽ばたき運動を開始させる。そして MAV が羽ばたきによって離陸、前進する様子を高速度カメラで撮影した。なお、撮影速度は 1000 fps である。

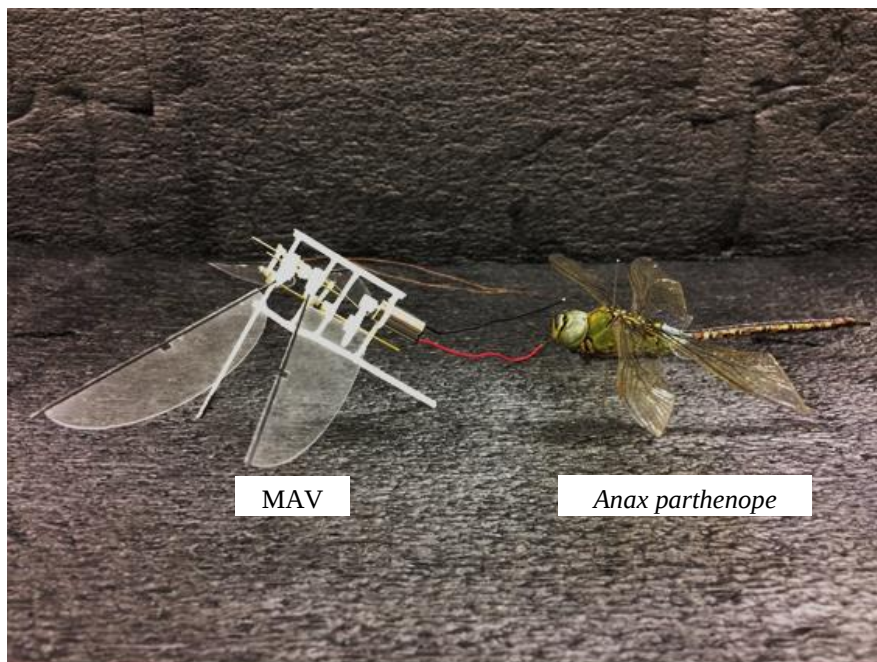
まず、平板翅を取り付けた MAV で飛翔実験を行った。図 5.3 に飛翔実験の結果を示す。撮影した画像を確認したところ、羽ばたき運動によって跳ねるようにして一瞬は上昇する様子が見られた。しかし、およそ羽ばたき 1 周期の間は空中にいたもののすぐに落下し、その後はバランスを崩して倒れこみ飛翔を継続することはできなかった。また、羽ばたき周波数についても確認したところ約 13 Hz となり、トンボの羽ばたき周波数である 30 Hz と比べるとかなり低い値となった。これは 4 枚の平板翅を羽ばたかせるための必要トルクが大きいためにモータへの負荷が大きく、十分な羽ばたき速度に達せなかったと考えられる。結果として、平板翅を搭載した MAV では離陸および前進飛翔を行うことはできなかった。

Table 5.1 Data of the MAV

Size of body $W \times D \times H$ [mm]	$W12 \times D57 \times H45$
Wing span S [mm]	120
Weight m [g]	2.531
Interval between forewings and hindwings δ [mm]	6
Flapping angle ψ [°]	(Fore) ± 30 , (Hind) ± 40
Feathering angle θ [°]	0
Power source E [V]	3.5 (External source)



(a) Appearance of MAV



(b) Comparing to real dragonfly

Fig. 5.1 Appearance of MAV fabricated

続いて、結節模倣翅を取り付けた MAV で同様の飛翔実験を行った。図 5.4 に結節模倣翅での飛翔実験の結果を示す。羽ばたき運動により上昇、前進し、左右バランスを崩さぬまま前方に飛翔することに成功した。具体的には羽ばたき開始から羽ばたき 4 周期（約 0.15 s）ほどの間で 20 mm ほど上昇しながら前進を開始し、0.25 s で 100 mm ほど前進することがで

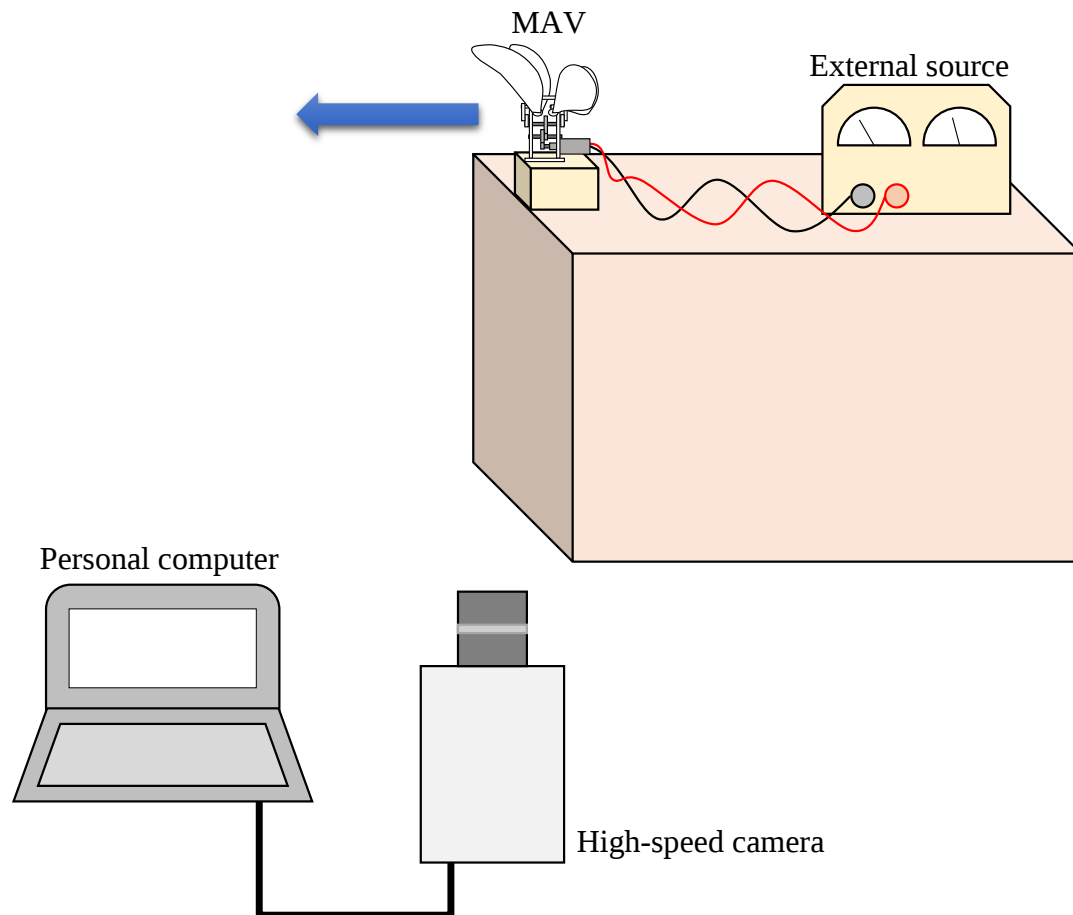


Fig. 5.2 Experimental set-up for flight test of MAV

きた．従来の多くの羽ばたき機がハンドランチ（手投げ）によって飛翔を開始しているのに対し，自力で離陸・前進できたことは大きな成果である．また，この時の羽ばたき周波数は約 27 Hz と平板翅の場合と比べ 2 倍以上の値を示した．前章の解析で結節を考慮した翅では羽ばたき時の必要動力が減少していたことから，これは翅の変形を考慮することで羽ばたき運動に必要なトルクが減少し，本 MAV で使用したモータでも十分なトルクが生成できたためと考えられる．このように，MAV においても結節による変形を考慮することで飛翔に対して有効に働くことが本実験により確認できたといえる．

ただし，結節模倣翅を搭載した MAV においても，その後高度を維持することはできなかった．これは重心バランスが悪く姿勢を制御できなかったためと考えられる．図 5.4 の 0.25 s の MAV の様子を見ても，羽ばたき開始時と比べ頭が下がり羽ばたき平面角度が維持できていないことがわかる．そのため，重心バランスを調整することでより飛翔距離が伸ばせることが考えられる．

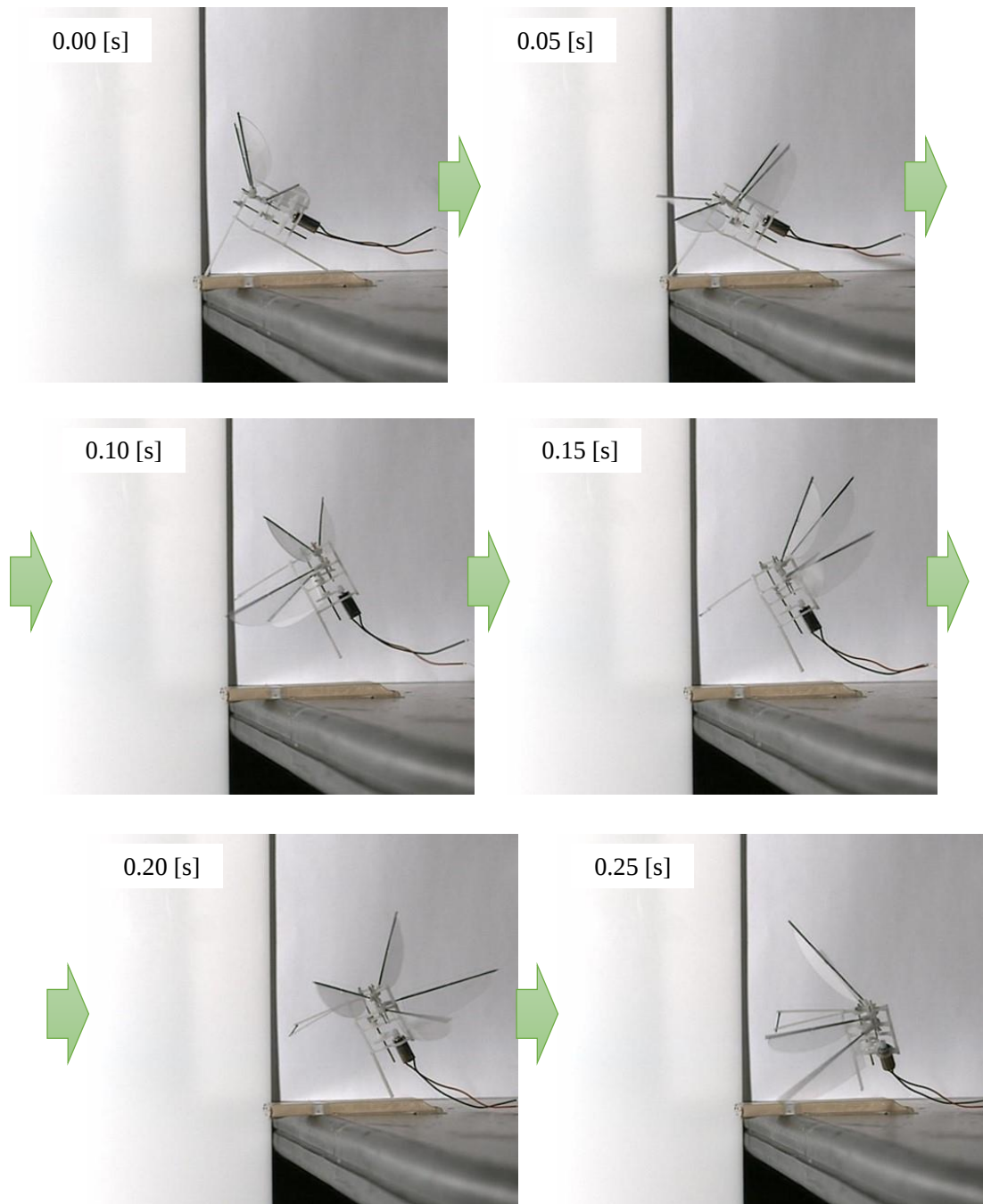


Fig. 5.3 Result of flight test of MAV with flat wings

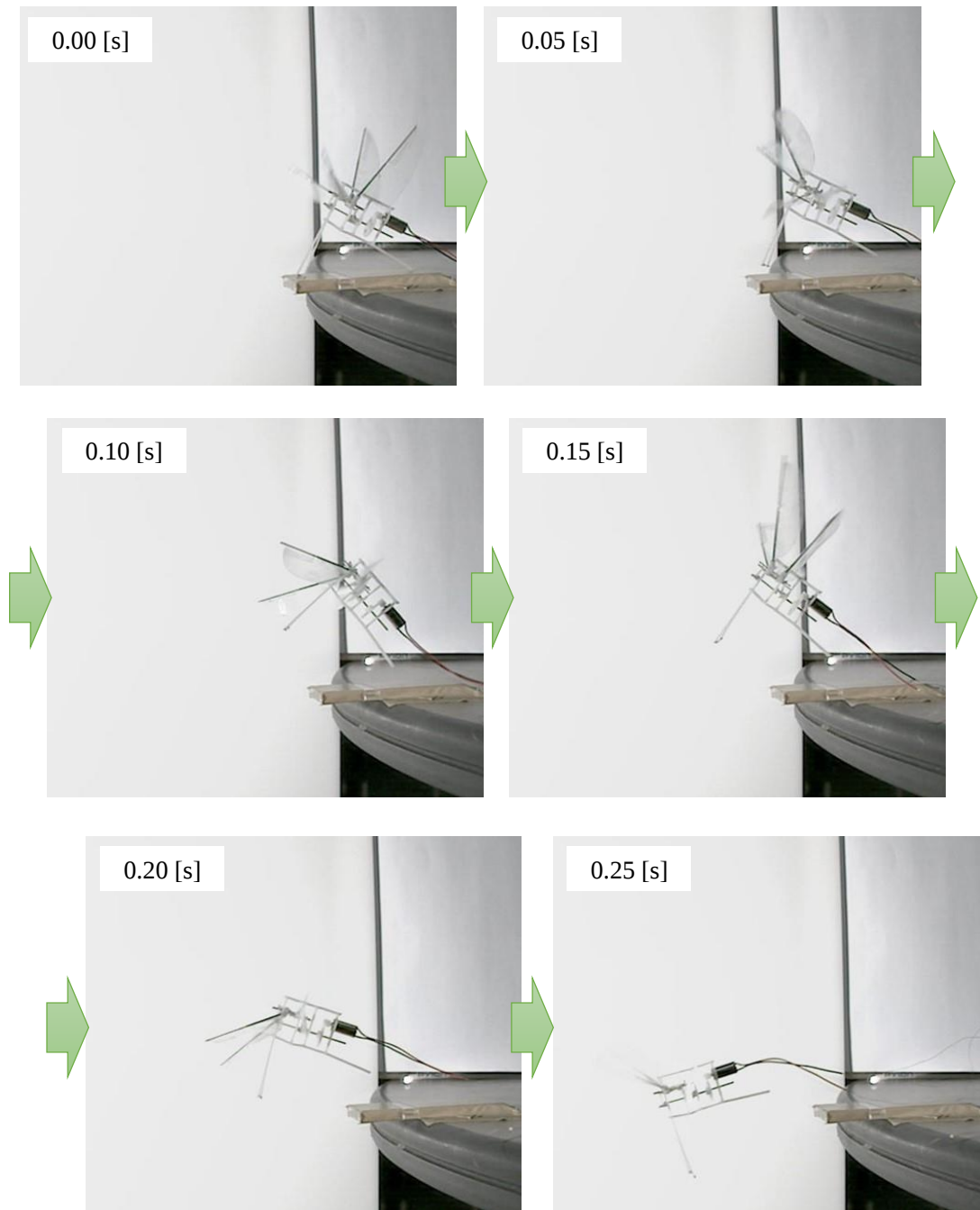
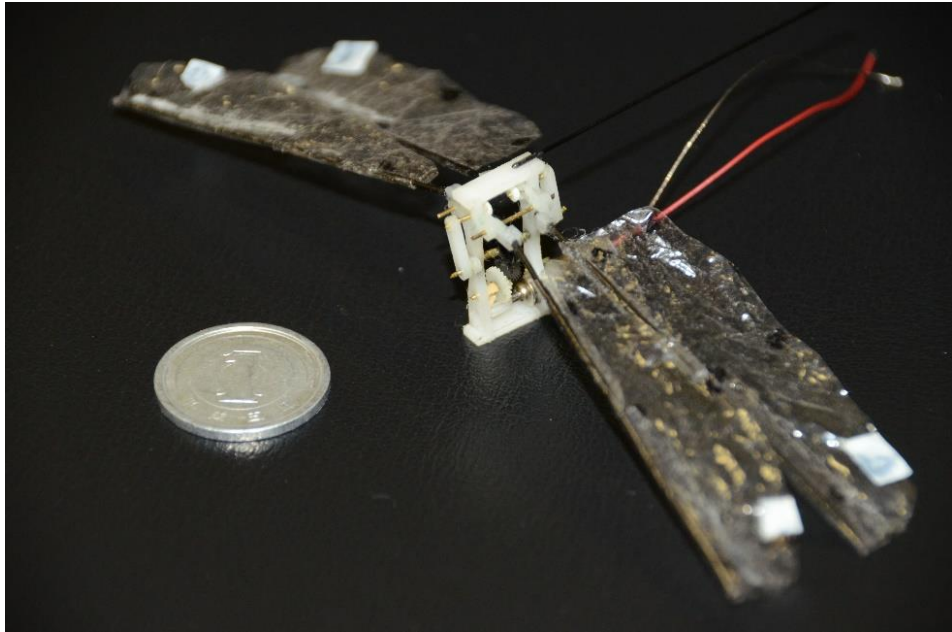


Fig. 5.4 Result of second flight test (after gravity point adjustment)

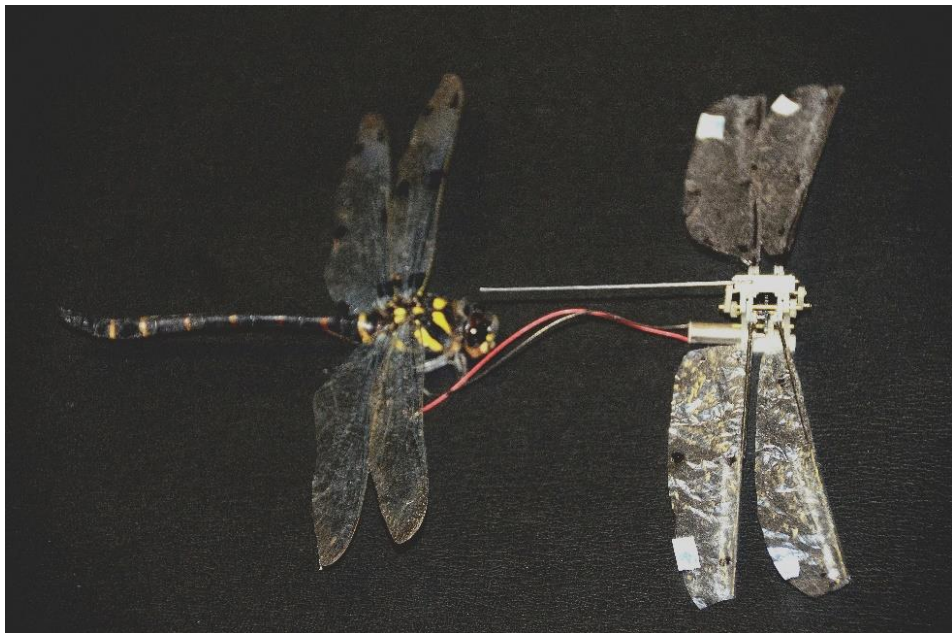
続いて、重心バランスを考慮した飛翔実験を行うこととした。図 5.5 に新たに作製した MAV を、表 5.2 に諸元を示す。新たに作成した MAV では機構の上部後方に長さ 50 mm のカーボンロッドを取り付けており、その先端に重りとなる粘土を取り付けることで重心を調整できるようになっている。また重りによって重量が増加することから機構部分は更なる軽量化を図り、機構部分の重量はモータを含め 1.463 g とより軽量に作製することができた。図 5.6 に重心を調整した MAV による飛翔実験の結果を示す。カーボンロッドの先端に約 2 g の重りを取り付けたところ、60° 程度の羽ばたき平面角度を保って上昇、前進飛翔することができた。しかしながら、この場合でも高度を保つことはできず、徐々に落下していく結果となった。これは重りを取り付けたことによる重量増加が原因と考えられる。重りを含めた全体の重量は約 3.5 g となっており、トンボの重量である約 1 g と比較するとまだまだ重たいと言える。これらの結果を踏まえると、トンボと同様の飛翔を行うためには 2 g 以下まで軽量化したうえで羽ばたき平面角度を保てるような重心バランスとすることが必要だろう。また、本研究では主に揚力や推力といった直線的な力について述べてきたが、回転運動の力であるモーメントについて羽ばたきとの関係が明らかとなれば、羽ばたき平面角度を保つことも可能になると考えられる。

Table 5.2 Data of the MAV that can adjust the location of gravity point

Size of body $W \times D \times H$ [mm]	W8 × D18 × H15
Wing span S [mm]	120
Weight m [g]	1.463
Interval between forewings and hindwings δ [mm]	6
Flapping angle ψ [°]	±30
Feathering angle θ [°]	0
Power source E [V]	3 (External source)



(a) Appearance of MAV



(b) Comparing to real dragonfly

Fig. 5.5 Appearance of MAV that can adjust the location of gravity point

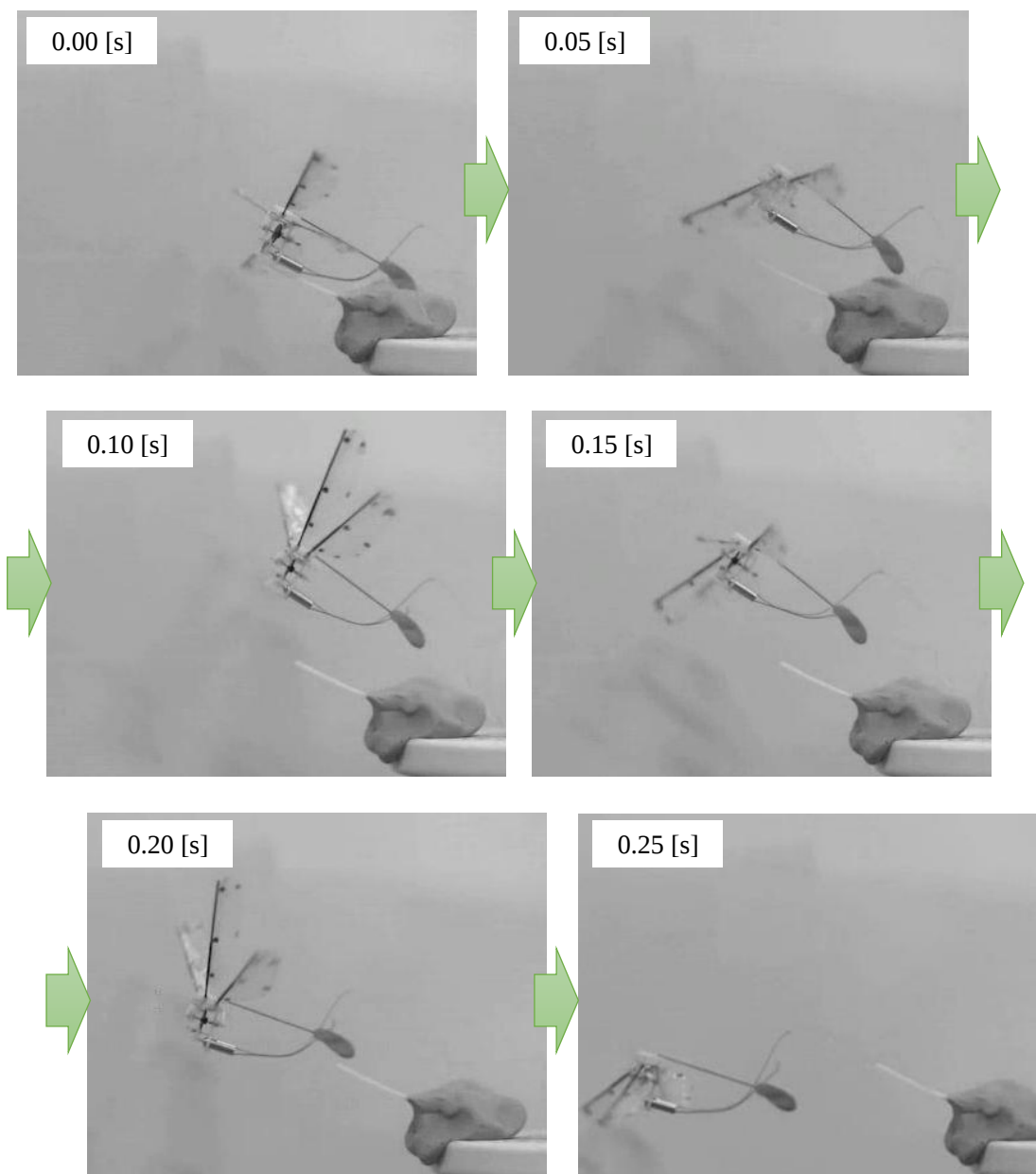


Fig. 5.6 Result of flight test (after gravity point adjustment)

5.4 結 言

本章では、これまでの知見を基により小型の羽ばたき機構を作製し、実際に飛翔が可能か確かめるために飛翔実験を行った。主な結果を以下に示す。

- (1) 人工翅として結節模倣翅を搭載し、フラッピング運動のみが可能とすることでモータを含め重量 2.531 g の MAV を作製した。また、羽ばたき周波数 30 Hz で駆動させることに成功した。
- (2) 結節模倣翅を搭載した MAV では静止状態から 20 mm ほど上昇、100 mm ほど前進することに成功した。高度を維持することはできなかったが、今後は重心位置や羽ばたき時のモーメントなど姿勢制御について検討すればより長距離の飛翔が可能になると考えられる。

第6章 結 論

6.1 結 論

本論文では飛翔昆虫の中でも飛翔能力の高いトンボに着目し、トンボと同様の飛翔が可能な MAV を開発することを目的に、羽ばたき運動と翅の変形・振動特性が空力特性に与える影響について羽ばたき時の生成空気力の測定および流れの可視化、実験と数値解析による振動と変形を考慮した人工翅の空力特性の検討を行った。また、それらの知見を基に実機の MAV を製作し、飛翔実験を行った。

まず、実際のトンボの自由飛翔時の羽ばたき運動を観察、解析し、直線飛翔時および離陸時の羽ばたき運動について明らかにした。それを基に、同様の羽ばたき運動が可能な羽ばたきシミュレータの設計方法を提示した。また、製作した羽ばたきシミュレータがトンボと同様の羽ばたき運動が可能であることを確認し、再現性の高い実験が可能であることを示した。さらに製作した羽ばたきシミュレータを用いて羽ばたき時に生成される揚力および推力について実験を行い、羽ばたき運動の角度と生成空気力の関係について明らかにした。翅構造について、まず実際のトンボの翅の特性として固有振動数と羽ばたき時の変形を測定し、トンボの翅は特有の結節構造により特徴的な変形を生じることを明らかにするとともに、その特徴を模擬することで空気力の生成効率が向上することを示した。また、数値解析を用いて結節構造と空力特性の関係について検討することで滑空および羽ばたき飛翔に適した結節構造の位置を示した。こうして得られた知見を総合し、実機の MAV を製作し飛翔実験を行ったところ、静止状態からの離陸および前進に成功した。

以下に各章ごとの結論を総括する。

第1章では、昆虫を規範としたバイオメティクス研究について触れ、飛翔昆虫に関する従来の研究事例と課題を提示した。また、トンボの飛翔メカニズムの優位性を述べ、そこから本研究の目的を明らかにした。

第2章では、トンボの羽ばたき運動を定義した上でトンボの飛翔を撮影、解析し、それを基にトンボの羽ばたき運動を模擬した羽ばたきシミュレータの設計方法の提案および製作を行った。得られた結論は以下の通りである。

- (1) トンボの羽ばたき運動ではフラッピング運動とフェザリング運動が主であり、リードラグ運動はほとんど行わないことが確認された。

- (2) 直線飛翔では前翅よりも後翅の方がフラッピング角度、フェザリング角度共に大きいことが確認された。また前翅と後翅の位相差では、後翅が先行し、前翅が $1/6$ 周期遅れで追従するように羽ばたいていることが確認された。
- (3) 離陸時の羽ばたきでは、フラッピング角度は前翅の方が大きく、フェザリング角度は前翅と後翅であまり差が無いことが確認された。前翅と後翅の位相差では後翅が先行して前翅が追従する傾向は直線飛翔時と同様であるが、その差が $1/3$ 周期遅れと直線飛翔時よりも位相差が大きいことが確認された。
- (4) 羽ばたきシミュレータの設計では複数のクランクリンク機構を用いて一つのモータで 4 枚の翅に対してフラッピング運動とフェザリング運動を行わせる機構を提示した。また、上記の設計方法に基づいて作製した羽ばたきシミュレータはトンボの直線飛翔時の羽ばたき運動をよく模擬していることを示した。これにより自由飛翔時の羽ばたきについて再現性の高い実験が可能となった。

第 3 章では、自由飛翔時に発生する空気力について羽ばたき運動の主要なパラメータであるフラッピング運動とフェザリング運動との関係を明らかにするため、フラッピング角度とフェザリング角度を変化させた羽ばたきシミュレータを用いて羽ばたき時の揚力、推力の測定および羽ばたき時の流れの可視化を行った。得られた結論は以下の通りである。

- (1) フラッピング角度およびフェザリング角度の大きさに関わらず、主に後翅の打ち下ろし時に揚力を、後翅の打ち上げ時に推力を生成する傾向を示した。
- (2) 本実験の範囲では、フラッピング角度が増加すると揚力と推力の最大値が増加し、平均揚力と平均推力も増加した。また、フラッピング角度 $\pm 30^\circ$ の場合と比較して $\pm 40^\circ$ の場合では推力が大きく増加したことから、前方へ大きく加速するには $\pm 40^\circ$ 以上のフラッピング角度で羽ばたく必要がある。
- (3) 羽ばたき平面角度 60° におけるフェザリング角度 $\pm 45^\circ$ の場合では、前翅と後翅がそれぞれで翅の上面の空気を下向きに引っ張るように流れが生じていることが観察された。これにより比較的安定に長い期間で揚力を生成している。揚力の変動が小さく安定して揚力を生成できることから、直線飛翔に適した羽ばたき角度であるといえる。
- (4) 羽ばたき平面角度 60° におけるフェザリング角度 $\pm 60^\circ$ の場合では、後翅の打ち下ろし時に前方から流入する流れが後翅により大きく下向きに曲げられていることが観察された。これにより高い揚力を生成している。後翅の打ち下ろし時に瞬間的に高い揚力を発生させることから、離陸のような上昇を伴う飛翔に適した羽ばたき角度であるといえる。

第4章では、翅の振動特性と変形特性に着目し、実際のトンボの翅の固有振動数と羽ばたき時の変形を測定し、その知見を基に同様の振動・変形特性を有する翅について検討した。また、また、流体—構造連成解析を用いて滑空飛翔と羽ばたき飛翔時における翅の変形特性と空力特性の関係について検討することで飛翔に適した翅の変形特性を明らかにし、それら知見を基に設計、作製した人工翅の性能を実験的に検証した。得られた結論は以下の通りである。

- (1) トンボの翅は 120 Hz 以上の高い固有振動数を有し、トンボの羽ばたき（約 30 Hz）とは共振しない構造であることを示した。
- (2) トンボの翅に特有の翅脈構造である結節により、トンボの翅では基部付近は変形しにくく、結節よりも先端側で変形しやすいことを示した。このことからトンボの翅の結節構造は翅の変形特性に影響することを明らかにした。
- (3) 結節による変形を模擬した人工翅を用いることで、変形しない人工翅を用いた場合と比べ羽ばたき周波数 $f = 30 \text{ Hz}$ の時で空気力の生成効率が 5 倍程度向上することを示した。
- (4) 滑空時の条件では、結節による変形を模擬した翅モデルは揚力係数および抗力係数が減少した。本解析の翅モデルの範囲では、結節を $L_N = 12.5 \text{ mm}$ の位置に想定した結節翅モデルが揚力係数の過度な低下を防ぎつつ抗力係数を低減し、最も揚抗比が高くなった。
- (5) 羽ばたき時の条件では、能動的なフェザリング角度が $\theta = 0^\circ \sim 20^\circ$ の場合には結節による変形を模擬した翅モデルは打ち下ろし時に生じる抗力が剛体の翅と比べ大きく減少した。これは打ち下ろし時に大きな変形を起こすことで流れに対して翅の角度が浅くなり、抵抗の流れ方向成分が減少したためである。一方、 $\theta = 40^\circ$ の場合には結節翅は剛体翅と比べ揚力が大きく減少し、抗力も増加した。これは打ち下ろしから打ち上げの切り返し時にフェザリング運動と翅の弾性変形からの復元力が合わさることで空気を強く前方に押す力の反作用が生じるためである。
- (6) 剛体翅と比べ結節翅では羽ばたき動作に必要な動力が減少した。揚力の生成効率を算出したところ、フェザリング角度 $\theta = 0^\circ$ では $L_N = 25 \text{ mm}$ の結節翅が最も高い値を示し、 $\theta = 20^\circ$ では $L_N = 37.5 \text{ mm}$ の結節翅が最も高い値を示した。一方、 $\theta = 40^\circ$ では剛体翅が最も揚力の生成効率が高く、結節による変形を模擬した場合にはフェザリング角度は $\theta = 0^\circ \sim 20^\circ$ 程度にする必要があるといえる。

第5章では、これまでの知見を基により小型の羽ばたき機構を作製し、実際に飛翔が可能か確かめるために飛翔実験を行った。得られた結論は以下の通りである。

- (1) 人工翅として結節模倣翅を搭載し、フラッピング運動のみが可能とすることでモータを含め重量 2.531 g の MAV を作製した。また、羽ばたき周波数 30 Hz で駆動させることに成功した。
- (3) 結節模倣翅を搭載した MAV では静止状態から 20 mm ほど上昇、100 mm ほど前進することに成功した。高度を維持することはできなかったが、今後は重心位置や羽ばたき時のモーメントなど姿勢制御について検討すればより長距離の飛翔が可能になると考えられる。

なお、本成果は学術論文^{(66)~(68)}と国内・国際会議^{(69)~(81)}を通して公表されている。

6.2 謝 辞

まず、本研究の遂行にあたりまして、数多くのご指導を頂きました橋本巨教授に御礼申し上げます。研究に関する指導は勿論のこと、研究者としてあるべき姿や心構え等将来につながる様々な指導を頂くことができ深く感謝しております。

落合成行教授には研究や発表に対して細かなアドバイスを頂きましたこと感謝いたします。また、研究以外の面でも様々な相談を受けて頂き、研究面のみならず精神面でも支えて頂いたこと心より御礼申し上げます。

また、砂見雄太講師には先生としての研究室での様々な指導は勿論のこと、研究室の先輩としてもご指導や議論、教示を頂いたことを御礼申し上げます。

その他、本研究を行うにあたり様々な方にご尽力を賜りましたことを心より感謝しております。研究室の先輩である秋山寛郎氏および迫泰介氏、川村祐太郎氏には様々なご助言をいただきました。同期である富士晃太郎氏、小林諒郎氏、山田一隆氏、藤原靖氏、杉石光氏には研究の議論に付き合ってくださいました。後輩である酒井風馬氏、水戸部充希氏、原田啓氏、田辺尚之氏をはじめ、その他研究室のメンバーには様々な話に付き合ってくださいました。また、本研究はこれまでの数多くの先輩方の研究の上に成り立っております。皆様のご助力なくして研究は進められませんでした。重ねて御礼申し上げます。

最後に、本研究は多くのトンボの犠牲の上に成り立っております。こうしたトンボの犠牲を厳粛に受け止め、研究の犠牲となったトンボの皆様に感謝の意を捧げます。

6.3 主要記号

a	: 固定軸から翅取り付け部のピンまでの距離 [mm]
A	: 翅の根元を原点とした翅の先端前縁部の座標 [mm]
B	: 翅の根元を原点とした翅の先端後縁部の座標 [mm]
C	: 羽ばたき周期
C_L	: 揚力係数
C_D	: 抗力係数
d	: 駆動軸と固定軸の距離 [mm]
E	: 電圧 [V]
f	: 羽ばたき周波数 [Hz]
F_L	: 揚力 [N]
F_D	: 抗力 [N]
F_P	: 単位消費電力当たりの生成空気力 [mN/W]
H	: 応答倍率 [Hz]
I	: 電流 [A]
l	: コンロッド長さ [mm]
L	: 翅の取り付け部とフェザリングスライダの穴までの距離 [mm]
L_A	: 翅の根元から翅の先端前縁部までの距離 [mm]
L_B	: 翅の根元から翅の先端後縁部までの距離 [mm]
L_N	: 翅の根本側から結節までの距離 [mm]
L_W	: 片翅の翼長 [mm]
L/D	: 揚抗比
m	: 重量 [g]
M_θ	: フェザリング運動の軸まわりに生じるモーメント [Nm]
M_ψ	: フラッピング運動の軸まわりに生じるモーメント [Nm]
O	: 翅の根元の座標 (原点)
O_w	: 翅モデルの前縁部端部の座標 (原点)
P	: 消費電力, 必要動力 [W]
r	: クランク長さ [mm]
S	: 右翅と左翅を含めた翼幅 [mm]
S_w	: 翼面積 [m ²]
dT	: 解析の時間ステップ [s]
U	: 流入流速 [m/s]
U_f	: 羽ばたきによる相対流速 [m/s]
U_w	: 翅への流入流速 [m/s]

α	: 迎え角 [°]
α_v	: 進行方向に対する迎え角 [°]
α_w	: 翅に対する流入迎え角 [°]
γ	: 羽ばたき平面角度 [°]
γ_c	: 羽ばたき平面補正角度 [°]
δ	: 前翅と後翅の間隔 [mm]
η_L	: 揚力の生成効率 [N/W]
θ	: フェザリング角度 [°]
θ_c	: クランクの回転角度 [°]
θ_d	: 翅の変形角度 [°]
$d\theta$	: 時間ステップ dT におけるフェザリング角度の変化 [°]
$\Delta\theta_c$	: フラッピング側のクランクとフェザリング側のクランクの位相差 [°]
A	: 翅の前進角または後退角
ρ	: 密度 [kg/m ³]
φ	: リードラグ角度 [°]
φ'	: ヨーイング補正前リードラグ角度 [°]
φ_c	: ヨーイング補正角度 [°]
ψ	: フラッピング角度 [°]
ψ'	: ローリング補正前フラッピング角度 [°]
ψ_c	: ローリング補正角度 [°]
$d\psi$	: 時間ステップ dT におけるフラッピング角度の変化 [°]
$\Delta\psi$	: 前翅と後翅の位相差 [°]
ω	: 固有振動数 [Hz]

添え字

a, b	: 羽ばたき機構におけるフラッピング側, フェザリング側の区別
ave	: 平均値
f, h	: 前翅, 後翅の区別
R, L	: 右翅, 左翅の区別
x, y, z	: 座標

6.4 文 献

- (1) Vincent, J. F., Bogatyreva, O. A., Bogatyrev, N. R., Bowyer, A., and Pahl, A. K., Biomimetics: its practice and theory, *Journal of the Royal Society Interface*, Vol. 3, Issue 9 (2006), pp. 471-482.
- (2) Schmitt, O. H., A thermionic trigger. *Journal of Scientific Instruments*, Vol. 15, No. 1 (1938), pp. 24-26.
- (3) Kauffman, G. B., Wallace Hume Carothers and nylon, the first completely synthetic fiber, *Journal of Chemical Education*, Vol. 65, No. 9 (1988), pp. 803-808.
- (4) De Mestral, G., Velvet type fabric and method of producing same, U.S. Patent No. 2,717,437. (1955).
- (5) Shimomura, M., The new trends in next generation biomimetics material technology: learning from biodiversity, *Science & Technology Trends Quarterly Review*, No. 37 (2010), pp.53-75.
- (6) Patankar, N. A., Mimicking the lotus effect: influence of double roughness structures and slender pillars, *Langmuir*, Vol. 20, No. 19 (2004), pp. 8209-8213.
- (7) Simmons, J. A., and Stein, R. A., Acoustic imaging in bat sonar: echolocation signals and the evolution of echolocation, *Journal of Comparative Physiology*, Vol. 135, Issue 1 (1980), pp. 61-84.
- (8) 藤田晋, 渡辺省吾, 岩崎英城, 安藤敏之, 魚群ルールを適用した柔軟に環境適応する群走行制御, *自動車技術会論文集*, Vol. 42, No. 1 (2011), pp. 101-106.
- (9) Lepora, N. F., Verschure, P., and Prescott, T. J., The state of the art in biomimetics, *Bioinspiration & biomimetics*, Vol. 8, No. 1 (2013), pp. 1-13.
- (10) Misof, B., et al., Phylogenomics resolves the timing and pattern of insect evolution, *Science*, Vol. 346, Issue 6210 (2014), pp. 763-767.
- (11) Clapham, P. B. and Hutley, M. C., Reduction of lens reflexion by the “Moth Eye” principle, *Nature*, Vol. 244 (1973), pp.281-282.
- (12) Wilson, S. J. and Hutley, M. C., The optical properties of 'moth eye' antireflection surfaces, *Journal of Modern Optics*, Vol. 29, Issue 7 (1982), pp. 993-1009.
- (13) Yamada, N., Ijro, T., Okamoto, E., Hayashi, K., and Masuda, H, Characterization of antireflection moth-eye film on crystalline silicon photovoltaic module, *Optics express*, Vol. 19, Issue S2 (2011), pp. A118-A125.
- (14) 青柳誠司, マイクロニードルの開発における可視化 : 蚊を模倣した痛みの少ない注射針の開発, *可視化情報学会誌*, Vol. 33, No. 131 (2013), pp. 25-28
- (15) 齋藤彰, モルフォ蝶に学ぶ構造色材料, *日本画像学会誌*, Vol. 53, No. 3 (2014), pp. 216-223.
- (16) Brodsky, A. K., (小山重郎, 小山晴子訳), 昆虫飛翔のメカニズムと進化, 築地書館株

- 式会社, (1997).
- (17) Mueller, T. J. and DeLaurier, J. D., An overview of micro air vehicle aerodynamics, In Mueller, T. J. (ed.), *Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195 (2001), pp. 1-10.
 - (18) Grasmeyer, J. M., and Keennon, M. T., Development of the black widow micro air vehicle, In Mueller, T. J. (ed.), *Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195 (2001), pp. 519-535.
 - (19) Kroo, I., and Kunz, P., Mesoscale flight and miniature rotorcraft development, In Mueller, T. J. (ed.), *Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195 (2001), pp.503-517.
 - (20) Lissaman, P. B. S., Low-Reynolds-number airfoils, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 15, No. 1 (1983), pp. 223-239.
 - (21) Nachtigall, W., Hydromechanics and biology, Biophysics of structure and mechanism, Vol. 8, Issue 1 (1981), pp. 1-22.
 - (22) 河内啓二, 昆虫の飛行メカニズム：流体力学的視点から, 生産物理, Vol. 39, No. 5 (1999), pp. 279-284.
 - (23) 橋本巨, 石本早霧, 昆虫の飛翔筋をモデルとしたバイオニック・デザイン (第1報, 翅の振動メカニズム), 日本機械学会論文集 (C 編), Vol. 63, No. 607 (1997), pp. 89-97.
 - (24) 橋本巨, 高機能・小型アクチュエータの開発を目的とした飛翔昆虫のバイオミメティックス研究, 東海大学紀要工学部, Vol. 41, No. 2 (2001), pp. 25-34.
 - (25) Schmidt-Nielsen, K., Scaling: why is animal size so important?, Cambridge University Press, (1984).
 - (26) Snodgrass, R. E., Principles of insect morphology, McGRAW-HILL BOOK COMPANY, Inc., (1935)
 - (27) Pringle, J. W. S., Insect flight, Cambridge University Press, (1957).
 - (28) Sotavalta, O., The flight tone (wing-stroke frequency) of insects, Acta entomologica Fennica, Vol. 4, (1947), pp. 1-117.
 - (29) 井上清, 谷幸三, トンボのすべて, トンボ出版, (1999).
 - (30) 二橋亮, オナガアカネの飛来についての観察記録, Aeschna, Vol. 32 (1996), pp. 21-22.
 - (31) Azuma, A., Azuma, S., Watanabe, I., and Furuta, T., Flight mechanics of a dragonfly, Journal of experimental biology, Vol. 116 (1985), pp. 79-107.
 - (32) Azuma, A. and Watanabe, T., Flight performance of a dragonfly, Journal of experimental biology, Vol.137 (1988), pp. 221-252.
 - (33) 高橋英俊, 田中博人, 松本潔, 下山勲：トンボ型羽ばたき飛行における羽ばたき位相差と飛行速度, 日本機械学会論文集 (B 編), Vol. 76, No. 768 (2010), pp. 1199-1205.

- (34) 小杉佳, 橋本巨, トンボの飛行力学に基づくミニロボットの開発, 日本機械学会 2003 年度年次大会講演論文集, No. 5 (2003), pp. 89-90.
- (35) 吉田聖都, 橋本巨, トンボを対象としたシミュレーションロボットの開発 (第 1 報), 日本機械学会 2005 年度年次大会講演論文集, No. 2 (2005), pp. 123-124.
- (36) 吉田聖都, 山城祐治, 橋本巨, トンボを対象としたシミュレーションロボットの開発 (第 2 報), 日本機械学会 2005 年度年次大会講演論文集, No. 2 (2005), pp. 125-126.
- (37) 石川潤, 橋本巨, トンボを対象としたシミュレーションロボットの開発 (第 3 報), 日本機械学会 2005 年度年次大会講演論文集, No. 2 (2005), pp. 127-128.
- (38) 石川潤, 橋本巨, トンボの羽ばたきを模倣した MAV の開発, 日本機械学会 2006 年度年次大会講演論文集, No. 5 (2006), pp. 351-352.
- (39) Jongerius, S. R. and Lentink, D., Structural analysis of a dragonfly wing, *Experimental Mechanics*, Vol.50, Issue 9 (2010), pp.1323-1334.
- (40) 藤井賢一, 大熊政明, トンボの羽構造に関する構造動力学研究, *Dynamics and Design Conference* (2004), pp.427-1-427-6.
- (41) Chen, J. S., Chen, J. Y. and Chou, Y. F., On the natural frequencies and mode shapes of dragonfly wings, *Journal of Sound and Vibration*, Vol.313 (2008), pp.643-654.
- (42) Sunada, S., Zeng, L. and Kawachi, K., The relationship between dragonfly wing structure and torsional deformation, *Journal of Theoretical Biology*, Vol.193, Issue 1 (1998), pp.39-45.
- (43) 石原大輔, 吉田翔太郎, 志村高規, 堀江知義, 二保知也: 流体構造連成によって生じるハエ目の受動的ピッチング運動の動力学的相似実験による評価, 日本機械学会論文集 (B 編), Vol. 78, No. 786 (2012), pp. 300-310.
- (44) Obata, A. and Shinohara, S., Flow Visualization Study of the Aerodynamics of Modeled Dragonfly Wings, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 12 (2009), pp. 3043-3046.
- (45) Obata, A., Shinohara, S., Akimoto, K., Suzuki, K., and Seki, M., Aerodynamic Bio-Mimetics of Gliding Dragonflies for Ultra-Light Flying Robot, *Robotics*, Vol. 3, Issue 2, (2014), pp. 163-180.
- (46) Ellington, C. P., Van Den Berg, C., Willmott, A. P., and Thomas, A. L. R., Leading-edge vortices in insect flight, *Nature*, Vol. 384 (1996), pp. 626-630.
- (47) Dickinson, M. H., Lehmann, F. O., and Sane, S. P., Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, *Science*, Vol. 284 (1999), pp. 1954-1960.
- (48) 中村瑞木, 治田真一, 飯田明由, 昆虫の運動を模擬した羽ばたき翼まわりの流れの可視化, 可視化情報学会誌, Vol. 24, No. Supplement2 (2004), pp. 55-58.
- (49) 田端紀章, 伊賀厚介, 橋本巨, 羽ばたき時の翅周りの可視化: トンボ型羽ばたきシミュレータの開発, 日本機械学会 2008 年度年次大会講演論文集, No. 6 (2008), pp. 73-74.
- (50) 小関慎也, 伊賀厚介, 田端紀昭, 橋本巨, トンボと同等の翅間隔を持つシミュレータ

- を用いた可視化実験, 日本機械学会 2009 年度年次大会講演論文集, No. 6 (2009), pp. 167-168.
- (51) 永井智, 小関慎也, 橋本巨, トンボの翅まわりにおける渦生成メカニズムの実験的検討, 日本機械学会 2010 年度年次大会講演論文集, No. 6 (2010), pp. 47-48.
- (52) Nakata, T. and Liu, H., A fluid-structure interaction model of insect flight with flexible wings, *Journal of Computational Physics*, Vol. 231, Issue 4 (2012), pp. 1822-1847.
- (53) Koehler, C., Wischgoll, T., Dong, H., and Gaston, Z., Vortex visualization in ultra low Reynolds number insect flight, *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, Vol. 17, Issue 12 (2011), pp. 2071-2079.
- (54) Pornsin-Sirirak, T. N., Lee, S. W., Nassef, H., Grasmeyer, J., Tai, Y. C., Ho, C. M., and Keennon, M, MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter, *Micro Electro Mechanical Systems*, 2000. MEMS 2000. The Thirteenth Annual International Conference on. IEEE (2000), pp. 799-804.
- (55) Pornsin-Sirirak, T. N., Tai, Y. C., Nassef, H., and Ho, C. M., Titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application, *Sensors and Actuators A: Physical*, 89, 1 (2001), 95-103.
- (56) 藤川太郎, 佐藤芳憲, 眞方勇介, 山下達彦, 菊池耕生, 弾性体リンクを用いた往復揺動機構による蝶型はばたきロボットの開発, 日本機械学会論文集 (C 編), Vol. 76, No. 761 (2010), pp. 151-157.
- (57) 藤川太郎, 佐藤芳憲, 眞方勇介, 山下達彦, 菊池耕生, 弾性体リンクによるリード・ラグ機構を有する蝶型はばたきロボットの開発, 日本機械学会論文集 (C 編), Vol. 76, No. 770 (2010), pp. 2663-2670.
- (58) Fujikawa, T., Shindo, M., and Kikuchi, K., Motion Analysis of Pitch Rotation Mechanism for Posture Control of Butterfly-style Flapping Robot, *American Transactions on Engineering and Applied Sciences*, Vol. 3, No. 4 (2014), pp. 251-263.
- (59) De Clercq, K.M.E., de Kat, R., Remes, B., van Oudheusden, B.W., and Bijl, H., Aerodynamic Experiments on DelFly II: Unsteady Lift Enhancement, *The International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 1, No. 4 (2009), pp. 255-262.
- (60) de Croon, G.C.H.E., de Clercq, K.M.E., Ruijsink, R., Remes, B., and de Wagter, C., Design, aerodynamics, and vision-based control of the DelFly, *The International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 1, No. 2, pp. 71-97.
- (61) de Croon, G.C.H.E., M.A. Groen, De Wagter, C., Remes, B.D.W., Ruijsink, R., and van Oudheusden, B.W., Design, Aerodynamics, and Autonomy of the DelFly, *Bioinspiration and Biomimetics*, Vol. 7, No. 2 (2012), pp. 1-36.
- (62) de Croon, G.C.H.E., Percin, M., Remes, B.D.W., Ruijsink, R., and De Wagter, C., *The DelFly: Design, Aerodynamics, and Artificial Intelligence of a Flapping Wing Robot*, Springer, (2015).

- (63) Wood, R. J., Finio, B., Karpelson, M., Ma, K., Pérez-Arancibia, N. O., Sreetharan, P. S., Tanaka, H., and Whitney, J. P., Progress on ‘pico’air vehicles, *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 31, No. 11 (2012), pp. 1292-1302.
- (64) Wood, R., Nagpal, R., and Wei, G. Y., Flight of the Robobees, *Scientific American*, Vol. 308, No. 3 (2013), pp. 60-65.
- (65) Thomas, A. L., Taylor, G. K., Srygley, R. B., Nudds, R. L., and Bompfrey, R. J., Dragonfly flight: free-flight and tethered flow visualizations reveal a diverse array of unsteady lift-generating mechanisms, controlled primarily via angle of attack, *Journal of experimental biology*, Vol. 207, No. 24 (2004), 4299-4323.
- (66) Hisayoshi Naka, Hiromu Hashimoto, Effects of deformation and vibration characteristics of wings on flapping flight, *Mechanical Engineering Journal*, Vol. 2, No. 1 (2015), pp. 1-11, DOI: 10.1299/mej.14-00262.
- (67) 中尚義, 橋本巨, トンボの翅の受動的な変形が空力特性に与える影響, *日本機械学会論文集*, Vol. 82, No. 833 (2016), pp. 1-14, DOI: 10.1299/transjsme.15-00209.
- (68) 中尚義, 橋本巨, トンボの飛翔におけるフラッピング運動およびフェザリング運動の影響, *設計工学(早期公開)*, 論文 ID: 2016.2677, pp. 1-14, DOI: 10.14953/jjsde.2016.2677.
- (69) 中尚義, 富士晃太郎, トンボの翅の変形・振動特性の解明及び同様の機能を有する人工翅の作製, *第2回サイエンス・インカレ研究発表会要約集* (2013), p. 27.
- (70) 中尚義, 橋本巨, トンボの翅の振動特性が飛翅に及ぼす影響, *関東学生会第53回学生員卒業研究発表講演会講演前刷集* (2013), pp. 1-2.
- (71) Hisayoshi Naka, Hiromu Hashimoto, Aerodynamic Force Measurement of Dragonfly Flapping Flight, *Proceedings of 2013 International Conference on Engineering, Applied Sciences, and Technology* (2013), pp. 160-163.
- (72) 中尚義, 橋本巨, トンボの翅と同様の変形・振動特性を有する人工翅の作製, *日本機械学会 2013 年度年次大会講演論文集* (2013), pp. 1-4.
- (73) Hisayoshi Naka, Hiromu Hashimoto, Fabrication of Artificial Wing with Deformation and Vibration Characteristics Similar to Dragonfly Wing, *Proceedings of MJIT-JUC Joint International Symposium 2013* (2013), pp. 1-4.
- (74) 中尚義, 砂見雄太, 落合成行, 橋本巨, トンボ型 MAV に用いる人工翅の検討, *東海大学マイクロ・ナノ啓発会【T μ ne】第2回学術講演会* (2014), (ポスター).
- (75) 中尚義, 橋本巨, トンボ型 MAV に適した人工翅の作製, *IIP2014 情報・知能・精密機器部門講演会* (2014), pp. 1-3.
- (76) Hisayoshi Naka, Yuta Sunami, Hiromu Hashimoto, Development of the Artificial Wing Suitable for Flapping Micro Air Vehicle Based on Dragonfly Wing, *Proceedings of The 3rd International Conference on Design Engineering and Science* (2014), pp. 78-83.
- (77) Hisayoshi Naka, Hiromu Hashimoto, Aerodynamic characteristics of flexible wing for micro

- air vehicle in gliding and flapping flight, 2015 JSME-IIP/ASME-ISPS Joint International Conference on Micromechatronics for Information and precision Equipment (2015), pp. 1-3.
- (78) 中尚義, 橋本巨, 落合成行, 砂見雄太, トンボの翅の変形が空力特性に与える影響, 東海大学マイクロ・ナノ啓発会【T μ ne】第5回学術講演会 (2015), (ポスター).
- (79) Hisayoshi Naka, Hiromu Hashimoto, The effect of passive deformation of wing on aerodynamic force, Proceedings of International Tribology Conference, Tokyo 2015 (2015), pp. 372-373.
- (80) 中尚義, 橋本巨, トンボの羽ばたき飛翔における翅の変形とフェザリング運動の関係, IIP2016 情報・知能・精密機器部門講演会 (2016), pp. 1-4.
- (81) 中尚義, 砂見雄太, 落合成行, 橋本巨, トンボの翅の変形特性が飛翔に与える影響, 日本機械学会 2016 年度年次大会講演論文集 (2016), pp. 1-5.