

平成 14 年度卒業論文

鳥の羽ばたき模擬ロボットの研究

指導教員 河村 良行 教授

指導院生 楠橋 伸樹

福岡工業大学工学部

知能機械科工学科

99E1004 飯尾 公一

目次

第1章	緒言	1
第2章	実験装置	2
2.1	鳥の羽ばたき運動要素	
2.2	装置の構成	
2.3	模擬ロボットの構造	
2.3.1	本体部	
2.3.2	サーボモータ	
2.3.3	翼型	
2.4	模擬ロボットの羽ばたき運動パターン	
2.5	測定方法	
2.5.1	3分力ロードセル	
2.5.2	較正試験	
2.5.3	較正試験結果	
第3章	基本性能実験	14
3.1	位相特性	
3.1.1	目的	
3.1.2	実験方法	
3.1.3	実験結果及び考察	
3.2	周波数特性	
3.2.1	目的	
3.2.2	実験方法	
3.2.3	実験結果及び考察	
3.3	片翼動作実験	
3.3.1	目的及び方法	
3.3.2	実験結果及び考察	
第4章	平板翼を用いた近似計算	21
4.1	揚力発生の原理	
4.2	模擬ロボットの揚力近似計算	
4.3	実験結果と比較	

謝辞

参考文献

付録1. プログラム

付録2. 羽ばたき模擬ロボット設計図

第1章 緒言

鳥類は何億年も昔より進化を繰り返し、大自然の中で自然に逆らわず、時に自然を利用しながら、それぞれの目的にあった、最適で効率の良い飛行を生み出してきた。

現在にいたるまで、研究・開発されてきた航空機は多数・多様な形状・性能を有するが、現在の航空機を大きく分類してみると、翼に働く動的揚力を利用して飛行するものは固定翼機と回転翼機に分類される。また各航空機には特徴・優位性が存在する。

鳥の飛行能力は効率、旋回能力に優れており、複雑な運動パターンにより様々な環境での飛行が可能であると考えられる。現在広く羽ばたき機構の研究が行われており、その中でも鳥の羽ばたき機構を利用し、羽ばたきによる人力飛行機や人間が行く事のできない様な場所での観測・観察用ロボットなど様々な研究が行われている。その様な中で我々は、鳥の羽ばたき模擬ロボットの研究を行う事により、現在の航空機よりも性能・効率に優れた、今までにない新しい飛行要素を持った航空機機関の開発への可能性が見出せるのではないかと考えている。そのような航空機の開発と同時に鳥の飛行・羽ばたき機構の特性を研究する事を目的とする。

第2章 実験装置

2.1 鳥の羽ばたき運動要素

鳥の飛行要素は基本的に図2.1に示すように ①. 上昇飛行 ②. 巡航飛行 ③. 滑空飛行 ④. 空中停止 (ホバリング) が考えられ、ハチドリなどは④のホバリングを行うことが可能である。また羽ばたき運動要素は図2.2 (a), (b), (c) に示すように (a) フラッピング、(b) フェザリング、(c). リード・ラグの3つの運動要素に分られる。鳥はこれら3種類の運動を組み合わせる事により、複雑な運動パターンを生み出していると考えられる。またこれらの組み合わせを利用した、②. 水平飛行 ③. 滑空飛行などの羽ばたき飛行機は現在目にする事ができるが、我々は特に④のホバリングに着目し、羽ばたきによる上昇飛行・空中停止の研究を行う。これらが可能な羽ばたき翼による飛行機関の開発が行えれば無着陸飛行、垂直離着陸が可能になり様々な環境・条件下での飛行が可能になると考えている。

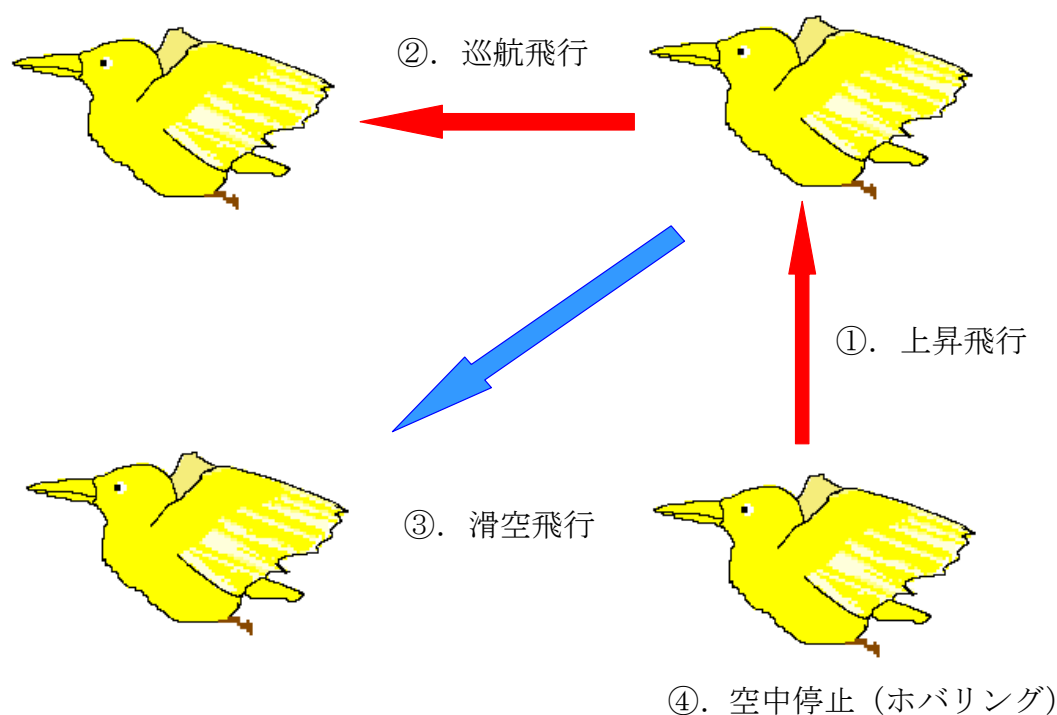
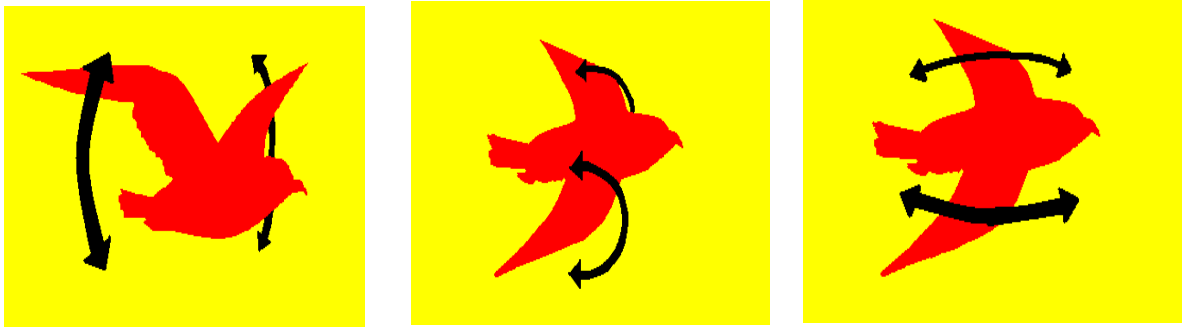


図 2.1 鳥の飛行パターン要素



(a). フラッピング

(b). フェザリング

(c). リード・ラグ

図 2.2 羽ばたき運動要素

2.2 装置の構成

羽ばたき模擬ロボットの設計図（ロードセル取り付け時）を図 2.3 に示す。また羽ばたき模擬実験装置の構成を図 2.4 に示す。装置は主にパソコン、送信機、模擬ロボット（受信機、サーボモータ、翼）3分力ロードセルから構成されている。

パソコンに作成されたプログラムによって、D/A 変換器を通して送信機から無線で命令が送信される。受信機で受けた信号に沿ってサーボモータが動作し、羽ばたき運動を行う。ロボットは固定されており、羽ばたき運動によって発生した空気力は3分力ロードセルにより測定される。各軸の要素と空気力の関係は X 軸が横力、Y 軸が推力、Z 軸が揚力とする。3分力ロードセルから A/D 変換器をかいて、パソコンでデータが保存される。

また今回製作したロボットの主な仕様を表 2.1 に示す。

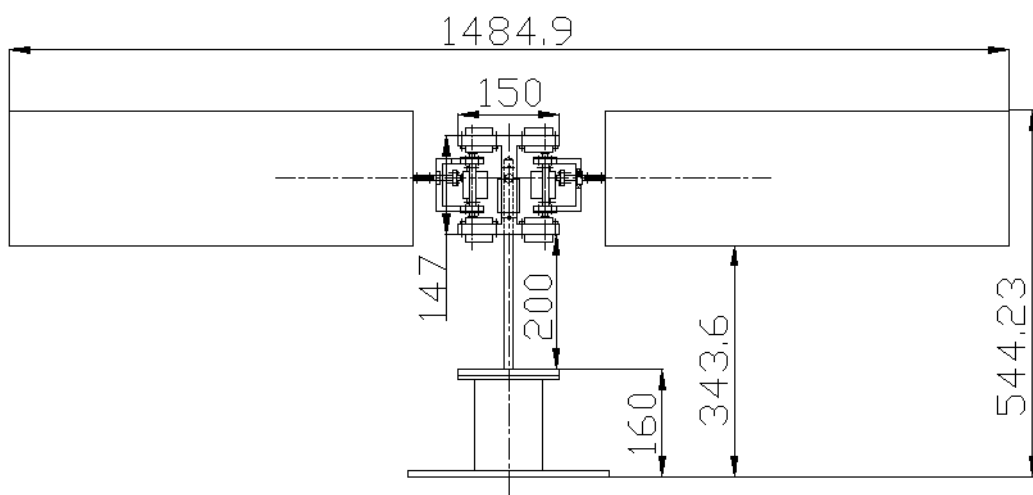


図 2.3 模擬ロボット設計図

(ロードセル取り付け時の代表寸法)

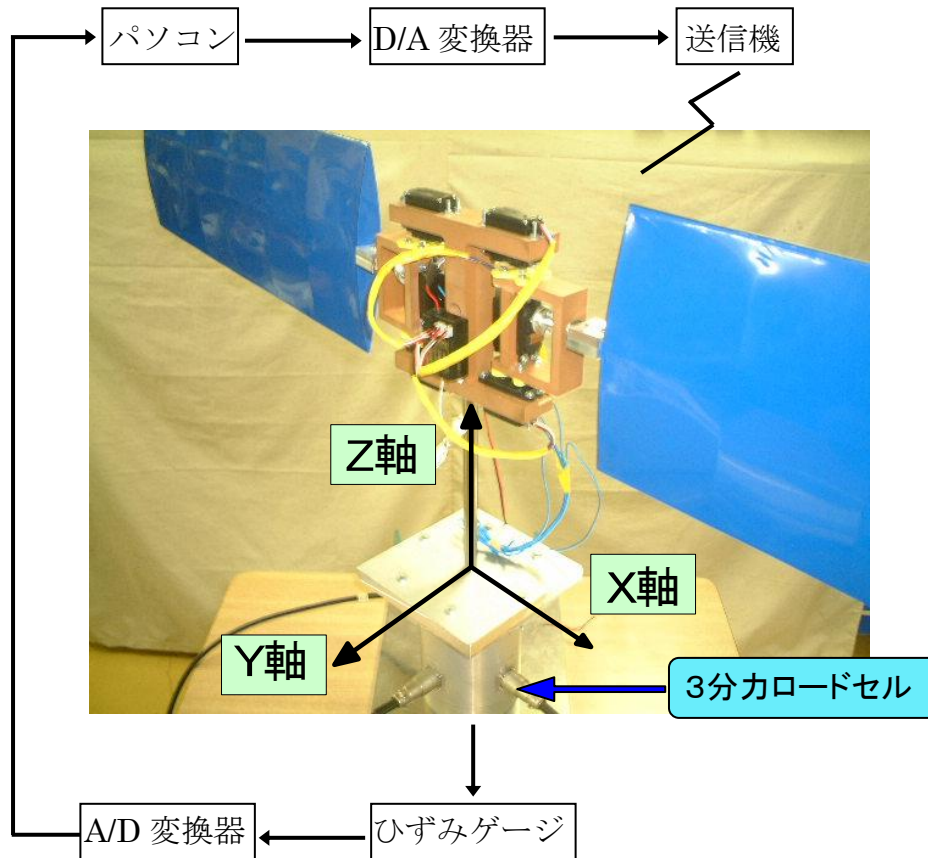


図 2.4 羽ばたき模擬実験装置の構成

表 2.1 ロボットの仕様

全幅	1486[mm]
全長	200[mm]
翼面積	(W)600 × (L)200[mm ²] × 2
重量	1005[g]

2.3 模擬ロボットの構造

2.3.1 本体部

ロボットの本体部は図 2.5 の様に、主にサーボモータ、受信機、それらを固定する枠組み、翼とサーボモータの取り付け用の軸から構成されている。

今回、鳥の羽ばたき運動要素の内、フラッピング運動とフェザリング運動要素の組み合わせが可能なロボットを製作する。その理由は今回の実験が 3 要素を組み合わせで測定する前段階とした事、サーボモータの軸にかかる負担が大きくなり過ぎる危険性を考慮した事が挙げられる。よって 2 自由度が計 6 個のサーボモータにより可能な模擬ロボットを製作する。上下のサーボモータによりフラッピング運動、中間に挟まれる様に存在するサーボモータによりフェザリング運動が可能となる。またフラッピング運動用にサーボモータを 2 つ使っているのはフラッピング運動に最も負荷がかかると考えた為である。サーボモータの仕様等は次に説明する。

枠組み部はサイコウッドを加工して製作する。材料としてサイコウッドを用いた理由は、材料の持つ強度・加工性・比重を考慮した結果、最適な材料と考えた為である。

フェザリング用のサーボモータと翼は固定されている。固定用の軸にはジュラルミンを用いている。その理由はアルミニウムを使うよりも強度が優れており、比重が軽い為である。

2.3.2 サーボモータ

ロボットの駆動部として、ラジコンに使用されている R/C サーボモータを使用する。サーボモータを使用する理由は、鳥の羽ばたき運動は回転往復運動であり、また固定のリンク機構を用いて定められた運動を行うよりも、サーボモータでは任意の角度・速度に調整でき、多くのパラメータで実験できると考えた為である。今回使用したサーボモータは近藤科学(株)の PDS-2123FET で、写真を図 2.6 に、仕様を表 2.2 に示す。

サーボモータは内部のポテンションメータの電圧を測定する事で実際の応答角度が測定できる。ポテンションメータの電圧を V_p としサーボモータの応答角度を θ_s とすると

$$\theta_s = \alpha V_p + \beta \quad (2.1)$$

となり、測定結果を図 2.7 に示す。これにより、ポテンションメータの電圧を測定すればフラッピング・フェザリングの実際の振幅角を測定する事が可能である。また目標振幅角となる D/A からの出力電圧 V_{out} とサーボモータの角度 θ_s は

$$\theta_s = \alpha V_{out} + \beta \quad (2.2)$$

であり、図 2.8 に示す。V_{out} は送信機の関係から 0v～5v となる。またこのサーボモータの全振幅角は約 126[deg]である。これらの結果を今後の実験に用いる。

2.3.3 翼型

今回使用した翼型は、矩形翼で剛体の対称翼を製作しており各寸法は図 2.10 と表 2.3 に示す。また一般的に使われている翼の各部の名称を図 2.9⁴⁾に示す。航空機の性能は、翼型の特長によって大きく左右されるので、構造・強度も考慮した上で機体の設計目的に最も適した翼型が選ばれる。翼型によって揚力係数や抗力係数が変わってくる。今回羽ばたき翼としてこの翼型にする理由は羽ばたき運動による揚力発生は翼型や翼のしなりが関係すると考えている為である。つまり様々な翼型による揚力を測定する必要があるのだが、今回はまず始めの基本実験として、最も基本的な翼型と考えられる、剛体による矩形翼の対称翼を用いる。

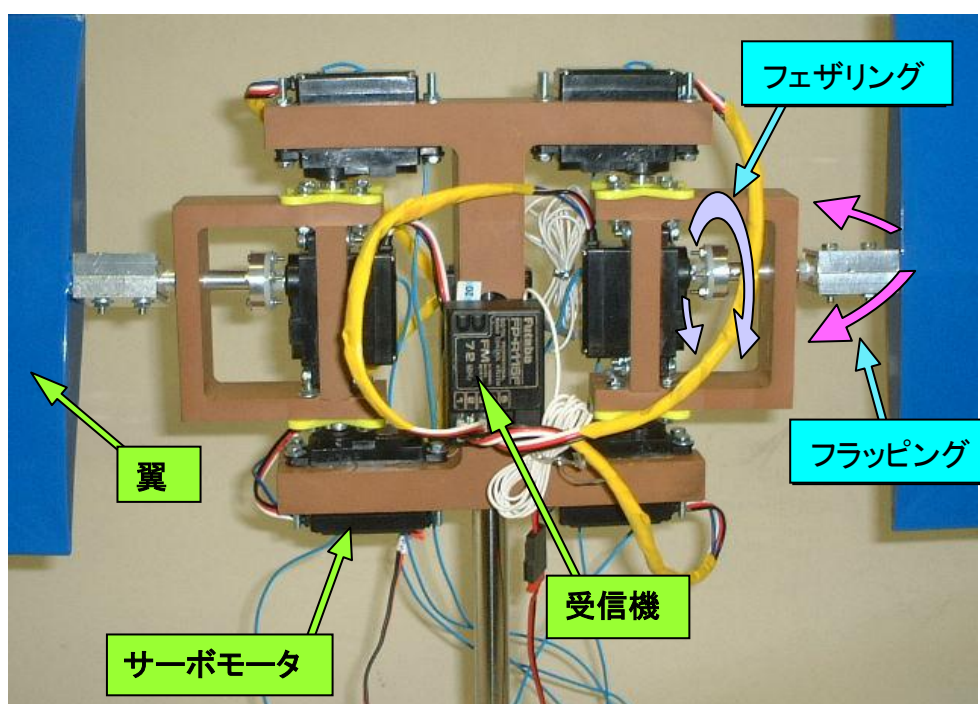


図 2.5 ロボットの駆動部



図 2.6 サーボモータ (PDS—2123FET)

表 2.2 サーボモータの仕様

トルク	9.5kg-cm(7.2v)
スピード	0.06s/60°(7.2v)
使用電圧	7.2v
寸法	41×38×20mm
質量	55g

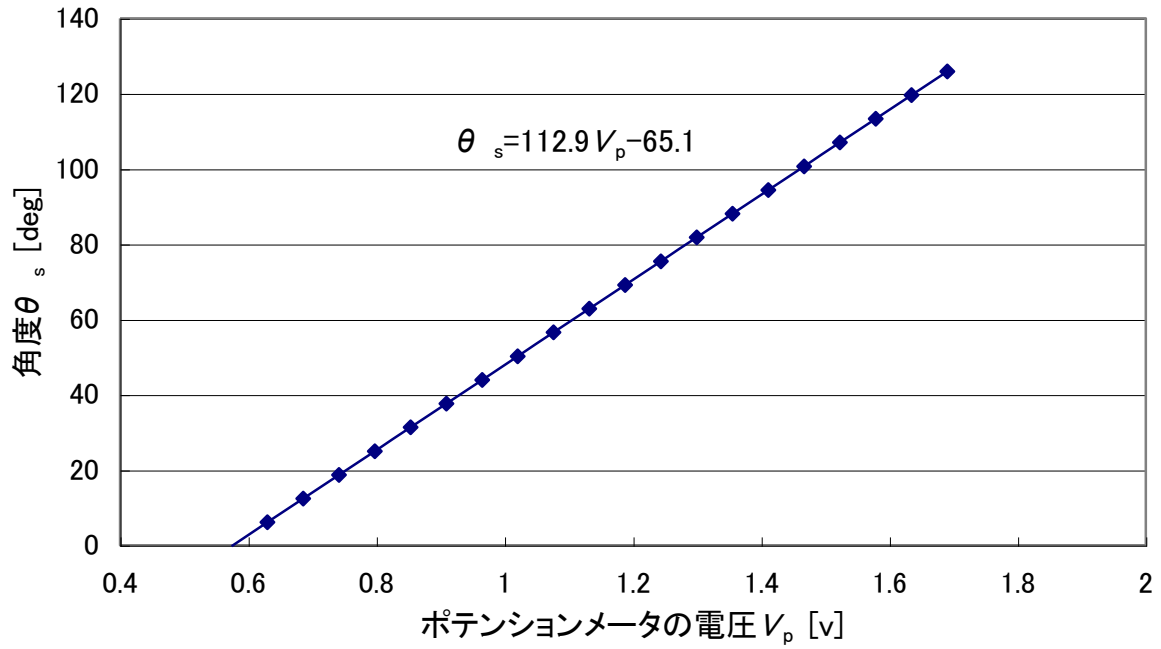


図 2.7 ポテンションメータの電圧に対するサーボモータの角度

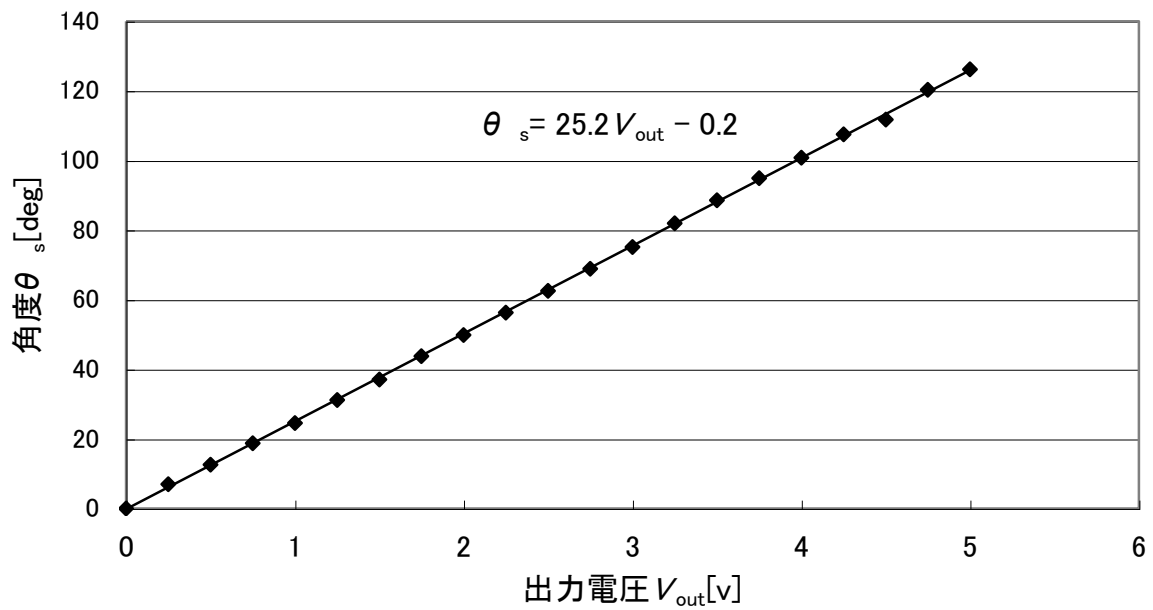


図 2.8 D/A からの出力電圧に対するサーボモータの角度

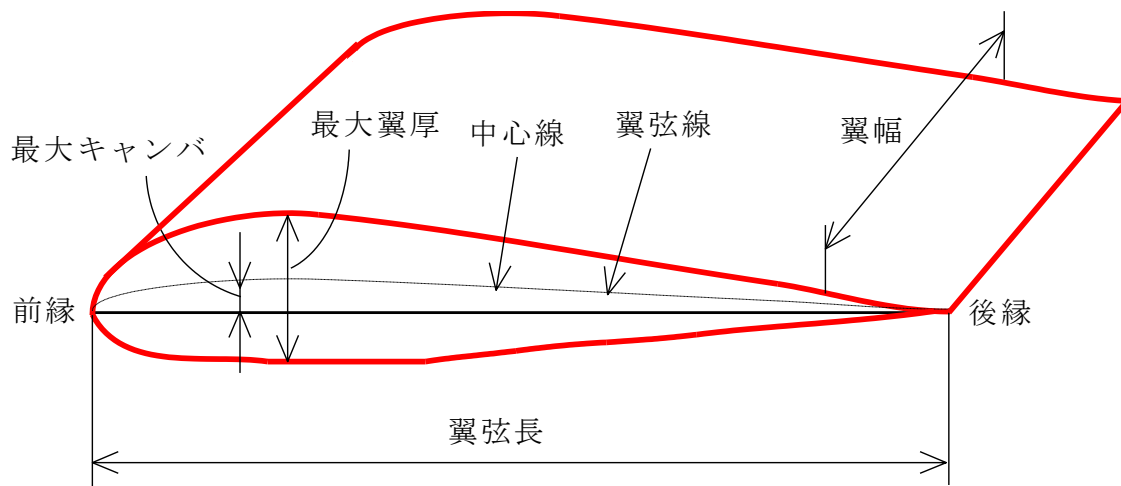


図 2.9 翼の各部の名称 4)

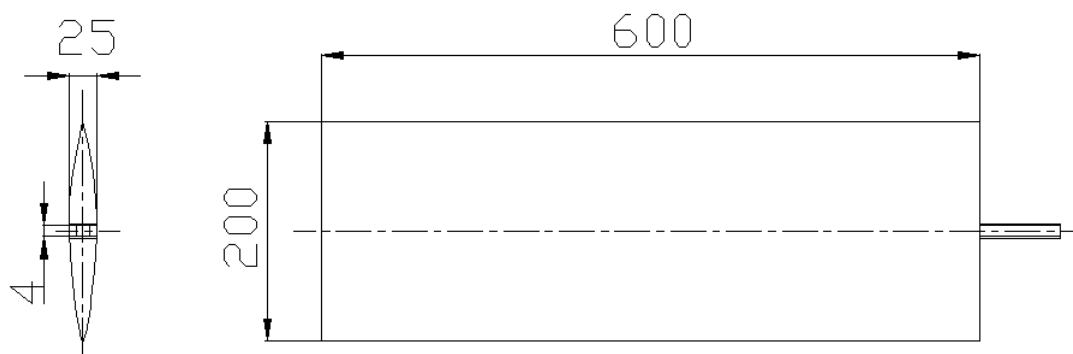


図 2.10 翼設計図 (代表寸法のみ)

表 2.3 翼の仕様

翼平面形	矩形翼
翼型	対称翼
片翼幅	600[mm]
翼弦長	200[mm]
最大翼厚	25[mm]
翼厚比	16%
キャンバー	0[mm]

2.4 模擬ロボットの羽ばたき運動パターン

任意の位置に調整のできるサーボモータを使用する事で、任意の角度、速度で羽ばたき運動を再現できる様になっている。今回の実験では鳥の羽ばたき運動を正弦運動ととらえ、ロボットもフラッピング・フェザリング運動を正弦運動で行い、2つの運動に位相差をつけて実験を行っている。フラッピング $A_s(t)$ は振幅を $A_{s0}[\text{rad}]$ 、角速度 $\omega[\text{rad/s}]$ 、時間を $t[\text{s}]$ とすると

$$A_s(t) = A_{s0} \sin(\omega t) \quad (2.3)$$

となり、フェザリング $A_t(t)$ は振幅を $A_{t0}[\text{rad}]$ 、フラッピングとの位相差を $\phi[\text{rad}]$ とすると

$$A_t(t) = A_{t0} \sin(\omega t - \phi) \quad (2.4)$$

となる。図 2.11 にモデル図を示す。

フラッピング運動に対するフェザリング運動は翼のひねりの要素になる。その為、2つの運動パターンに位相差をつけると翼のひねりのタイミングが変わってくるのである。位相差を少しずつ変えて揚力発生の様子を測定し、位相差が揚力に及ぼす影響と、最適な位相差を求める。

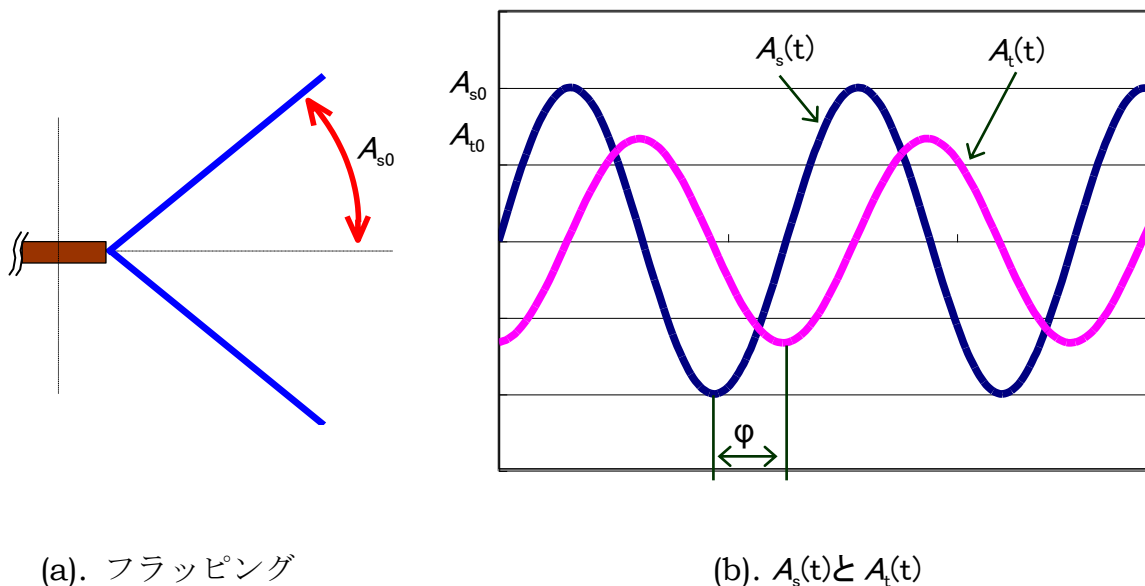


図 2.11 羽ばたき運動パターンのモデル

2.5 測定方法

2.5.1 3分力ロードセル

ロードセルとは弾性体の変形をひずみゲージの電気抵抗の変化に変換するものであり、今回の実験装置は3分力ロードセル上に取り付けたロボットの羽ばたきによって発生した空気力によるロードセルの変形を電气的に取り込み、空気力の測定を行う。使用した3分力ロードセルはX軸・Y軸・Z軸の3軸が測定可能であり、各軸の羽ばたき運動による空気力の成分は、X軸が横力・Y軸が推力・Z軸が揚力とする。また測定範囲は各軸とも5kg(49N)である。ロードセルを取り付けた様子は図2.4に、またロードセルの写真を図2.12に示す。また測定した結果は2.2節の装置の構成で記した通り、ロードセルからA/D変換器を通す事によって電气的信号をパソコンに取り込む。計算は周期的平均値から求める。

2.5.2 較正試験

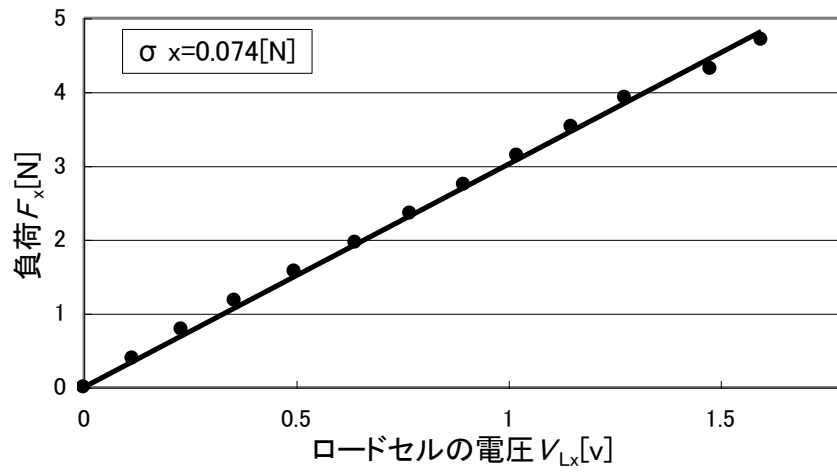
羽ばたき実験を行う際に、羽ばたきによって発生した空気力を測定するには、ロボットにかかる力とロードセルの電圧の関係式を求める必要がある。その方法として、模擬ロボットはロードセルに取り付けて固定した状態で、滑車等を用いてロボットに負荷をかけていく。この時のロードセルの電圧を測定し、ロボットにかかる負荷とロードセルから取り込んだ電圧との関係が求められる。

2.5.3 較正試験結果

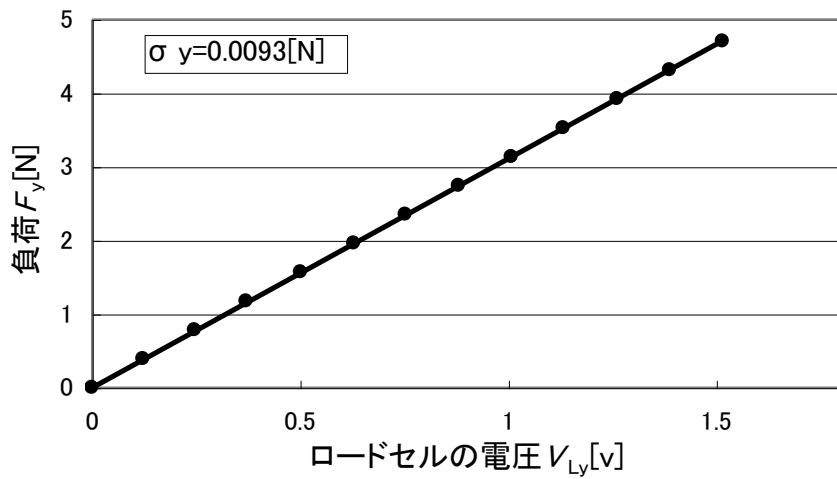
較正試験の結果を各軸に関して図2.13(a),(b),(c)に示す。図はそれぞれX軸がロードセルから取り込んだ電圧[v]、Y軸が模擬ロボットにかけた負荷[N]である。これらの実験結果からロードセルから取り込む電圧とロボットにかかる負荷(発生した空気力)が線形関係である事が分かる。また求められた図より、実際に標準偏差を求めるとX軸は0.074[N]、Y軸は0.0093[N]、Z軸は0.0030[N]である。また他の軸への干渉が起こり、その解析も必要と考えられるが今回の実験では各軸への干渉は最大でも1.4%程度になっており、また今回の実験目的は高精度の制御を行うのではないので、数%の干渉まで考慮する必要がないと考え干渉に関する詳細は省略する。



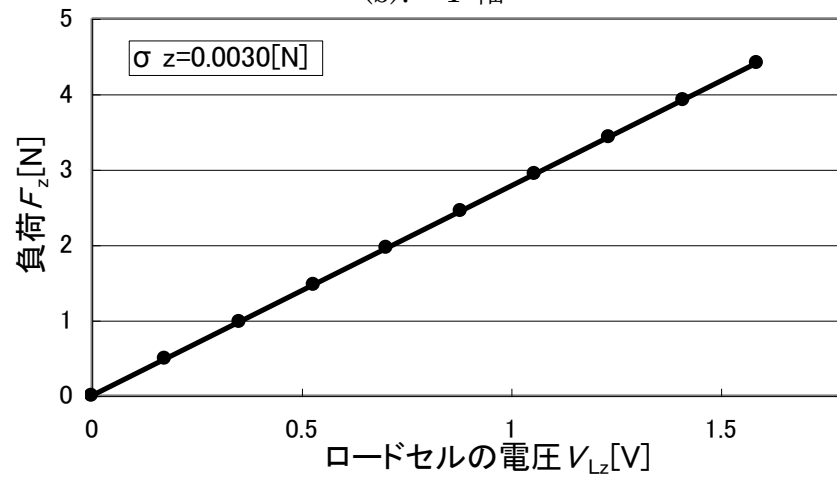
図 2.12 3分力ロードセル



(a). X軸



(b). Y軸



(c). Z軸

図 2.13 ロードセル各軸の較正試験結果

第3章 基本性能実験

3.1 位相特性

3.1.1 目的

位相差は2.3節で述べたように、フラッピングに対してフェザリングの位相をつける事によって翼のひねりのタイミングをずらす事ができる。位相特性の実験を行う事で羽ばたき機構において、翼のひねりが揚力の発生にどのように影響を及ぼしているか、その傾向と特性を知ることができると考える。

3.1.2 実験方法

実験はフラッピング・フェザリング振幅、周波数、位相差を任意の値に変えて測定する。フラッピングとフェザリングの運動パターンは(2.3),(2.4)式の通りである。振幅 A_{s0} 、 A_{t0} は 0.5v~2.5v (0deg~126deg)を5段階、角速度 ω は 3.14rad/s~15.7rad/s (周波数 f で 0.5Hz~2.5Hz) を5段階、位相差 ϕ は 0deg~350deg を 10deg ずつ組み合わせていき空気力の測定を行う。つまり $5 \times 5 \times 5 \times 36 = 4500$ 通りの条件で測定する。空気力の計算は3周期の平均値とする。

3.1.3 実験結果及び考察

実験結果の代表的なものとして、フラッピング振幅 63deg、フェザリング振幅 50deg、周波数 1Hz の時の結果を図 3.1 に示す。なお各条件の中で最も高い揚力を求めたところ、この条件の時が最も大きな揚力を発生していた為、この時の実験結果を示す。この実験結果から位相差 280deg の時最も揚力が発生している。また位相差の変化につれて揚力が変化していき、特に位相差約 10deg~150deg のところではマイナス方向に揚力が発生している事からフラッピング運動に対するフェザリング運動の翼のひねりが揚力発生に重要な要因である事が分かる。また揚力のコントロールが位相差を変化させていく事で行うことが可能であると考えられる。また他の条件の時も同じような傾向で揚力が発生している。

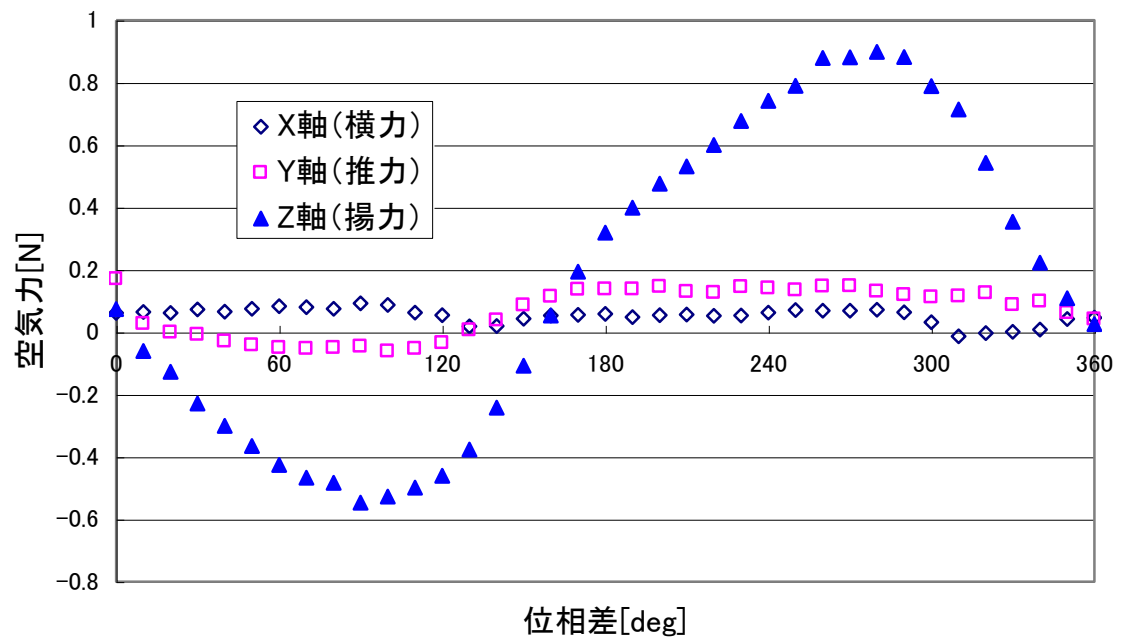


図 3.1 空気力発生有位相特性

3.2 周波数特性

3.2.1 目的

フラッピング・フェザリング運動の周波数を変化させて測定することにより、周波数に対する、つまり流速に対する揚力特性を測定する。

3.2.2 実験方法

振幅・位相を固定したもとの周波数を変化させて各周波数における空気力の測定を行う。計算方法は位相特性と同じく 3 周期の平均とする。

また実際の振幅角を測定し、フラッピング・フェザリング運動の動作特性を測定する。その方法として、サーボモータ内のポテンションメータから電圧を測定する事によって動作特性を測定する。サーボモータは正弦波で運動しているが、ポテンションメータから取り込んだ信号はノイズが激しい為、最高点を特定する事ができない。その為、信号を実効値で計算する。実効値の計算は実効値を $Y(t)$ とすると

$$Y(t) = \sqrt{\frac{\sum (y - \bar{y})^2}{n}} \quad (3.1)$$

となる。ここで y は入力された値、 n はデータ個数である。

次に電力の測定を行う。電力はシャント抵抗を用いて電流に換算し電力を求める。電源は 6[v] の定電圧電源を用いている。

3.2.3 実験結果及び考察

位相特性の実験の際に最も揚力が得られた条件として示した、フラッピング振幅 63deg、フェザリング振幅 50deg で位相差 280deg の時の周波数特性を図 3.2 に示す。

実験の結果から揚力は最高点の 0.9Hz まで放物線を描きながら増加していき、0.9Hz を超えた時点から大きく減少し始めている事がわかる。この傾向を解析する為に実際の振幅角の様子を図 3.3 に示す。この実験結果より図 3.2 で揚力が減少し始めるのは、振幅角の減衰が原因ということが分かる。また揚力が放物線状に増加していくのは揚力発生時の周波数特性と言える事ができる。またこれらの事から、現在のモータよりもパワーの大きなモータを使うことで、揚力は放物線状に比例しながら増大していき、もっと大きな揚力が得られるという事が考えられる。

また図 3.4 に電圧を測定した結果を示す。電圧は 13W から始まり 0.6Hz くらいから増加している事が分かる。増加の傾向は図 3.3 に示した振幅の実効値の傾

向と比べると振幅の減少にしたがって電圧が増加しているという傾向が表れていることが分かる。また揚力が減少し始めた 0.9Hz では約 18W となっている。

また図 3.2 における X 軸と Y 軸に関しては、X 軸は 0 に近い値となるが Y 軸が緩やかに増大していく。Y 軸が緩やかに増大していく原因については、図 3.3 のフラッピング振幅の実効値が減衰していく傾向と Y 軸が増加していく傾向が同じようになっている事から、振幅の減衰が原因の一つと考えられる。またその他におそらくロボット製作の際サーボモータや翼の取り付け誤差や、各サーボモータ間の動作誤差などが原因であると考えられるが、現在のところ詳しい解析はできていない。位相特性の時も同じで横力、推力方向に力が働いている。これは完全な垂直上昇を考えた時、この誤差は最小限に抑えるべきである。また姿勢制御に関係してくるので、今後これらの補正を行う必要があると考えられる。

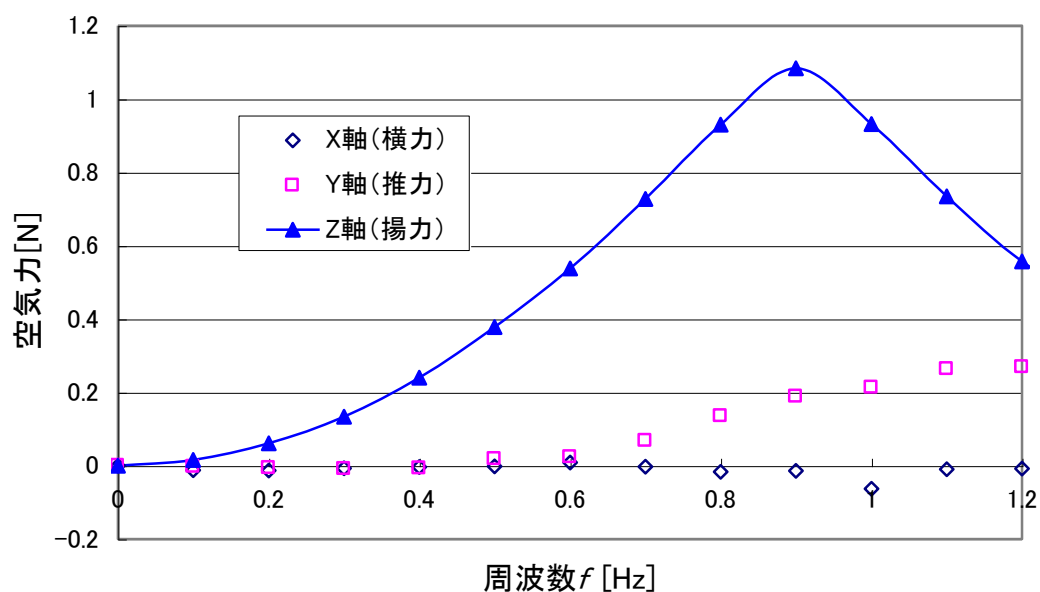


図 3.2 空気力の周波数特性

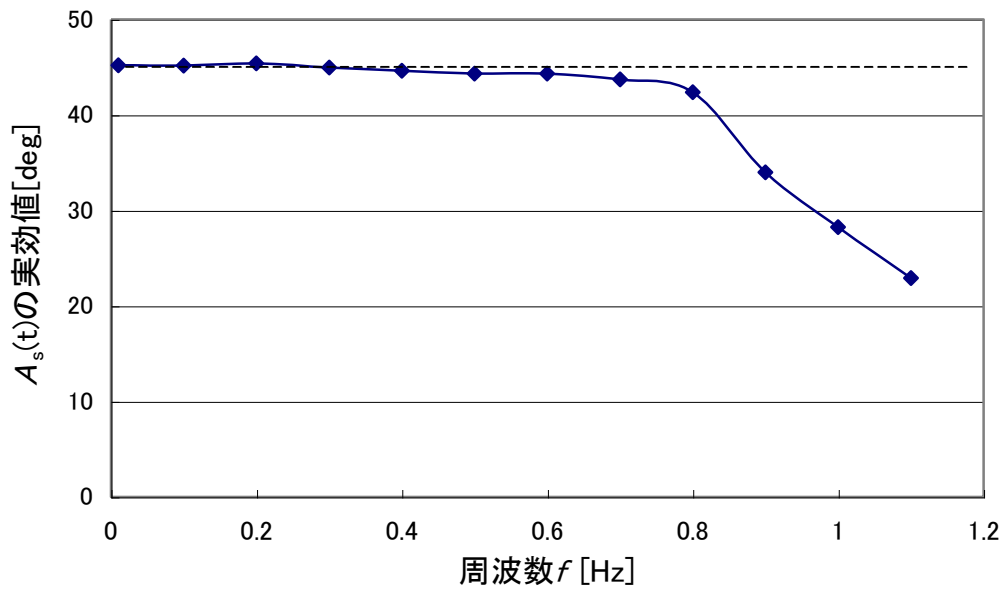


図 3.3 実際のフラッピング振幅の実効値

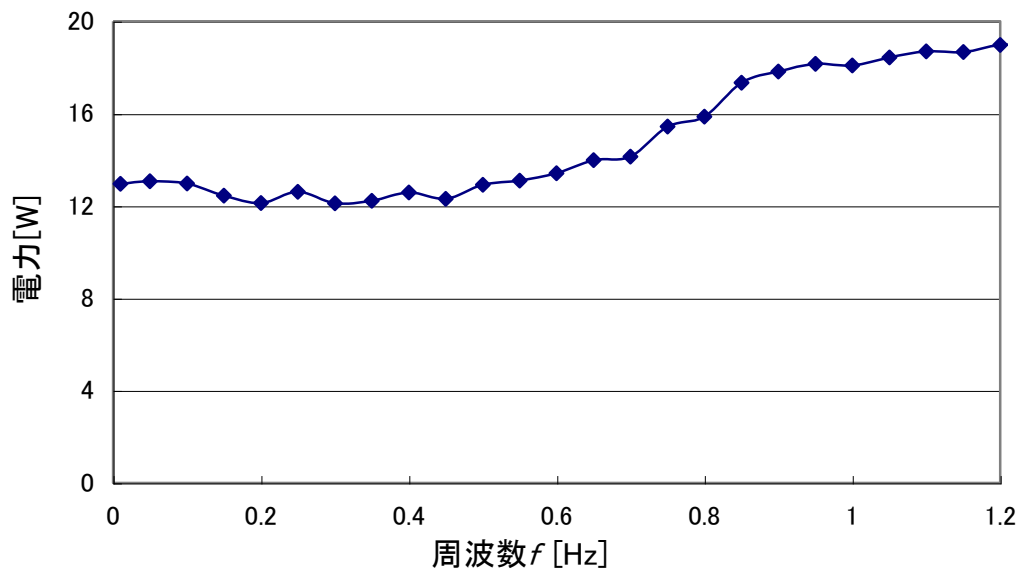


図 3.4 電力特性

3.3 片翼動作実験

3.3.1 目的及び方法

羽ばたき模擬ロボットの特性を知るために、片翼のみを動かした時の空気力発生特性を調べる。その理由として、羽ばたき運動を行ったとき X 軸方向に横力となる空気力が働いているが、両翼を動かしたときは X 軸方向の空気力が反対方向に働きキャンセルしあっているのではないかと考えたためである。また Z 軸・Y 軸の空気力発生特性も調べる。実験方法は片翼のみを動かして 3.2 節で行った周波数特性の実験と同じ方法で行う。

3.3.2 実験結果及び考察

実験結果を図 3.5 に示す。結果は 3.2 節の周波数特性における図 3.2 と比べてみると Y 軸、Z 軸は同じような傾向となり、空気力は約半分ほどになっている。X 軸は同じような傾向と見られるが、図 3.6 で片翼時と両翼時に X 軸方向に発生する空気力である横力について比較してみる。その結果両翼の 3.2 節でフラッピングの振幅が原因で揚力が減少しているとした 0.9Hz まで横ばいになっており両翼時よりも片翼時の方が大きく横力が働いている。この実験結果より両翼を動かしたときは X 軸方向の横力がキャンセルされていると考えられる。

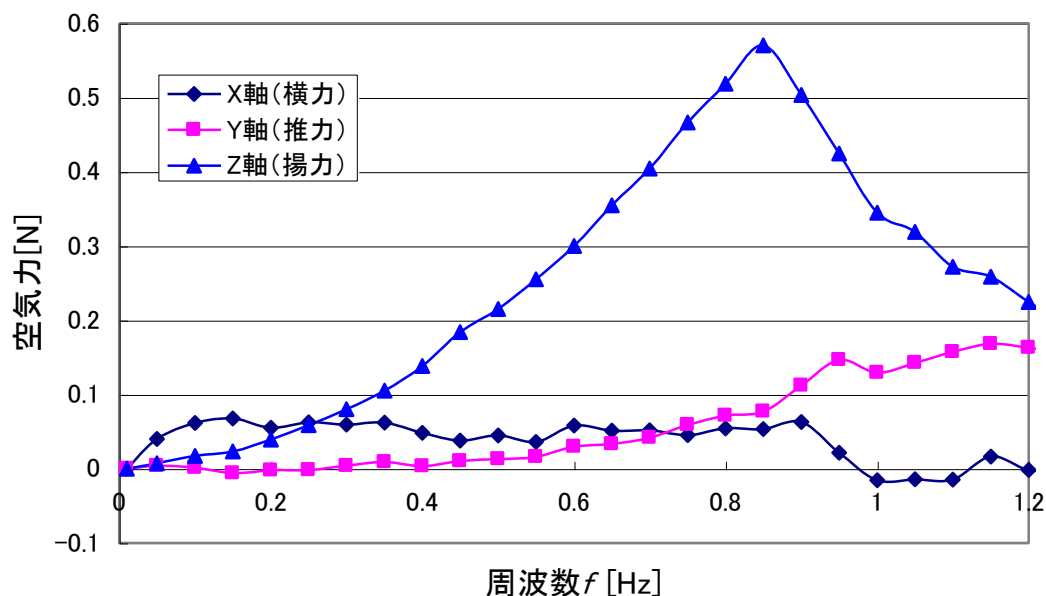


図 3.5 片翼のみ動作時における空気力の周波数特性

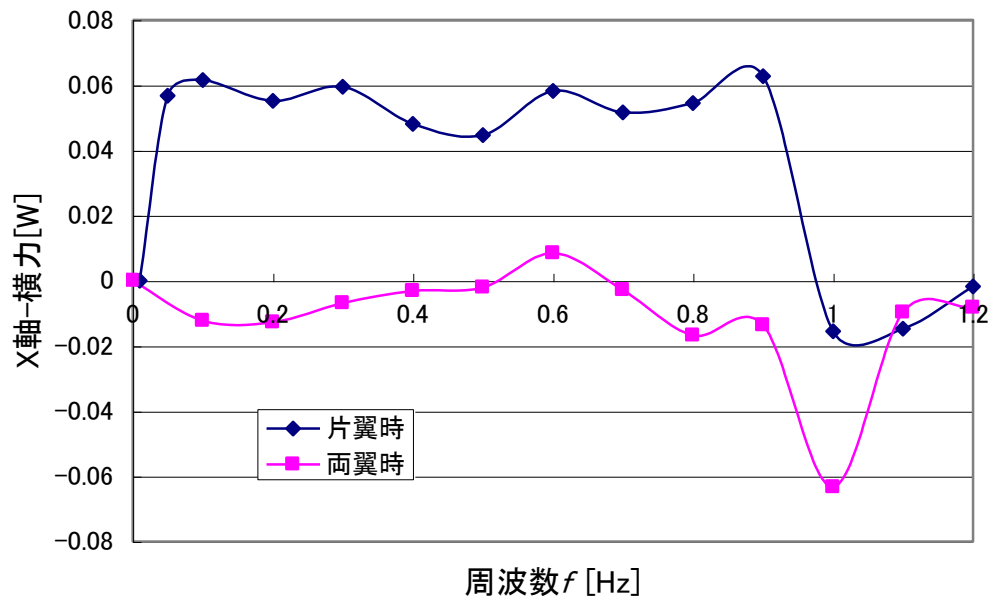


図 3.6 片翼・両翼時における推力発生と比較

第4章 平板翼を用いた揚力理論値の近似計算

4.1 揚力発生原理

流れの中にある物体、または静止流体中を物体が動くとき、物体には揚力が作用する。揚力はいたるところで見いだすことができる。飛行機が空間を飛んだり、凧が大空に舞い上がったりするのは流れの中の物体に働く揚力の作用による。図 4.1 に示すように空気中を飛行する際に飛行方向（空気の流れる方向）に垂直な方向の成分を揚力と呼び、飛行機が空中を飛行できるのは機体の重量に等しい揚力を翼で発生し、重力と上下方向のバランスを保っているからである。また空気の流れる方向と翼弦長のなす角を迎え角と呼ぶ。一般的に迎え角を大きくすれば揚力は増大する。ただし、あまり迎え角を大きくすると翼の上面で空気の流れが翼面に沿って流れなくなり、はがれてしまう。この場合翼に作用する揚力は減少してしまう。このように揚力が失われることを失速という。

翼に働く揚力 L は

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \quad (4.1)$$

を用いて求める。ここで、 C_L : 揚力係数、 ρ : 空気密度、 S : 翼面積、 V : 流速となる。また翼面積 $S = ab$ となり a : 翼幅、 b : 翼弦長である。^{1),2)}

揚力係数は、単純な平板からなる平板翼の揚力係数を考える。完全流体としての流れの計算から平板翼の揚力係数は迎え角を α とすると

$$C_L = 2 \pi \sin \alpha \quad (4.2)$$

となる。¹⁾

4.2 模擬ロボットの揚力近似計算

近似計算の為のモデルは、平板翼 ($a=200\text{mm}$ 、 $b=600\text{mm}$) を持った羽ばたき模擬ロボットが迎え角一定でフラッピング振幅 60deg 、位相差 280deg で回転往復運動を行ったとする。また流速は時間によって変わり、また回転中心からの半径距離 r によって変わるとする。また簡単なモデル図を図 4.2 に示す。以上の事から揚力は時間と半径距離に対する流速について積分する。

まず、(3.2)式を用いて揚力係数を求める。迎え角 α は(2.4)式から最も浅い角度になるのは約 40.4deg となる。そこで迎え角は 40.4deg 一定で回転するとする。よって

$$C_L = 2 \pi \sin \alpha = 2 \pi \sin 40.4^\circ \doteq 4.07$$

となる。また角速度 ω は(2.3)式を微分する事によって求まるので、

$$\omega(t) = A_{s0} \omega \cos \omega t \quad (4.3)$$

となり、流速は

$$V(t,r) = A_{s0} \omega r \cos \omega t \quad (4.4)$$

となる。これを(3.1)式に代入すると、

$$L(t,r) = \frac{1}{2} C_L \rho S (A_{s0} \omega r \cos \omega t)^2 \quad (4.5)$$

となる。これを時間と半径距離に関して積分する。この時、翼面積 S の微小区間は $\Delta S = a \Delta r$ とし積分すると

$$\begin{aligned} L(t) &= \frac{1}{T} \iint \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \Delta t \Delta r \\ &= 1.18 f^2 \end{aligned} \quad (4.6)$$

よって両翼の揚力は

$$2 L(t) = 2.36 f^2 \quad (4.7)$$

となる。この式を図 4.3 に示す。

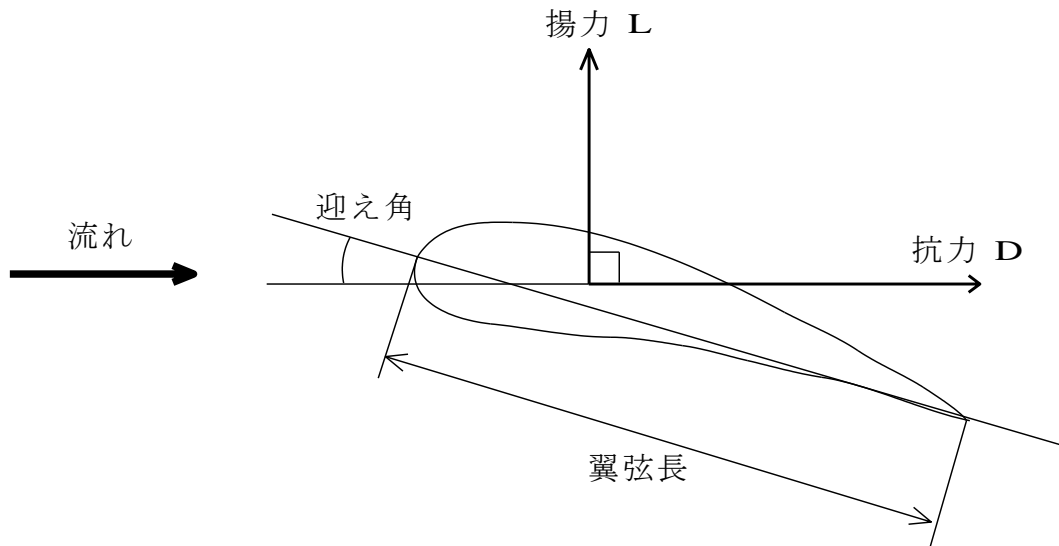


図 4.1 空気の流れに対する翼の要素

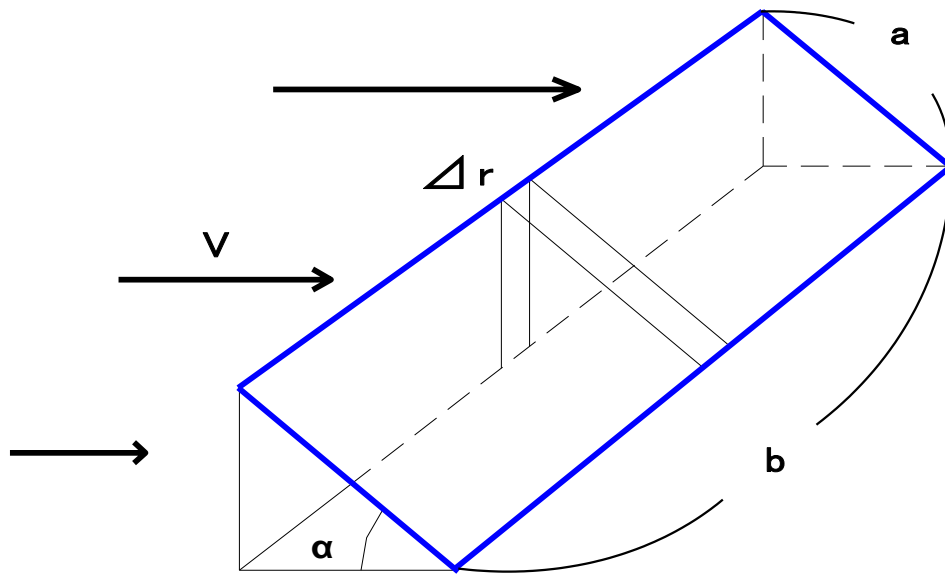


図 4.2 平板翼の近似計算モデル

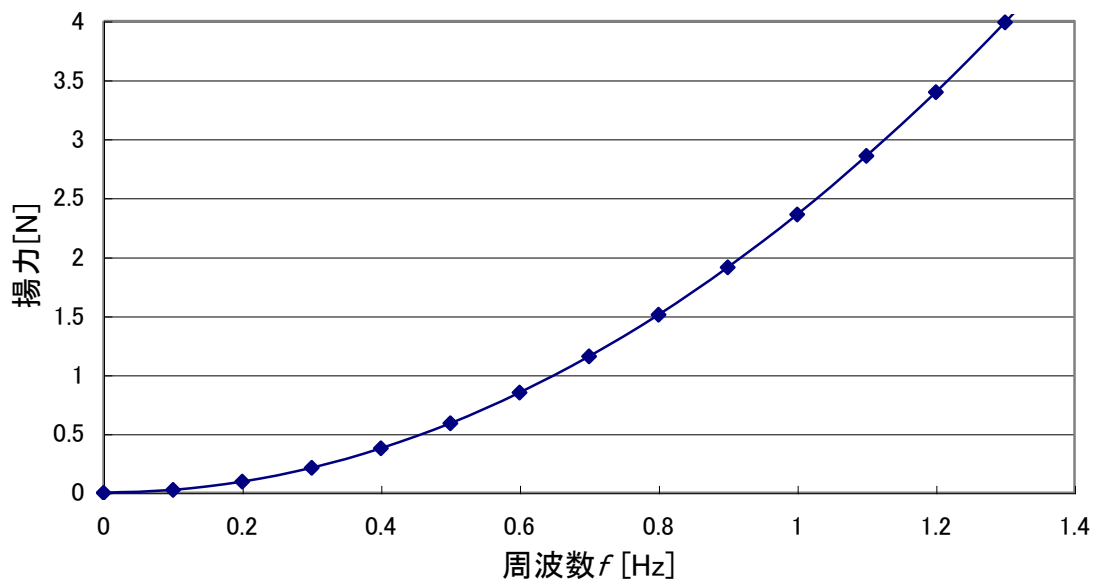


図 4.3 平板翼を用いた近似計算による揚力理論値

4.3 実験結果と比較

近似計算で求めたロボットの揚力理論値と第3章の実験結果を比較してみる。比較の為に図4.4に周波数特性で求めた図3.2の揚力と近似計算の結果を示す。

この時揚力は0.9Hzまで周波数の2乗に比例して増大しており、理論値と比較すると同じような傾向が見られる。実験値と理論値では約1.5倍の差が見られた。この差を検討する為に揚力係数に着目してみる。

通常の平板翼の揚力係数と迎え角との関係を理論値と実験値について図4.3¹⁾に示す。この時の条件は羽ばたきとは異なり、流速一定で空気の流れは一定方向で迎え角が変化する。つまり通常の巡航飛行の状態では迎え角を変化させていった時、揚力係数が理論値と実験値ではどのように異なってくるかを示した図である。実験では揚力係数 C_L は迎え角 $\alpha=9\text{deg}$ 付近を最高点として低下し始める。これは平板上面の流れのはく離が生じ、上面側の圧力が上昇するためである。この様に、はく離が発生し揚力が低下することを失速という。¹⁾

また図から理論値と実験値との差は $\alpha=10\text{deg}$ 付近では約2倍程度見られる。この図を仮に、揚力係数はこのまま飽和状態になるとして、理論値を $\alpha=40\text{deg}$ まで増加させたならば、 $\alpha=40\text{deg}$ 付近では実験値と理論値との差は約8倍以上になると考えられる。この事から、迎え角 $\alpha=40.4\text{deg}$ で実験をした羽ばたき翼では理論値と実験値では8倍以上の差が出る事が予想されるのにもかかわらず、実際は1.5倍程度の差となったのは、羽ばたき運動では通常の翼理論で用いられている揚力係数の傾向は当てはまらないと言える。また羽ばたき運動は通常の翼理論では表せないような原理が働いているのではないかと考えられ、羽ばたき運動の有効性が見られたと考えられる。

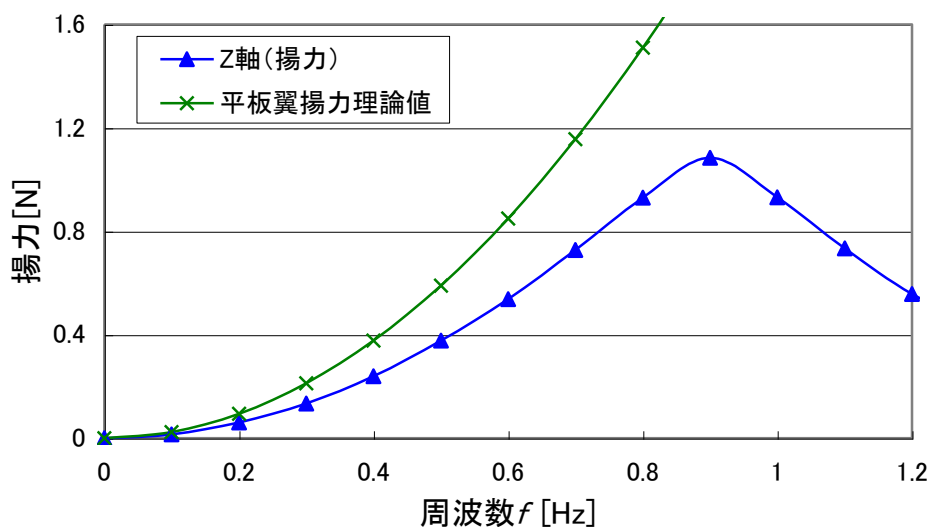


図 4.4 揚力の実験値と理論値の比較

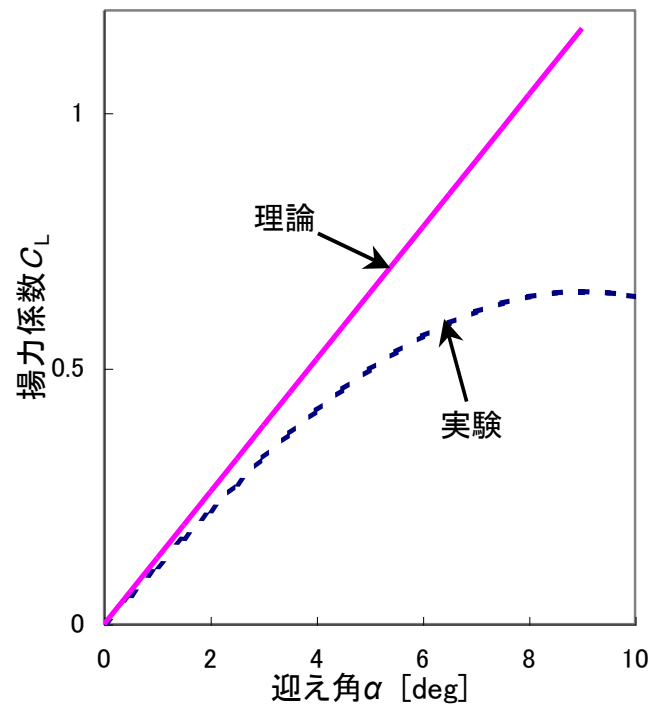


図 4.3 平板翼の揚力係数¹⁾

第5章 結言

今回の実験から製作した羽ばたき模擬ロボットの特性が分かった。その内容として、位相特性・周波数特性（空気力、電圧、フラッピング振幅の実効値）・片翼動作実験・揚力の理論値近似計算と実験値との比較から以下のような事が言える。

位相特性からフラッピング運動に対するフェザリング運動（翼のひねり要素）が揚力発生に重要な要素である事が分かった。またひねりのタイミングによって揚力が変わってくるので位相を変えることで揚力の発生をコントロールできるのではないかと考えられる。

周波数特性から揚力は近似計算で求めた揚力理論値と同じく流速の2乗に比例しながら増大していく事が分かった。平板翼を用いた通常の揚力理論値の揚力係数 C_L において、実験値が迎え角 10deg の時点で揚力係数が飽和したと仮定して理論値を増大させると実験値と理論値の差は、迎え角 40.4deg では約8倍以上の差が予想されるのに対して、今回行った羽ばたき実験では実験値よりも理論値の方が約1.5倍程度大きくなるという結果になり、理論値と実験値が近い値となった。これは羽ばたき運動は通常の揚力理論で用いられる揚力係数の傾向は当てはまらないと言える。また通常の揚力理論では表せないような原理が働いており、羽ばたき運動の有効性を見ることができたと考えられる。

実際のフラッピング振幅角をサーボモータのポテンションメータから信号をとり、実効値解析すると、実験で揚力の発生が 0.9Hz から減少を始めるのはサーボモータの振幅の減少が原因と考えられる。この事から現在の駆動部よりもパワーの大きなモータ等を使用すれば、揚力は2乗に比例しながら増大していくので、より大きな揚力が得られると考えられる。

同じく周波数特性のひとつとして電力を測定した。その結果、電圧は約 13W から始まり、フラッピング振幅の実効値と比べると、振幅の減衰にしたがって電圧が増加している事が分かった。また揚力が最大となった 0.9Hz のところで電圧は 18W となっていた。

また片翼のみを動作させて空気力の周波数特性を測定したところ、両翼動作時とくらべてみると、片翼のみ動作時の揚力・推力は両翼動作時の半分程度になる事が分かった。それに対して、横力は片翼のみ動作させた時の方が両翼動作時より大きくなっていた。これは両翼動作時において横力を反対方向に発生させている為に横力がキャンセルされている為という事が分かった。

今後の課題として、

1. 翼型の最適化

羽ばたき機構によって揚力をさらに生み出す為には翼の平面形・素材・しなり・強度・関節等を考慮して設計し、実験を行っていく。

2. 学習法による運動パターンの最適化

学習法を用いて翼型による運動パターンの最適化、姿勢制御の為に横力・推力の調整の為に運動パターンの最適化が必要である。

3. 駆動部のパワーアップ・本体部の軽量化

今回使用した駆動部では本体の重量以上の揚力を発生させる事ができなかった為、リンク機構を用いるなど駆動部をより強力にする必要がある。

以上の事から実際に羽ばたき模擬ロボットを飛ばせて、飛翔実験を行う事が今後の課題と考えられる。

謝辞

本研究ならびに論文の作成に際して数々のご指導ご助言、多大なご協力を頂いた河村良行教授に深く感謝の意を表します。

羽ばたき模擬ロボットの製作において、ご指導ご協力頂いた工作センターの大西先生、長野先生、平田先生に感謝の意を表します。翼の設計・製作には特にご協力頂き、また数々のご指導ご助言頂いた和白模型店主・松本氏に深く感謝の意を表します。

本研究の空気力実験は溝田研究室のご協力があったものである。3分力ロードセルをお借りしご迷惑おかけした事、ここに感謝の意を表します。

1年を通して、共同研究者として鳥の羽ばたき機構の基本的概念から始まり、パソコン操作・プログラミング・設計・製作・実験等、全般に渡りご指導ご助言、多大なご協力を頂き、またご迷惑をおかけした院生の楠橋伸樹さんに深く感謝の意を表します。また同じく院生の酒井貴さん、吉井啓太さん、呉鍾彬さんに全体に渡り数々のご迷惑をおかけしながらもご指導頂き深く感謝の意を表します。同じ卒研生として1年間を共にし、ご迷惑をおかけし、ご協力頂いた河村研究室卒研生全員に感謝の意を表します。

最後に本研究において適切な助言をいただいた諸先生方に深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1). 加藤 宏：「ポイントを学ぶ流れの力学」丸善(株) (1980)
- 2). 「機械工学便覧 A5 流体工学」日本機械学会編 (1986)
- 3). 「機械工学便覧 B3 計測と制御」日本機械学会編 (1986)
- 4). 「航空実用事典」日本航空広報部編 朝日ソノラマ
- 5). 大塚 徳勝：「そこが知りたい物理学」共立出版 (1999)
- 6). 服部 延春：「機械製図—理論と実際—」横林社(1986)
- 7). 藤野 義一：「メカトロニクス概論」産業図書 (1990)
- 8). 牧野 光雄：「航空力学の基礎」産業図書 (1980)
- 9). 楠橋 伸樹、河村 良行：「鳥の羽ばたき機構の研究 (ホバリング時における最大推力発生のための最適学習制御)」、日本機械学会 2002 年度年次大会講演論文集
- 10). 楠橋 伸樹、河村 良行：「鳥の羽ばたき機構の研究 (ホバリング時における最大推力発生のための最適学習制御)」、日本ロボット学会創立 20 周年記念学術講演会講演概要集

付録 1. プログラム

付録 1.として周波数特性の実験を行った時のプログラムを記す。またプログラムは Turbo C++を用いて作成している。

```
#include<stdio.h>
#include<conio.h>
#include<math.h>
#include<dos.h>
#include<graphics.h>

#define DA_A 0x00d0
#define RENGE 10.0
#define AD_AD 0x01d0
#define DA_A1 0x01d4

void DAC(unsigned int,unsigned int,float);
float ADC(unsigned int,unsigned int);
void GRA(float,float,float,float);

void main(void)
{
    FILE *Kfile_01;
    float w,s,c0v,c1v,c2v,c3v,c4v,c5v,iso,a1,a2,t;
    float ad0=0.0,ad1=0.0,ad2=0.0,ad3=0.0;
    float tx=0.0,ty=0.0,tz=0.0;
    float avex=0.0,avey=0.0,avez=0.0;
    float dfx1=0.0,dfy1=0.0,dfz1=0.0;
    float dfx2=0.0,dfy2=0.0,dfz2=0.0;
    float s0[2000][1];
    float wat=0.0,dwat=0.0,hk=0.0,HZ=0.0;
    int DA_CH,i,ss,j;
    char c;
    int grdriver=DETECT,grmode ;
    initgraph (&grdriver,&grmode, "");

    for(i=0;i<=3;i++)
    {
```

```

        DAC(i,DA_A,2.5);
        DAC(i,DA_A1,2.5);
    }

    printf("start ok?¥n");
    getch();
    t=1.0;
    while(t<=1000){

        ad0=ADC(0,AD_AD);
        ad1=ADC(1,AD_AD);
        ad2=ADC(2,AD_AD);

        printf("%f %f %f¥n",ad0,ad1,ad2,s);

        dfx1+=ad0;
        dfy1+=ad1;
        dfz1+=ad2;

        t+=1;
    }

    avex=dfx1/1000;
    avey=dfy1/1000;
    avez=dfz1/1000;

    printf(" %f¥n %f¥n %f¥n",avex,avey,avez);

    w=3.14;iso=4.884;
    a1=2.3;a2=2.0;

    while(w<=8.164){
LOOP:   Hz=w/6.28;
        printf("Hz=%f¥n",Hz);
        s=0.0;ss=0;dfx2=0.0;dfy2=0.0;dfz2=0.0;dwat=0.0;
        ad0=0.0;ad1=0.0;ad2=0.0;ad3=0.0;

```

```

while(w*s<=12.56){
    delay(8);

// フラッピング
    c0v=a1*sin(w*s)+2.5;
    DAC(0,DA_A,c0v);
    DAC(0,DA_A1,c0v);
    c3v=(-1*a1*sin(w*s))+2.5;
    DAC(3,DA_A,c3v);
    DAC(3,DA_A1,c3v);

// フェザリング
    c1v=(1*a2*sin(w*s+iso))+2.5;
    DAC(1,DA_A,c1v);
    c4v=(-1*a2*sin(w*s+iso))+2.5;
    DAC(2,DA_A1,c4v);

    ad0=ADC(0,AD_AD);
    ad1=ADC(1,AD_AD);
    ad2=ADC(2,AD_AD);
    ad3=ADC(3,AD_AD);

    dfx2+=ad0;
    dfy2+=ad1;
    dfz2+=ad2;
    dwat+=ad3;

    GRA(ad0,ad1,ad2,s);

    s=s+0.01;
    ss=ss+1;

    s0[ss][0]=ad3;

    c=kbhit();
    if (c!=0){

```

```

        c=getch();
        goto han;
    }

}

    tx=dfx2/ss;
    ty=dfy2/ss;
    tz=dfz2/ss;
    wat=((dwat/ss)*10)*6;

    hk=tz/wat;

for(i=0;i<=3;i++)
    {
        DAC(i,DA_A,2.5);
        DAC(i,DA_A1,2.5);
    }

Kfile_01 = fopen("b:¥¥-----.dat", "a");
fprintf(Kfile_01, "%f %f %f %f %f %f %f %f %f¥n",
w,tx,ty,tz,wat,hk,avex,avey,avez);

fclose(Kfile_01);

printf("finish¥n");
getch();

delay(2000);
w=w+0.314;
tx=0.0;ty=0.0;tz=0.0;wat=0.0;hk=0.0;
}

goto end;

han:    switch(c)
        {

```

```

        case 's' :goto end;break;
    /* case 'a' :w=w+3.14;goto LOOP;break;
       case 'z' :w=w-3.14;goto LOOP;break;    */
       default:goto LOOP;
    }
end:
    closegraph();
    puts("END");
}

```

```

float ADC(unsigned int CH,unsigned int ADD)
{
    float v;
    outp(ADD,0x10+CH);
    while((inp(ADD+1) & 0x40)==0);
    v=(float)((inp(ADD+1) & 0x0f)*256+inp(ADD));
    v*=(RENGE/4096.0);
    v-=(RENGE/2.0);
    return(v);
}

```

```

void DAC(unsigned int CH,unsigned int ADD,float v)
{
    unsigned int hi_byte,lo_byte,data;

    if(v>=0.0){
        if(v>=10.0)
            data=2047;
        else
            data=(int)(204.8*v);
    }else if(v<0){
        if(v<=-10)
            data=2048;
        else
            data=4096-(int)(abs(204.8*v));
    }
}

```

```
}  
lo_byte=0x000f & data;  
lo_byte*=16;  
lo_byte+=CH;  
hi_byte=0x0ff0 & data;  
hi_byte/=16;  
outp(ADD,lo_byte);  
outp(ADD+1,hi_byte);  
return;  
}
```