

平成 22 年度 卒業論文

小型飛翔体における風洞内制御の高度化

福岡工業大学 工学部 知能機械工学科

07E1027 黒田貴 07E2015 岡永怜

指導教員 河村良行 指導院生 山本清貴

目次

第一章 緒言

第二章 風洞内飛行制御システム

- 2.1 制御飛行システムの概要
- 2.2 画像処理部
- 2.3 PLC
- 2.4 大型風洞とインバータ
- 2.5 赤外線送信機
- 2.6 固定翼機
- 2.7 有線制御回路

第三章 風洞内位置制御式

- 3.1 位置制御式の構築
- 3.2 理論計算
 - 3.2.1 比例係数 K_p の理論計算
 - 3.2.2 微分係数 K_d の理論計算
- 3.3 風洞内飛行位置制御と考察
 - 3.3.1 ステップ応答

第四章 飛行システムの高速度化

- 4.1 システムの遅れの計測
 - 4.1.1 CV-3000 での飛行システムの遅れ
 - 4.1.2 CV-5000 での飛行システムの遅れ
- 4.2 画像処理装置の違いによる飛行結果の比較

第五章 羽ばたき機体製作

- 5.1 教材バーディー号の電動化
 - 5.1.1 MK07-1.7 モータの特性測定
 - 5.1.2 リチウムポリマバッテリーの内部抵抗計測
 - 5.1.3 最適ギア比の選定
- 5.2 カーボン製赤外線制御羽ばたきラジコン機の作成

5.3 20cm 翼幅羽ばたき機の作成

5.3.1 翅付きギアボックスの各ギア比・モータでの周波数測定

第六章 羽ばたき機測定

6.1 測定システム概要

6.1.1 シャント抵抗による電流測定回路

6.1.2 電線の抵抗値計算

6.2 主翼位置と羽ばたき周波数計測

6.3 羽ばたき機の風洞内測定

6.3.1 写真による迎角測定

6.4 測定結果

6.4.1 制限飛行時と固定時の比較

6.4.2 モータ電圧、電力の算出

第七章 結言と今後の課題

参考文献

謝辞

第一章 緒言

近年、小型のモータやバッテリーが安価で流通したため、小型飛翔体の研究が活発になっている。中でも昆虫や鳥類にみられる羽ばたき飛行は外乱に強い、ホバリングなどの自由度の高い飛行が可能と言われているが、その飛行メカニズムは詳しく分かっていない。

本研究では小型の 2 枚翼羽ばたき飛翔体を大型低速風洞内で飛行制御し、その場観測できる飛行システムの構築および飛行メカニズムの解明を目的としている。

本年度は昨年度の飛行システムに生じた遅れを改善し、より高度な解析を行うため PLC (Programmable Logic Controller) の導入を行った。また、2 枚翼羽ばたき機を製作し風洞内羽ばたき飛行時のデータ測定および解析を行った。

第二章 風洞内飛行制御システム

2.1 制御飛行システムの概要

飛行システムの高度化をとして固定翼機を用いて飛行制御システムの構築を行った。無線時および有線時の風洞内飛行システムの流れを図. 1、に示す。次に無線での飛行システムの流れを述べる。風洞内で飛行させる固定翼機の上面にはマーカを貼り付けそれを真上から CCD カメラを用いて撮影している。撮影したマーカのヨー角と位置座標を画像処理装置で検出し位置情報を制御装置である PLC に送っている。PLC で機体のモータとラダーにかける制御制御電圧を計算する。PLC からは風洞の風速をコントロールするインバータ、制御電圧を機体に送る赤外線送信機へとそれぞれつながっている。送信機からの信号を機体に搭載された受信機で受け取り制御をおこなっている。

しかし、無線制御では機体に搭載されている小型のバッテリーを使用するため長時間の飛行は困難である。また、バッテリーの劣化により風洞内飛行の再現性が悪くなると考え、有線制御での飛行システムを構築した。有線制御をするにあたり機体のラダーを左右に動かすための有線制御回路を製作した。有線制御回路については後述する。

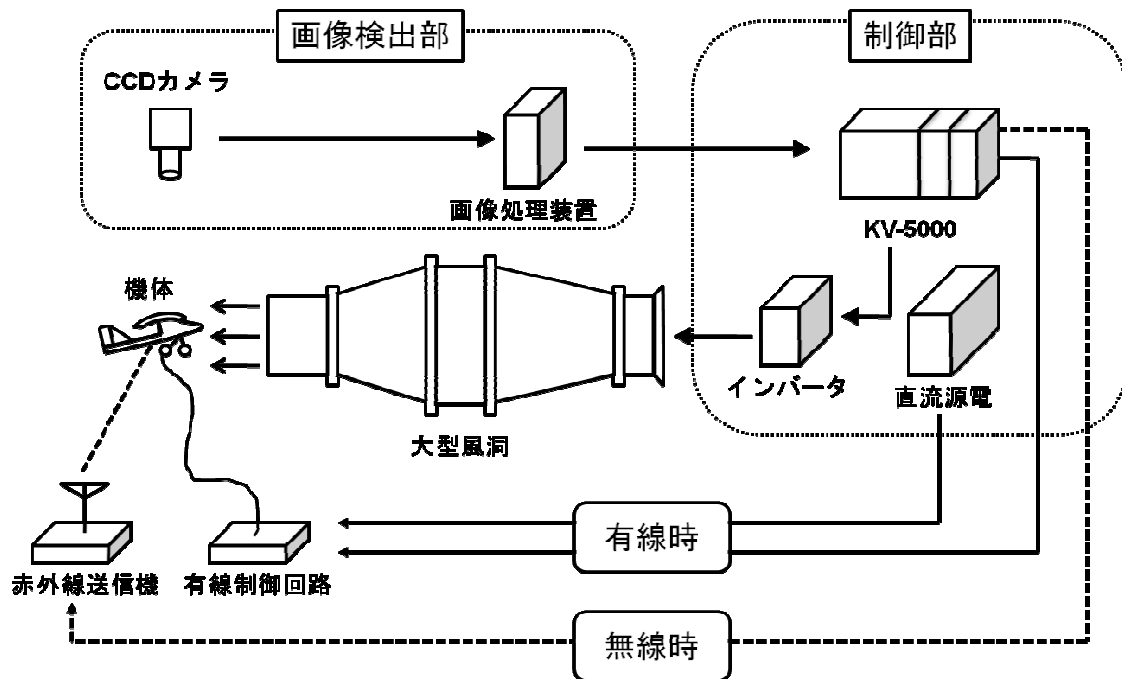


図.2.1 飛行制御システム

2.2 画像処理部

機体に張り付けたマーカのヨー角と位置座標を検出するため、キーエンス社製の画像処理装置 CV-3000 を使用した。画像処理部は撮影を行う CCD カメラ（図. 2）と位置情報

を検出する画像処理装置（図. 3）で構成されている。CCD カメラを、画像処理装置それぞれ示す。CCD カメラ：CV-35C は 31 万画素を 16ms で転送できる。CV-35C は 7 倍速タイプが存在しこちらは先ほどと同じ 31 万画素を 4.7ms で転送可能である。また、キーエンス社から CV-3000 の後継機である CV-5000 を一か月ほど借りて実験を行った。詳細は後に述べる。

機体のマーカーの色は何色でも設定できるが今回は黄色を用いた。検出には「ブロボ」という検出機能を用いている。これは検出範囲内で最も大きい色の塊を検出する方法である。



図. 2.2 CCD カメラ： CV-35C 7倍速タイプ（左） CV-35C（右）



図. 2.3 画像処理装置 CV-3000（左） CV-5000（右）

2.3 PLC

昨年度は制御装置に PC、プログラム言語に Visual Studio 2005 を用いていたが、1 回のプログラムを処理するのに 25ms かかる。画像処理装置：CV-3000 は 21ms ごとに画像が更新されるので制御遅れが生じてしまう。

今年度は制御装置にキーエンス社製の PLC：KV-5000 を導入した。PLC は FA 用の制御装置で一回のプログラムを 0.2ms で処理することができる。同時に 0.2ms 間隔でデータを取り込み、詳しいデータが取れるようになった。



図. 2.4 PLC : KV-5000

2.4 大型風洞とインバータ

風洞の風速を調整するインバータはオムロン社製の 3G3MV-A2007 を使用した。インバータを図. 6 に示す。インバータへの入力電圧を調整することでファンの回転数を変更できるので、インバータへのアナログ入力電圧をパソコンで調整することで風速をコントロールした。



図. 2.5 大型低速風洞



図.2.6 インバータ

2.5 赤外線送信機

無支持飛行を再現するために赤外線通信での無線制御を行った。無線通信には固定翼機を購入した際に付属している送信機を分解し無線制御装置として使用した。送信機には可変抵抗が内蔵されており、送信機での操作時には操作レバーを左右に動かすことで内部の可変抵抗が連動して動きラダーを左右に動かしていた。制御飛行に用いた無線制御装置は可変抵抗を外し直接 PLC からの制御電圧をかけることで機体のモータとラダーを制御した。(図. 7)

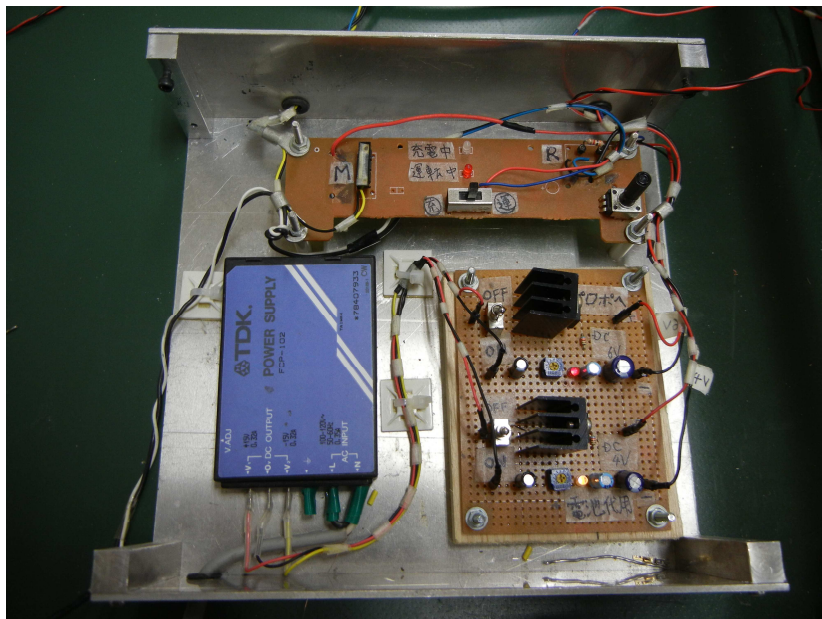


図.2.7 無線制御装置

2.6 固定翼機

本研究は2枚翼羽ばたき機の風洞内制御を行い、その飛行データの解析を目的としている。その飛行制御システムの高度化として風洞内飛行制御システムの構築を行った。固定翼機にはウルトラライトプレーン HF（タイヨー社製）を使用した。機体の詳細は図. 8 に示す。



図.2.8 固定翼機

2.7 有線制御回路

無線制御飛行は無支持飛行なので理想的な飛行条件ではあるが、機体に搭載されているバッテリーを使用して飛ぶため長時間の飛行が困難である。また、バッテリーの劣化状態により飛行の再現性が低下する。そのため、有線制御回路の製作を行った。

有線制御でラダーを左右に動かすためには正負の電圧を出力する必要がある。そのためHブリッジ機能（電圧を正負に切り替える機能）を搭載したモータドライバ TA7291P（TOSHIBA 製）を使用した。有線制御装置と有線制御回路を図. 9、図. 10 にそれぞれ示す。これによりバッテリーは不要となった。しかし、長時間機体を飛行させるとモータの方が熱で出力が低下し結果として1分近くの飛行が限界だった。

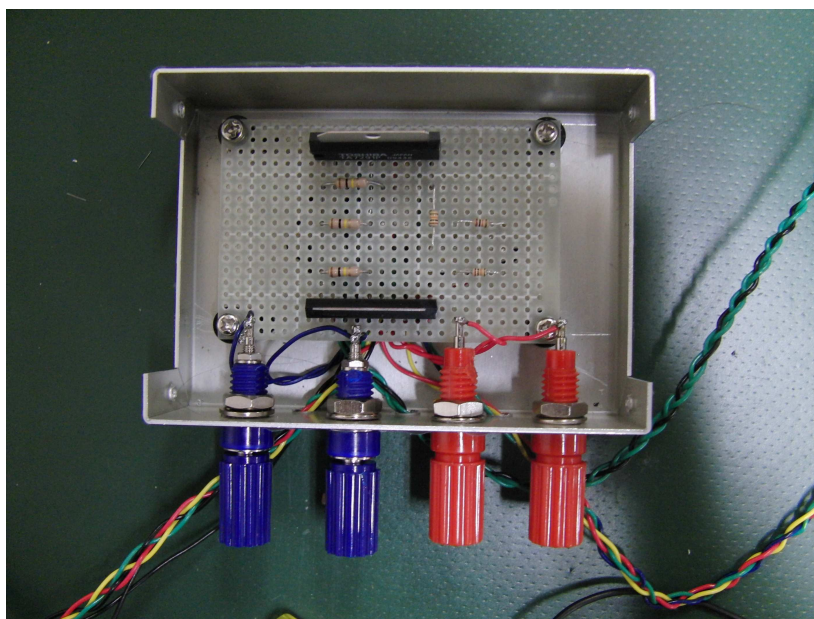


図. 2.9 有線制御装置

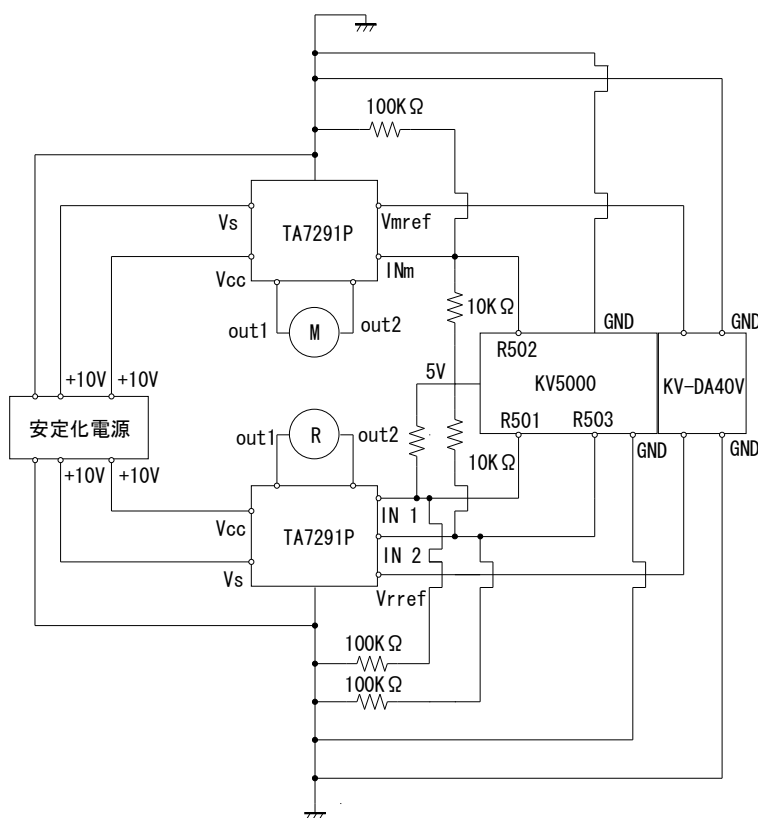


図. 2.10 有線制御回路

第三章 風洞内飛行制御式

3.1 位置制御式の構築

機体の制御は機体上面に貼り付けているマーカーから機体のヨー角と位置座標を検出しその情報をもとに PD 制御を用いて機体のヨー角を制御することで機体の姿勢を制御した。このときの式は

$$V = K_{p\theta}(\theta_{ta} - \theta_n) - K_{d\theta} \left[\frac{\theta_n - \theta_{n-1}}{T_s} \right] \quad (3.1.1)$$

である。ここでの V はラダーにかける電圧、 θ_{ta} は機体の目標角、 θ_n は現在の目標角、 θ_{n-1} が現在の機体角の一つ前の機体角、 T_s がサンプリングタイムである。PLC : KV-5000 には過去の測定値と現在の測定値の差分を計算するような関数が存在しないため、現在測定しているデータを一度、指定したデータメモリに送り、指定したデータメモリに送られてきたデータを過去のデータと考え、新たに送られてきたデータと過去のデータを減算して差分とした。

しかし、これだけでは機体の位置情報が含まれておらず、機体の位置は受動的に決定してしまう。そのため機体の目標角 θ_{ta} に Y 座標成分を組み込み現在の Y 座標に応じて目標角を変更しつつ、機体を目標位置にフィードバックするという手法を用いた。このときの式は

$$\theta_{ta} = K_{pY}(Y_{ta} - Y_n) - K_{dY} \left[\frac{Y_n - Y_{n-1}}{T_s} \right] \quad (3.1.2)$$

である。以上の式を組み込むことで機体の位置制御を行った。

3.2 理論計算

先に述べた式で機体を安定飛行させるには、比例係数 K_p と微分係数 K_d を最適な値に調整する必要がある。最終的には飛行実験を繰り返しながら調整することになるが、初期の段階で大まかな値を予測する必要がある。

3.2.1 比例係数 K_p の理論計算

ラダーに指定した電圧をかけ、その際に発生したヨー角周りの力を測定し、機体の重心位置との関係から 1[V] 当たり発生するヨー角周りのトルク T を求めた。この関係を式にすると

$$FL = \tau V \quad (3.2.1)$$

で表せる。ここで F はヨー角軸周りの作用点にかかる力、 L は重心までの距離、 τ は 1[V] 当たり発生するトルク、 V は指定した電圧である。トルク T は F と L の積で表せるので以下の式で表せる。

$$T = FL \quad (3.2.2)$$

また、式(3.2.1)の関係から

$$T = \tau V \quad (3.2.3)$$

$$\tau = \frac{T}{V} \quad (3.2.4)$$

この式(3.2.2)を制御式に置き換えると

$$T = \tau K_p (\theta_{ta} - \theta_n) \quad (3.2.5)$$

で表せる。目標角 θ_{ta} を $0[\text{rad}]$ になるような制御を行えば安定飛行できるのではないかと考え、目標角 θ_{ta} を 0 と置くと

$$T = -\tau K_p \theta_n \quad (3.2.6)$$

となる。ここでラダーの駆動する最大角度のときトルク T が最大になると考えると

$$T_{\max} = -\tau K_p \theta_{\max} \quad (3.2.7)$$

と表せる。よって

$$K_p = -\frac{T_{\max}}{\tau \theta_{\max}} \quad (3.2.8)$$

と表せる。

3.2.2 微分係数 K_d の理論計算

微分係数 K_d を概算するためには機体のヨー角軸周りの慣性モーメントを求める必要がある。慣性モーメントは以下の式で求めることができる。

$$I = mr^2 \quad (3.3.1)$$

ここで I はヨー角軸周りの慣性モーメント、 m は機体の重量、 r は重心までの距離である。

機体の慣性モーメントを計算するため機体を部品ごとに分解し重量を測定した。各部品の重量と慣性モーメント及びその合計を表 1 に示す。

先の式と同様に目標角 θ_{ta} を 0 と置いて慣性モーメントと角加速度関係から運動方程式で表すと

$$T = I \ddot{\theta}_n \quad (3.3.2)$$

と表せる。式(3.3.2)を運動方程式で表すと

$$T = -\tau K_p \theta_n - \tau K_d \dot{\theta}_n \quad (3.3.3)$$

となり、

$$\tau K_p = K_1, \quad \tau K_d = K_2 \quad (3.3.4)$$

と置くと、

$$T = -K_1\theta_n - K_2\dot{\theta}_n \quad (3.3.5)$$

となる。式(3.3.2)を代入すると

$$I\ddot{\theta}_n + K_2\dot{\theta}_n + K_1\theta_n = 0 \quad (3.3.6)$$

と表すことができ、式(3.3.4)を特性方程式にすると

$$Is^2 + K_2s + K_1 = 0 \quad (3.3.7)$$

となる。また、この式の臨界制動について考えると、条件として全ての解が重根で、実部が負であればよい。全ての解が重根なので

$$D = K_2^2 - 4IK_1 = 0 \quad (3.3.8)$$

となり、 K_2 について解くと

$$K_2 = \pm\sqrt{4IK_1} \quad (3.3.9)$$

式(3.2.1)と(3.3.2)を組み合わせると

$$V = -\frac{K_2}{\tau}\theta_n - \frac{K_2}{\tau}\dot{\theta}_n \quad (3.3.10)$$

となる、ここで

$$K_d = -\frac{K_2}{\tau} \quad (3.3.11)$$

と表せる。

今回の理論計算の結果からは $K_p=3.85$ 、 $K_d=2.22$ という結果が得られた。この結果と実際に安定飛行した時の制御係数を比較する。

表 1 慣性モーメントの合計

パーツ名	重量[g]	重心までの距離[mm]	慣性モーメント [kg/mm^2]
本体	1.6	4.5	3.2×10^{-8}
プロペラ	0.7	12	1.0×10^{-7}
カーボンロッド	0.2	52	5.4×10^{-7}
ラダー	0.2	126	3.2×10^{-6}
水平尾翼	0.3	112	3.8×10^{-6}
タイヤ	0.3	35	3.7×10^{-8}
バッテリー	1.2	77.5	7.2×10^{-6}
受信機	0.9	51.5	2.4×10^{-6}
モータ	1.3	6	4.7×10^{-8}
主翼	1.2	10	1.2×10^{-7}
コイル	0.2	124	3.1×10^{-6}
慣性モーメントの合計			2×10^{-5}

3.3 風洞内飛行位置制御と考察

理論値をもとに安定飛行になるまで係数を変えながら飛行実験を行った。固定翼機での風洞内飛行結果を無線制御時と有線制御時のそれぞれを図. 11、図. 12 に示す。制御係数は機体の癖によって微調整が必要だが、無線時に安定した制御係数は、 $K_p=1.60$ 、 $K_d=14.00$ という結果だった。有線時は $K_p=8.63$ 、 $K_d=71.00$ であった。 K_p は比較的理論値に近い値であったが K_d にいたっては理論値より遥かに大きい値で安定した。

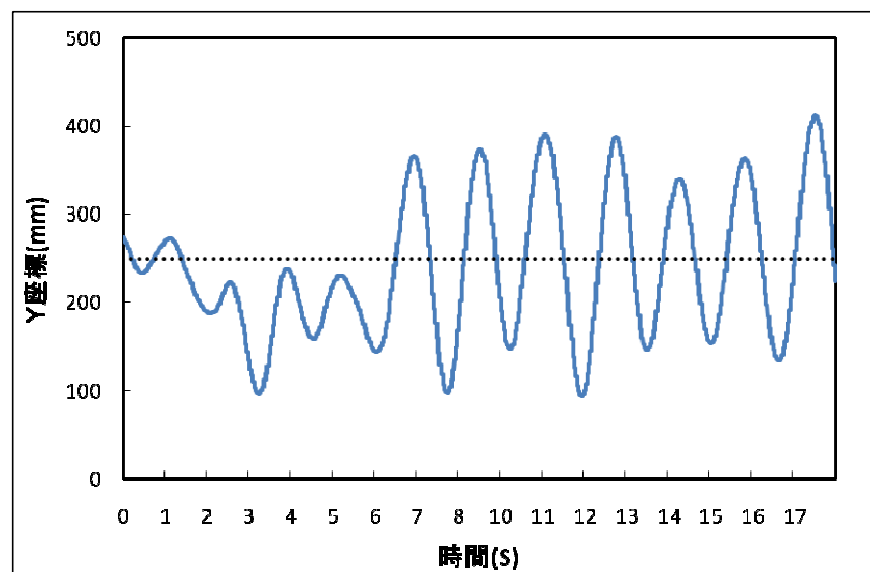


図. 3.1 無線制御飛行結果

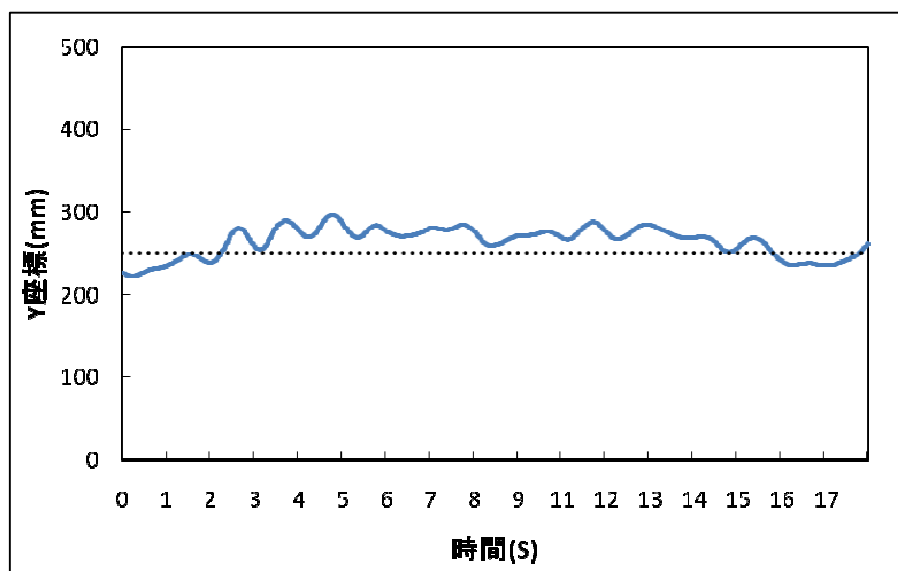


図. 3.2 有線制御飛行結果

3.3.1 ステップ応答

有線制御で機体の飛行中に目標位置の変更（ステップ応答）を行った。飛行結果を図 13 に示す。指定した目標位置に機体が追従していることが分かる。これにより現制御式で Y 座標が制御できていると言える。しかし、指定した座標まで移動せず目標位置の手前で安定するという問題が発生した。原因としては定常偏差が原因ではないかと思われる。定常偏差が発生した理由として有線が機体を風洞の内側から引っ張っているのではないかとと思われる。

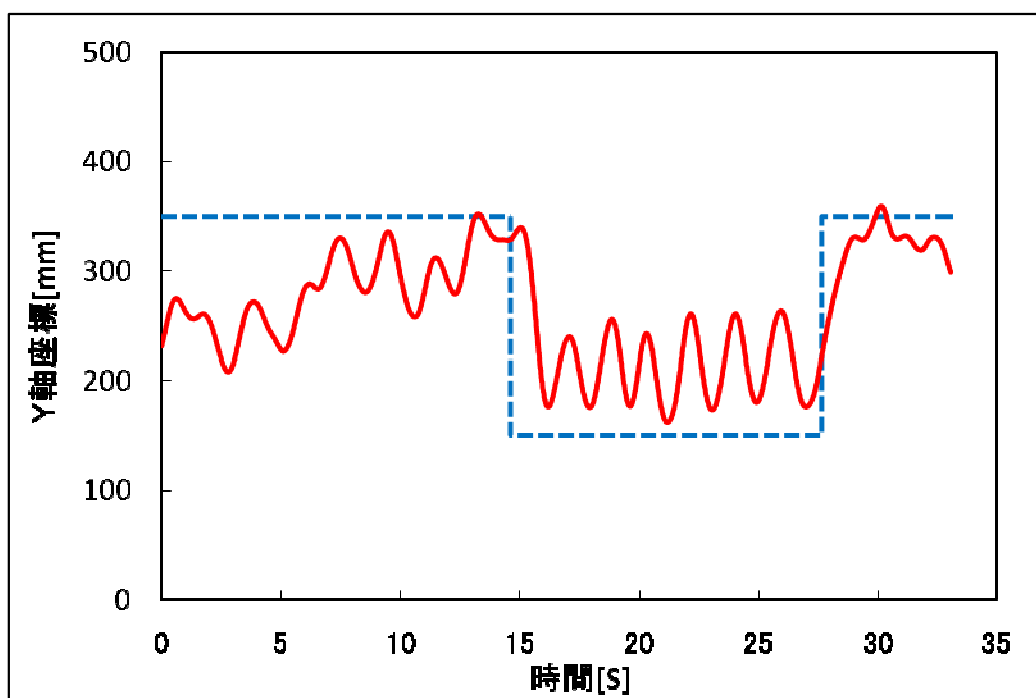


図. 3.3 ステップ応答

第四章 飛行システム的高速化

4.1 システムの遅れの計測

昨年度は制御装置に PC、プログラム言語に Visual Basic 2005 を使用していた。このときのシステム全体の遅れが 100[ms]あり、1 回のプログラムを処理するのに最速 25[ms]掛っていた。画像処理装置：CV-3000 のトリガ間隔（画像が更新される間隔）が 21[ms]なのでこれでは制御遅れが蓄積してしまう。

今年度、導入した PLC は一回のプログラムを 0.2[ms]で処理できるがこれによりシステム全体での遅れがどれだけ改善されたかを実験で求めた。

実験方法は、マーカの位置を機体上面からラダーの真上に貼り直す。マーカを貼り付けたラダーに指定した電圧を加え左右に動かし、命令を送ってからラダーがどの程度の応答で動くかを測定した。また、画像処理部に生じる遅れを求めた。実験方法は乾電池を木材などのブロックの上にテープで固定しマーカを乾電池上面に貼り付ける。乾電池の電圧を常に AD 変換機で測定している状態にして、ブロックをハンマーでたたき瞬間的に動かす。このとき電圧を測定している端子が叩いた瞬間に外れるようにしておく。電圧が途切れてから位置座標が更新されるまでの時間を測定した。両実験とも 10 回ほど実験を行い定量的なデータ求めた。

4.1.1 CV-3000 での飛行制御システムの遅れ

制御装置に PLC、画像処理装置に CV-3000 を使用した際のシステム全体の遅れを測定した。結果を図. 14 に示す。測定結果にバラつきがあるものの約 40~60[ms]の遅れが生じていることが確認できた。画像処理部の遅れ図. 15 は 40~50[ms]程確認できた。このことからシステム全体の遅れの内、画像処理部の遅れが大きな割合を示していることが分かった。

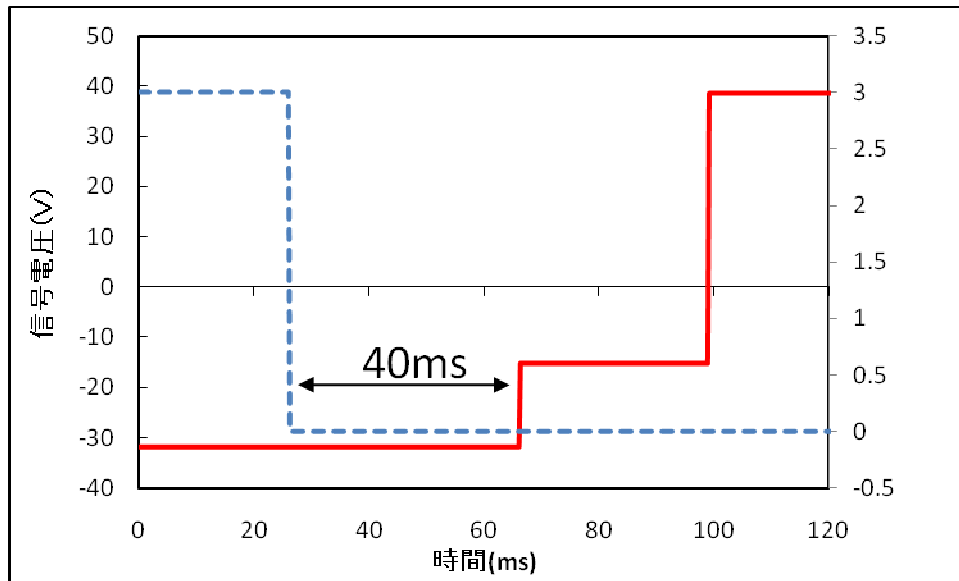


図. 3.4 システム全体の遅れ：CV-3000

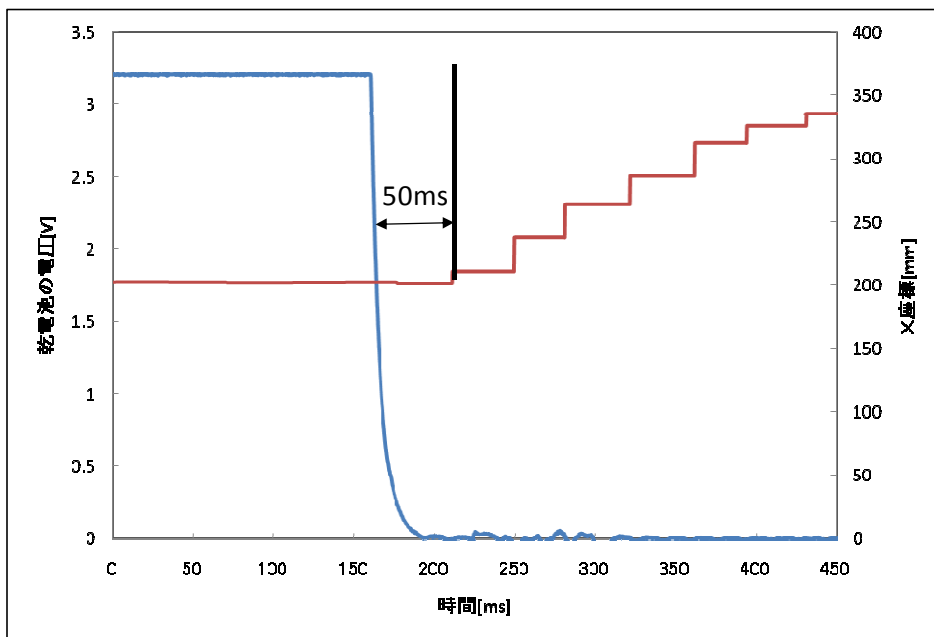


図. 3.5 画像処理部の遅れ：CV-3000

4.1.2 CV-5000 での飛行制御システムの遅れ

CV-3000 からその後継機である CV-5000 に画像処理装置を変更し同様に実験を行った。その結果、システム全体の遅れが 25～40[ms]、画像処理部の遅れは 10～30[ms]の遅れが確認できた。CV-3000 と同様に測定のたびにデータはバラついているが PC のときに比べ遅れが半分以上に改善されている。

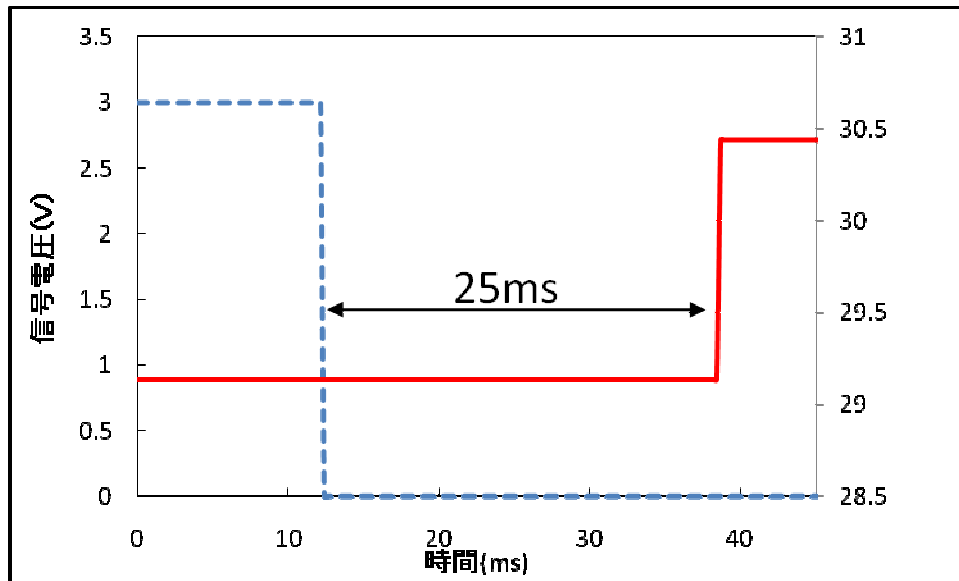


図.3.6 システム全体の遅れ：CV-5000

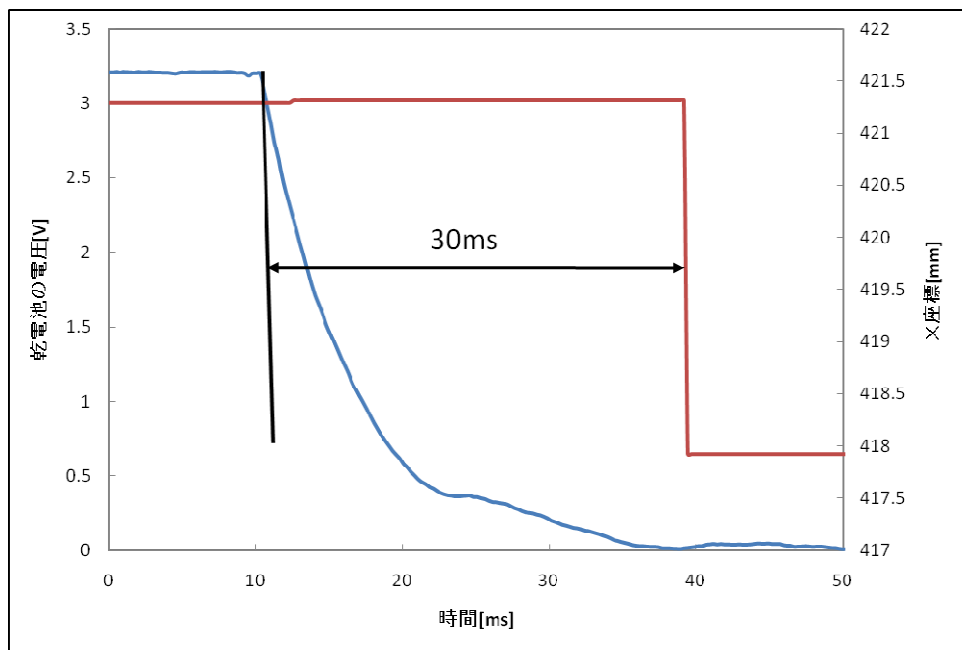


図.3.7 画像処理部の遅れ：CV-5000

4.2 画像処理装置の違いによる飛行結果の比較

飛行システムの高速度化が飛行状態にどれだけ影響するのかを CV-3000 と CV-5000 を用いて比較した。(図.) 飛行結果からは飛行結果からは CV-3000 の標準偏差は 20.0[mm]、CV5000 の標準偏差は 31.2[mm]と遅れの少ない CV-5000 よりも CV-3000 の方が安定した飛行を行っていた。考えられる要因として CCD カメラの感度調整が不十分だったのではな

いかと思われる。

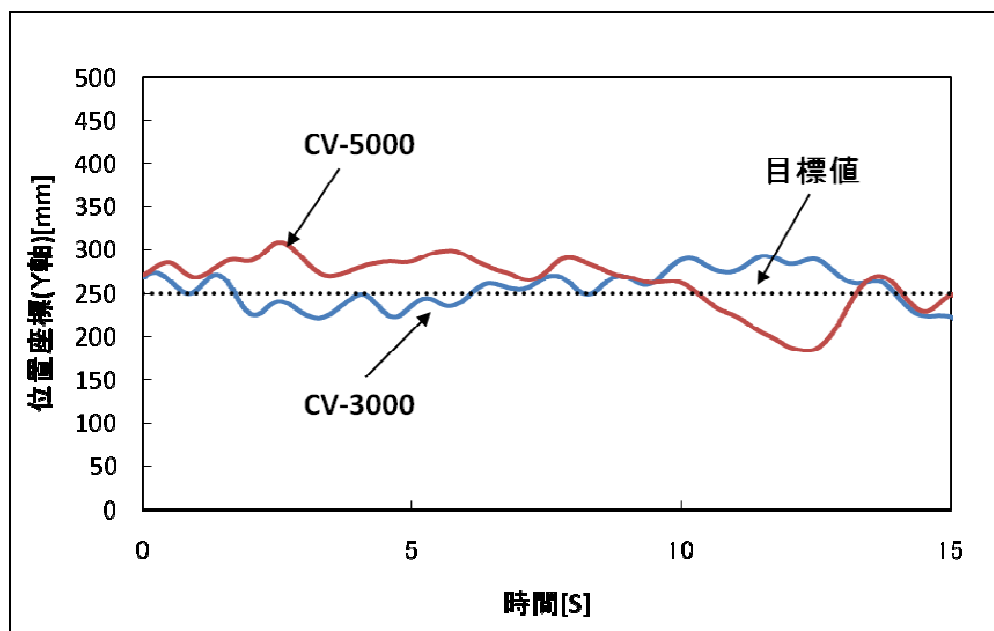


図.3.8 画像処理装置の違いによる飛行結果

第五章 羽ばたき機体製作

5.1 教材バーディー号の電動化

機体製作のノウハウを知るために、工房赤とんぼが販売している教材バーディー号(図 5. 1)を製作し、モータとギアを取り付け電動化した(図 5. 2)。



図 5.1 教材バーディー号

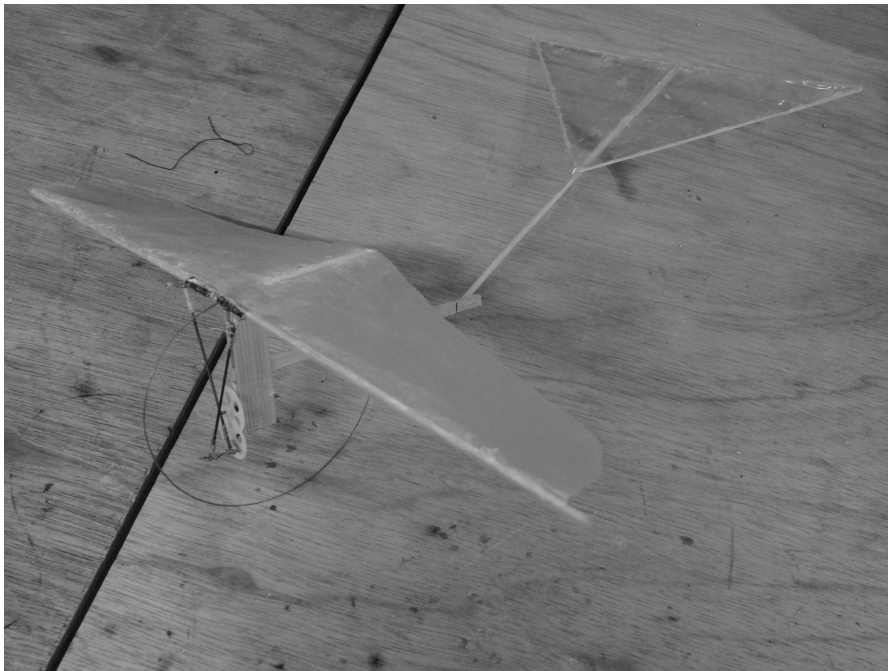


図 5.2 電動化バーディー号

5.1.1 MK07-1.7 モータの特性測定

リチウムポリマバッテリーで飛行させるため、モータ効率のよい状態で動かさなければならない。そのため、使用する DIDEL MK07-1.7 モータの特性を測定した。

まず無負荷時回転数 N_0 [rpm] を知るため、ストロボライトを使用し、各電圧での無負荷時回転数 N_0 を測定した。モータ軸に適当なピニオンギアをはめ込み、そのピニオンギアに印をつけ回転させ、ストロボライトを点滅させる方法をとった(図 5.3)。残像効果により印が一ヶ所ないし数ヶ所で止まったように見える。ストロボライトの点滅周期・周波数を調整し、印が一ヶ所で止まったように見えるようになれば、その周期・周波数から回転数 N_0 が求められる(図 5.5)。同時に電流も測定し、これを I_0 [mA] とする。この場合のトルクを $T_0 = 0$ [N・mm] とし、回転数 N_0 は後の動力の計算のため、角速度 ω_0 [rad/s] に換算しておく。このときの換算式は

$$\omega_0 = \frac{2\pi N}{60} \quad [\text{rad/s}] \quad (5.1.1)$$

となる。

次に停動トルク T_{MAX} [N・mm] を知るため、ピニオンギアに棒を取り付け、モータを固定し、棒の端を重量計に押しつける方法をとった(図 5.4)。これも同時に電流を測定し、これを I_{MAX} [mA] とする。この場合の回転数は $N_{\text{MAX}} = 0$ [rpm] であるため、 $\omega_{\text{MAX}} = 0$ [rad/s] である。トルクの計算式は、

$$T_{\text{MAX}} = mgl \quad [\text{N} \cdot \text{mm}] \quad (5.1.2)$$

となる。この場合、 m は重量計が示した重量[kg]、 g は重力加速度[m/s²]、 l はモータ軸から棒の端までの長さ[mm]である。

(T_0, ω_0) と ($T_{\text{MAX}}, \omega_{\text{MAX}}$)、(T_0, I_0) と ($T_{\text{MAX}}, I_{\text{MAX}}$) を直線で繋いだ図を、モータ特性図($T-\omega$ 線図)とした(図 5.6)

以上の測定で得た値は電圧で比例するので、各値と電圧のグラフから Excel の直線近似機能で近似式を得た。各値の式は以下のようになった。

$$\omega_0(V) = 1183V - 22.84 \quad [\text{rad/s}] \quad (5.1.3)$$

$$T_{\text{MAX}}(V) = 0.11V + 0.012 \quad [\text{N} \cdot \text{mm}] \quad (5.1.4)$$

$$I_0(V) = 10V + 9.8 \quad [\text{mA}] \quad (5.1.5)$$

$$I_{\text{MAX}}(V) = 139V + 8.09 \quad [\text{mA}] \quad (5.1.6)$$

これらの式からトルクと回転角速度・電流の関係を求めるため、まず係数を求める必要がある。係数の式は、

$$\alpha_T = \frac{\omega_{\text{MAX}} - \omega_0}{T_{\text{MAX}} - T_0} = -\frac{1183V - 22.84}{0.11V + 0.012} \quad [-] \quad (5.1.7)$$

$$\alpha_I = \frac{I_{\text{MAX}} - I_0}{T_{\text{MAX}} - T_0} = \frac{139V + 8.09 - (10V + 9.8)}{0.11V + 0.012} = \frac{129V - 1.7}{0.11V + 0.012} \quad [-] \quad (5.1.8)$$

となり、 α_T は $T-\omega$ 式の係数、 α_I は $T-I$ 式の係数である。

この係数から、トルク T と回転角速度 ω 及び電流 I の関係を式にすると、

$$\omega = \alpha_T T + \omega_0 = -\frac{1183V - 22.84}{0.11V + 0.012} T + 1183V - 22.84 \quad [\text{rad/s}] \quad (5.1.9)$$

$$I = \alpha_I T + I_0 = \frac{129V - 1.7}{0.11V + 0.012} T + 10V + 9.8 \quad [\text{mA}] \quad (5.1.10)$$

となる。この式で、 $T \geq 0$ かつ $\omega \geq 0$ の範囲がモータ特性となり、モータ印加電圧 V は変化させないので、図 5.7 ようになる。図 5.7 は、1[V]、2[V]、3[V]、4[V] で計算している。この式は後述する効率計算に必要となる。

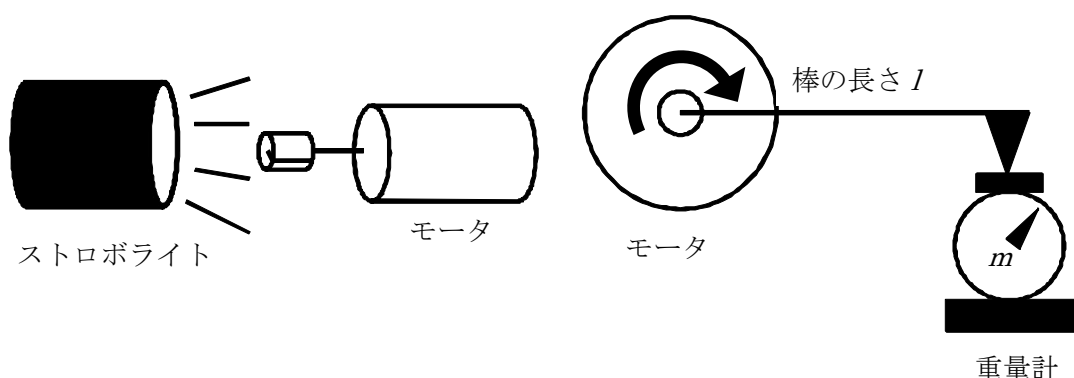


図 5.3 モータ回転数測定法

図 5.4 モータトルク測定法

	ピニオンギアに印をつける。 停止状態。
	モータを回転させている。 ストロボは点滅していないので印は見えない。
	1回転につき5回ストロボが発光している。 発光数を1/5すると回転数となる。
	1回転につき4回ストロボが発光している。 発光数を1/4すると回転数となる。
	1回転につき3回ストロボが発光している。 発光数を1/3すると回転数となる。
	1回転につき2回ストロボが発光している。 発光数を1/2すると回転数となる。
	発光数が回転数と同じか、あるいは回転数の1/Nである。 回転数を倍にしていき、その時の印の本数で判断する。
	回転方向に印が動いているように見える場合は、発光数が少ない。
	回転方向と逆に印が動いているように見える場合は、発光数が多い。

図 5.5 ストロボによる回転数判定

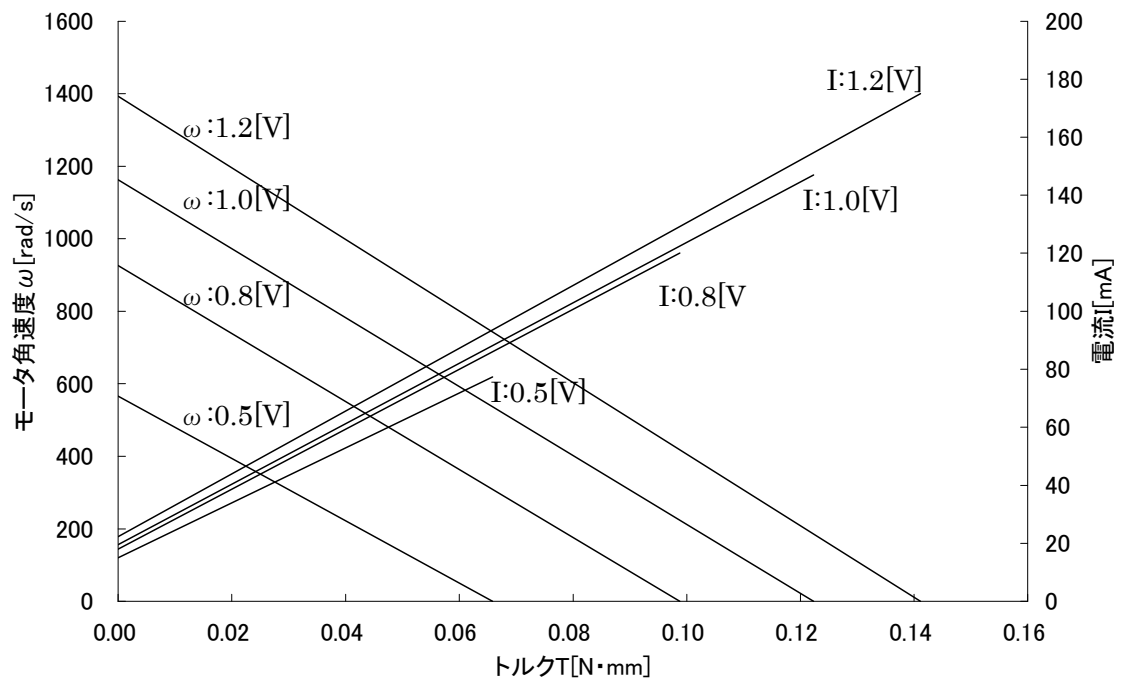


図 5.6 測定値によるモータ特性図 ($T-\omega I$ 線図)

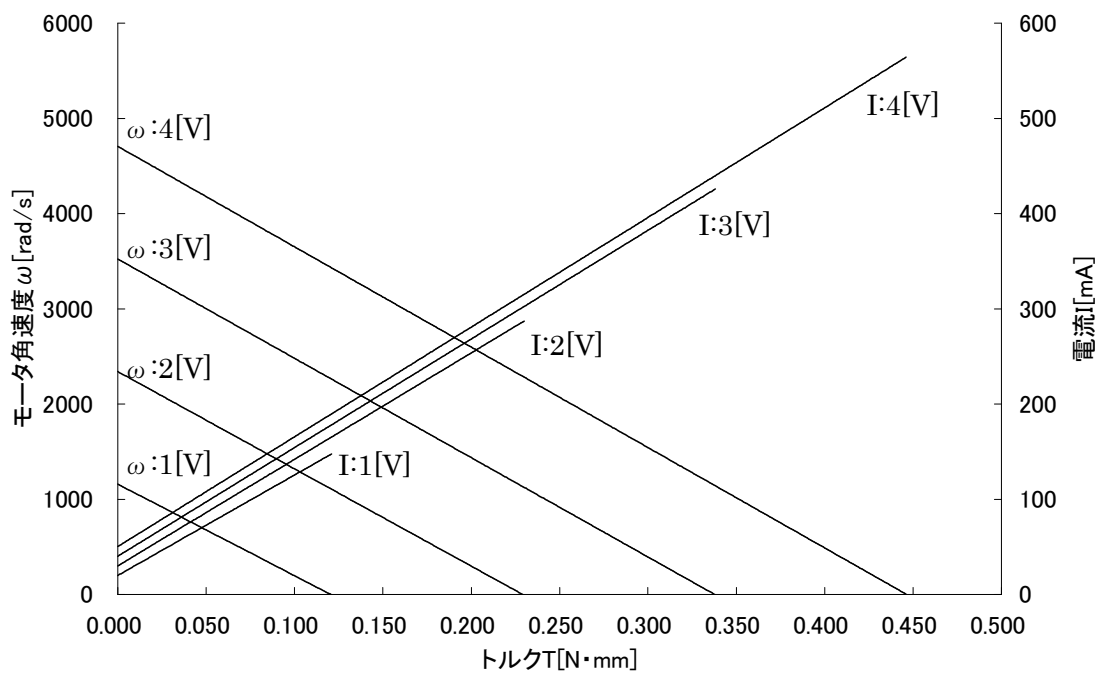


図 5.7 計算値によるモータ特性図 ($T-\omega I$ 線図)

5.1.2 リチウムポリマバッテリーの内部抵抗計測

飛行時のモータ電圧を詳しく知るために、リチウムポリマバッテリーの内部抵抗による電

圧降下を知る必要があった。

図 5.8 のような測定回路を組み、次式でリチウムポリマバッテリーの内部抵抗は得られる。

$$r = \frac{V_R - V_0}{I} \quad [\Omega] \tag{5.1.11}$$

測定結果は表 5.1 のようになった。負荷により内部抵抗が変わっていることが分かる。

図 5.9 から、

$$r = 0.042R + 1.5 \quad [\Omega] \tag{5.1.12}$$

と近似した。

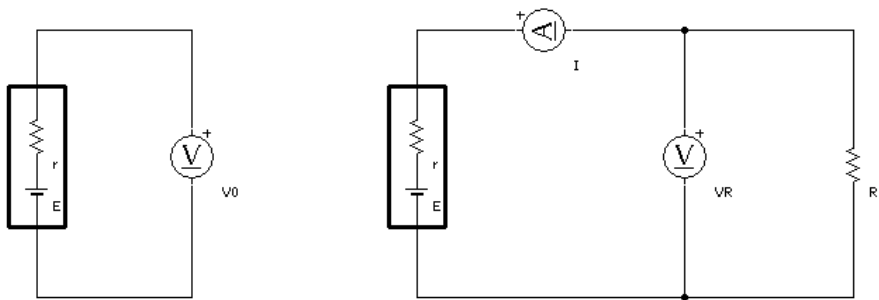


図 5.8 リチウムポリマバッテリー測定回路

表 5.1 リチウムポリマバッテリー測定結果

負荷 R[Ω]	無負荷電圧 V0[V]	負荷時電圧 VR 「V」	負荷時電流 I [A]	内部抵抗 r[Ω]
3.0	3.80	2.5	0.864	1.5
5.1	3.96	2.9	0.584	1.8
10	3.77	3.2	0.327	1.7
15	3.82	3.3	0.230	2.2
20	3.83	3.4	0.174	2.5
30	3.92	3.6	0.122	2.6

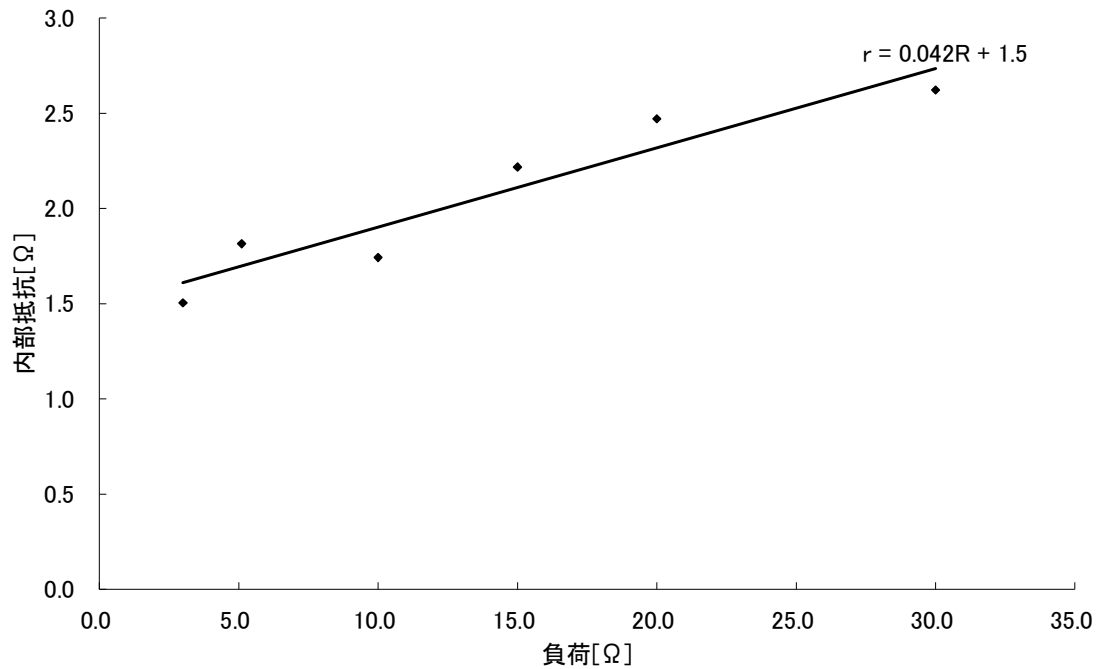


図 5.9 内部抵抗値近似直線

5.1.3 最適ギア比の選定

なるべく長時間の飛行をさせるため、モータ効率はなるべく高い方がよい。同時に、羽ばたき周波数も多い方がよい。モータ負荷により効率は変わるため、それを調べるために何種類かのギア比で効率と羽ばたき周波数を計測し、最も良いものを選定した。

ギア比は 20:1、25:1、33:1 を使用した。20:1 より低いギア比だと、目視でわかるほど明らかに羽ばたき周波数が遅かったため、測定しなかった。

ギア比を変えることでモータ負荷を調整し、より効率の高いものを特性図から探した。

効率 η は電力 P_{IN} [W] と動力 P_{OUT} [W] により算出され、式は、

$$\eta = \frac{P_{OUT}}{P_{IN}} \quad [-] \quad (5.1.13)$$

で表せる。効率 η 、電力 P_{IN} 、動力 P_{OUT} はトルク T の関数である。

電力 P_{IN} は、

$$P_{IN} = VI \quad [W] \quad (5.1.14)$$

動力 P_{OUT} は、

$$P_{OUT} = \omega T \quad [W] \quad (5.1.15)$$

であるため、効率 η は、

$$\eta = \frac{\omega T}{VI} \quad [-] \quad (5.1.16)$$

となる。 P_{IN} と P_{OUT} は 5.1.1 で導出した式(5.1.9)と式(5.1.10)から得られる。羽ばたき時

のモータ回転数は、羽ばたき周波数とギア比から、

$$N = \text{羽ばたき周波数} \times \text{ギア比分母} \quad [\text{rps}] \quad (5.1.17)$$

となる。

羽ばたき周波数はマイクで羽ばたき時の音を PC で録り、SoundEngineFree(図 5.10)という波形編集ソフトで一周期の波形を数えることで得た。

各ギア比での動力と効率を図 5.11、図 5.12、図 5.13、各ギア比での羽ばたき周波数を図 5.14 に示す。ギア比 33:1 が効率・羽ばたき周波数共に高かったため、これを採用した。

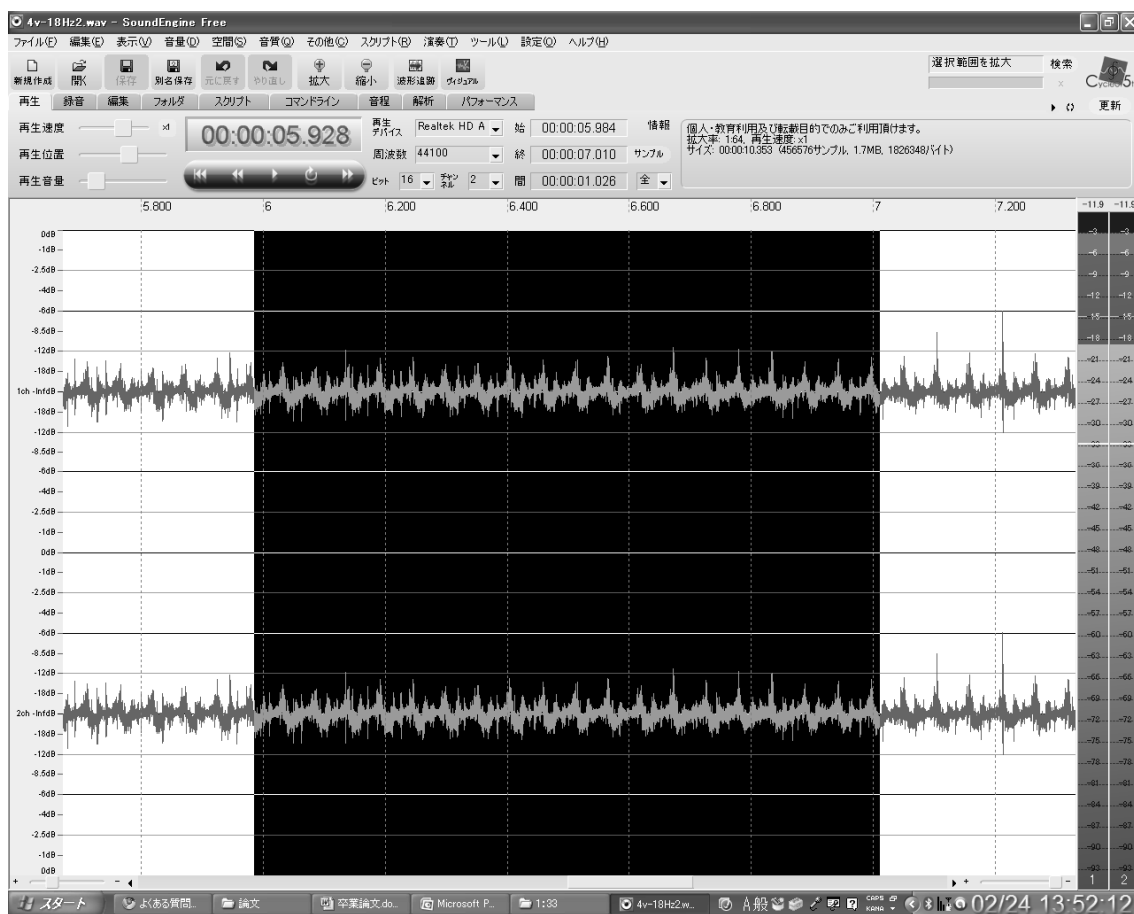


図 5.10 SoundEngineFree での周波数測定

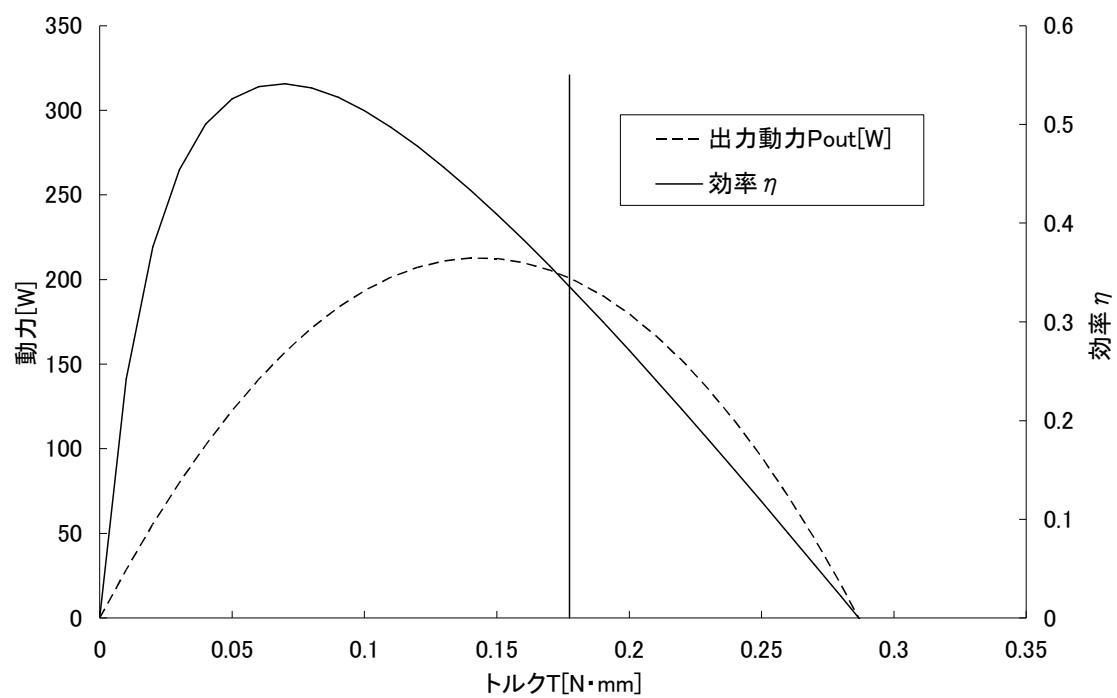


図 5.11 ギア比 20:1 の動力と効率

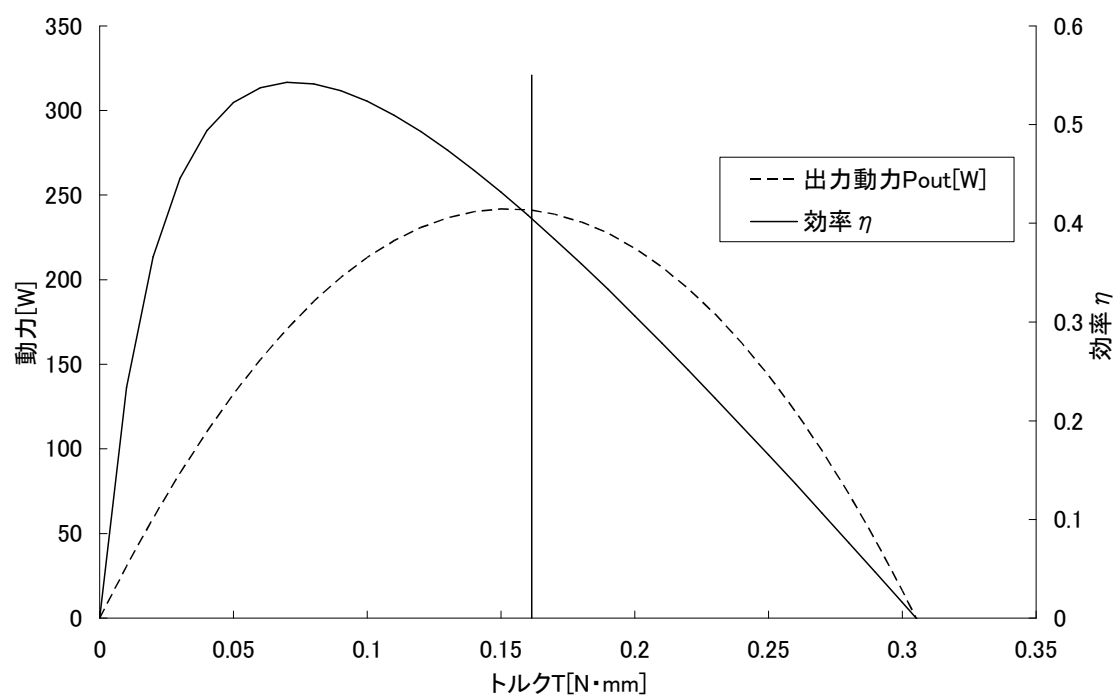


図 5.12 ギア比 25:1 の動力と効率

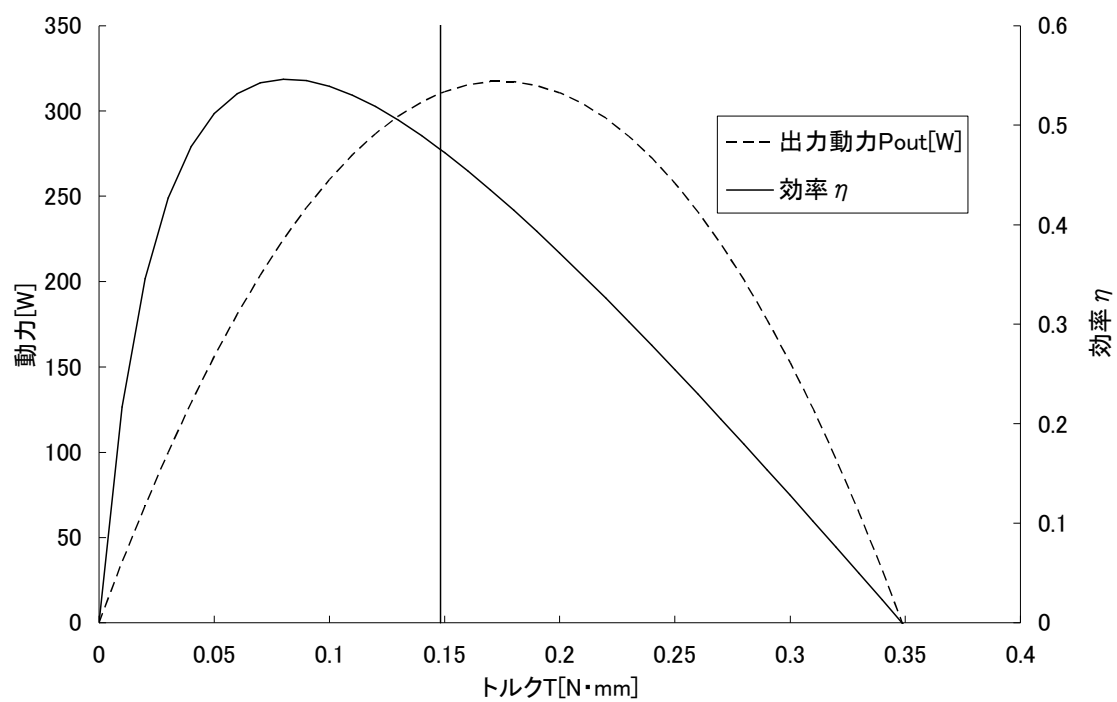


図 5.13 ギア比 33:1 の動力と効率

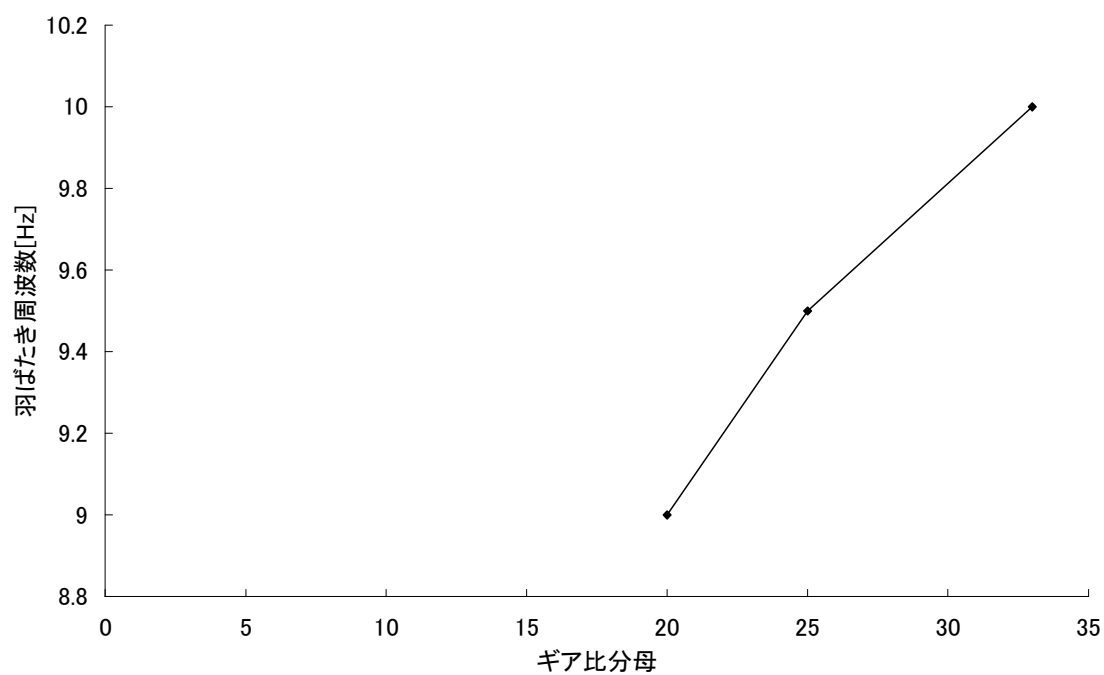


図 5.14 羽ばたき周波数

5.3 カーボン製赤外線制御羽ばたきラジコン機の作成

教材バーディー号を参考に、ほぼ同じサイズの機体を作成した（図 5.15）。材料は、バーディー号がバルサ材主体だったのを、軽量で頑丈なカーボン主体に変更した。

この機体の特徴としては、羽ばたき飛行機 **Delfly** を参考に手漕ぎボート型クランクにしたことである。教材バーディー号はそのクランクの構造から左右の羽の羽ばたきに位相差が出てしまうが、この構造だと完全に同期させることができる。サイズは翼幅 34[cm]から 33[cm]と一回り小さくした。モータ、ギア比などは電動化バーディー号と同じである。

また軽量化に成功しており、電動化バーディー号は 11.2[g]だったのに対し、カーボン機は 9.4[g]となった。

完成したカーボン機に垂直尾翼と、タイヨーから発売されているウルトラライトプレーン **HF** のコイルアクチュエータと受信機を取り付け、ラダーを操作できるようにした。モータは受信機を介すると受信機の実出力電圧の制限で回転しなくなったため、やむなくリチウムポリマバッテリーに直結した。実際に飛行させると、バランスの関係で右旋回しかできないもののラダー操作により旋回半径の増減が認められた。モータ出力の制御ができないため、旋回しながら上昇し続けた。

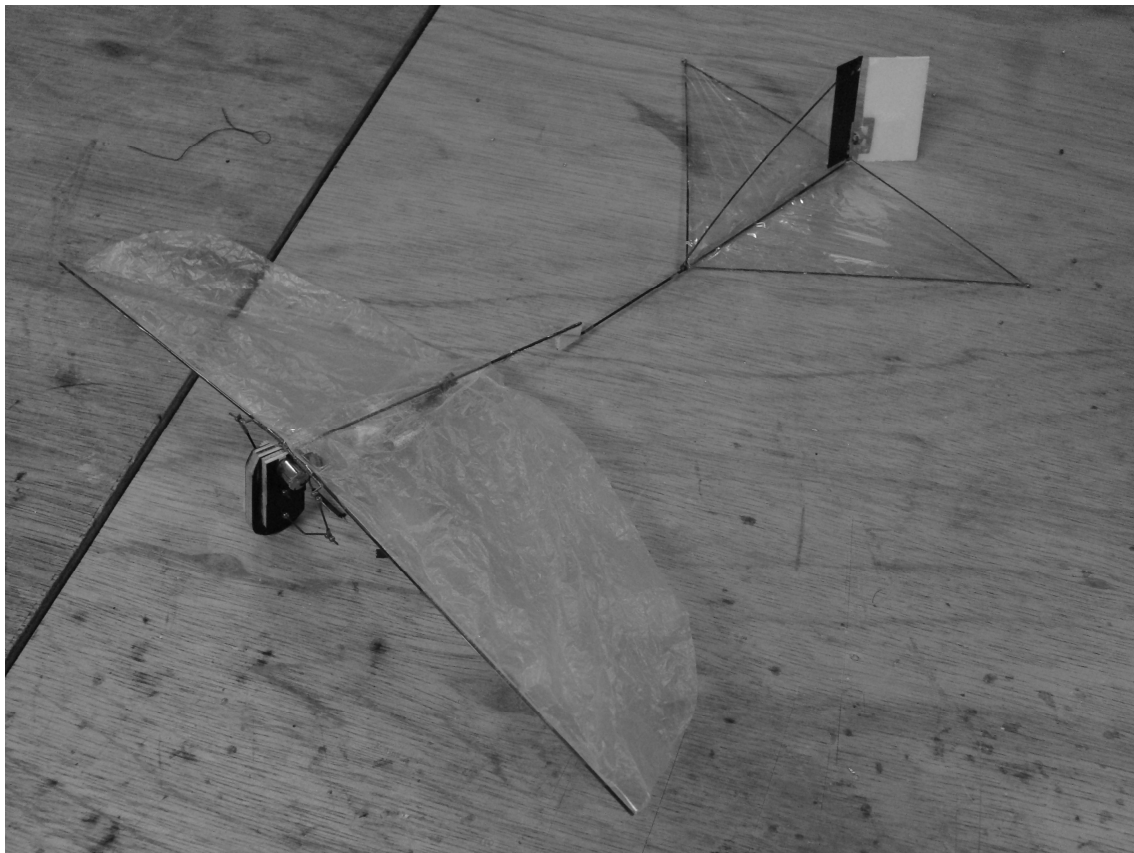


図 5.15 カーボン製赤外線制御羽ばたきラジコン機

5.4 20cm 翼幅羽ばたき機の作成

風洞内で実際に飛行させる機体を翼幅 30cm 以上であったバーディー号や自作ラジコン機から 20cm 翼幅機へ変更した。これは風洞内に物体を置いて何らかの測定をする場合、流体の流速分布の特性から、風洞の壁からある程度物体を離さなければならず(測定物の大きさの 10 倍以上が理想である)、流速分布の影響をなるべく小さくするためであり、また実験装置の制御可能範囲から、あまり大きなものは使えないためである。更にリチウムポリマバッテリーの消耗からの電圧降下で実験の再現性が低下する恐れがあるため有線制御とした。

5.4.1 翅付きギアボックスの各ギア比・モータでの周波数測定

小型化に際して、図 5.16 のような羽付きギアボックスにて各ギア比での羽ばたき周波数を計測した。

結果、MK07-1.7 モータは 20cm 翼幅機にはトルクが充分すぎると判断し、より小型で軽い MK06-4.5 モータを選定した(図 5.17、図 5.18)。ギア比は図 5.18 から羽ばたき周波数が最高であった 16:1 を採用した。

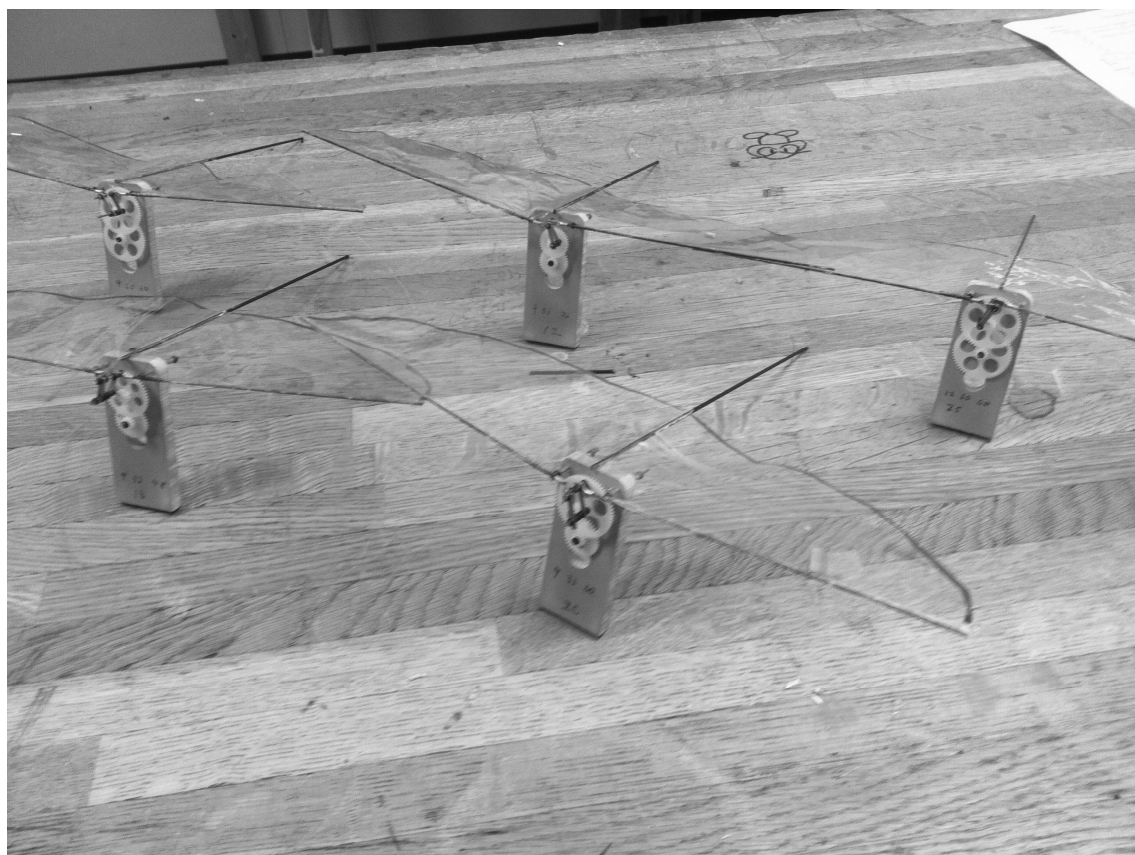


図 5.16 翅付きギアボックス

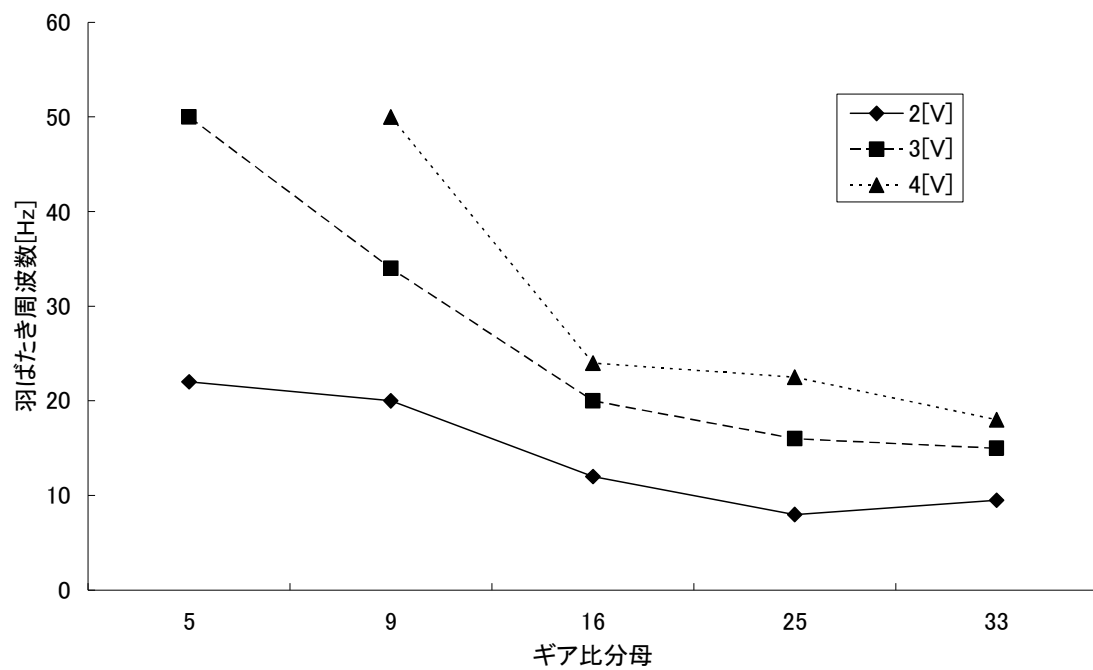


図 5.17 MK07-1.7 モータの羽ばたき周波数

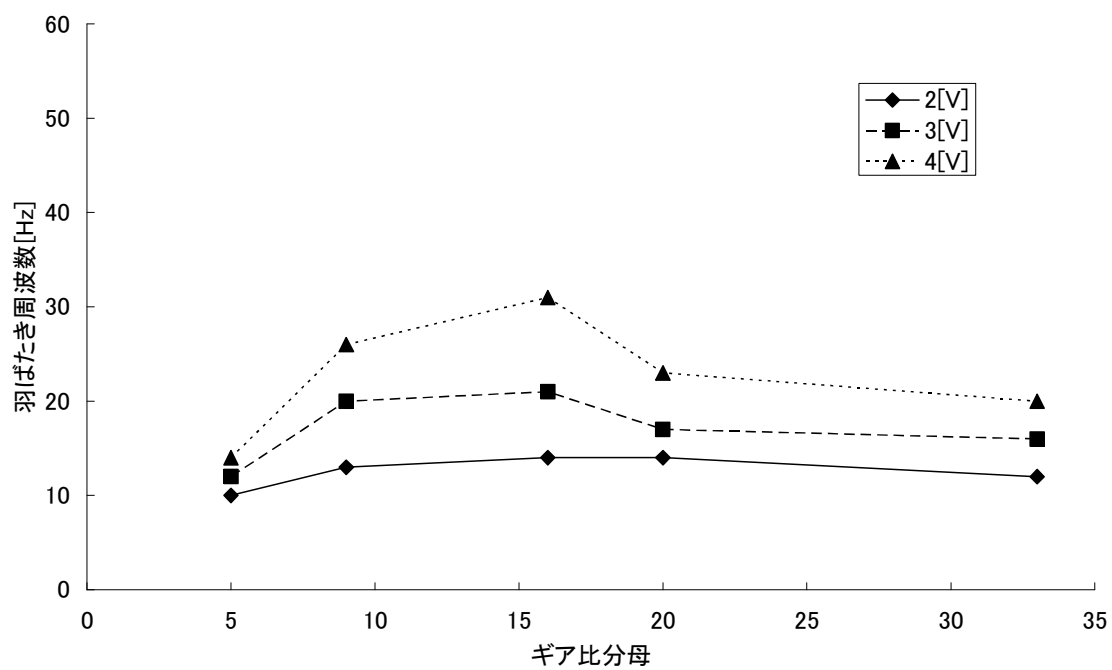


図 5.18 MK06-4.5 モータの羽ばたき周波数

第六章 羽ばたき機の飛行データ測定

6.1 測定システム概要

羽ばたき機の測定は、図 6.1 に示すように KV-5000 の AD 変換機によって行う。
KV-5000 で得た値を PC の Excel ファイルに出力し、その後整理する。

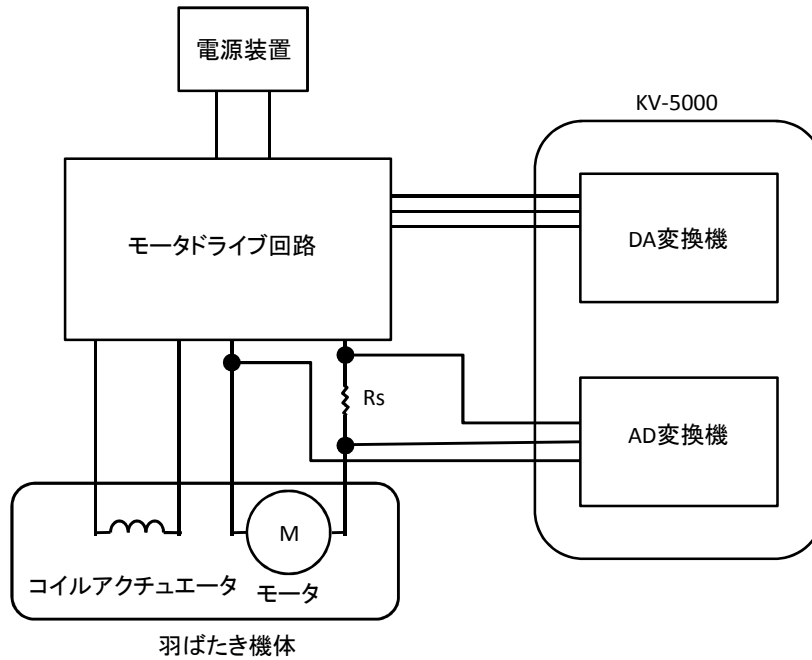


図 6.1 測定システム概要

6.1.1 シャント抵抗による電流測定回路

モータに流れる電流を知るために、シャント抵抗を使用した。

図 6.1 に示すように、抵抗をモータドライブ回路の出力側に直列に接続する。その両端にかかる電圧はオームの法則により、

$$V = RI \quad [\text{V}] \quad (6.1.1)$$

であるため、ここに $1[\Omega]$ の抵抗を使用すれば、

$$V = R_s I = 1 \cdot I = I \quad [\text{V}] \quad (6.1.2)$$

となり、電圧は電流と等価となる。

6.1.2 電線の抵抗値計算

モータ電圧を知るには、機体に伸びる電線の抵抗及び電圧降下を知る必要がある。

抵抗率から計算すると、抵抗値は、

$$r = \rho \frac{l}{A} \quad [\Omega] \quad (6.1.3)$$

となる。ここで ρ は電気抵抗率[Ωm]、 l は電線長さ[m]、 A は電線断面積である。

制御に使用している電線はエナメル被服銅線であり、この電線の電気抵抗率 ρ は 1.68×10^{-8} [Ωm]、片道長さ l は0.9[m]、直径 D は0.12[mm]である。以上の条件から抵抗値を算出すると、

$$r = \rho \frac{l}{A} = \frac{4\rho l}{\pi D} = \frac{4 \times 1.68 \times 10^{-8} \times 900 \times 10^{-3}}{\pi \times 0.12 \times 10^{-3}} = 1.6 \times 10^{-4} \text{ } [\Omega] \quad (6.1.4)$$

となり、往復で 3.2×10^{-4} [Ω]となった。

6.2 主翼位置と羽ばたき周波数計測

KV-5000 で羽ばたき機のモータの負荷などはわかるが、その測定結果のどの地点で主翼がどのような状態であるかは不明である。また、波形が周期的であった場合、その波形が羽ばたき周波数に対応しているかも不明である。よって、図 6.2 のような方法で測定中の主翼の状態を調べた。図 6.2 内の測定システムとは、図 6.1 の機体測定システムのことである。主翼の上端より少し下の位置に一直線上に光センサと高輝度 LED を配置し、主翼が振り上げられたときに光が遮断されそれを検知する方法をとった。主翼膜は透明で薄いポリエチレンフィルムであるため、フェルトペンなどで着色しておく必要がある。実験装置を図 6.3 に示す。

結果は図 6.4 のようになった。光センサは光電効果により LED の光が当たっている間は電位が上がり、遮断されている間は電位が下がるので、a-c 間の中間点 b で主翼は最上点に、c-e 間の中間点 d で最下点にあると考えられる。また、羽ばたき周期は電流波形の周期と一致した。これにより、電流波形で羽ばたき周波数を算出することができる。

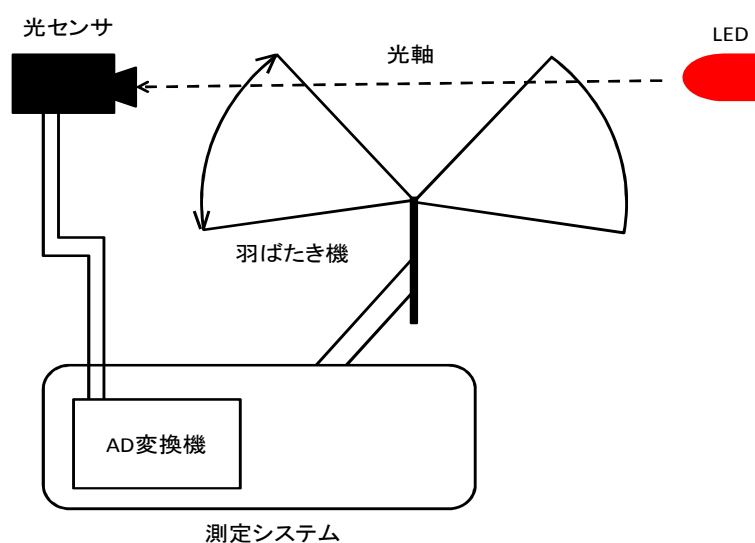


図 6.2 主翼位置測定装置の概要

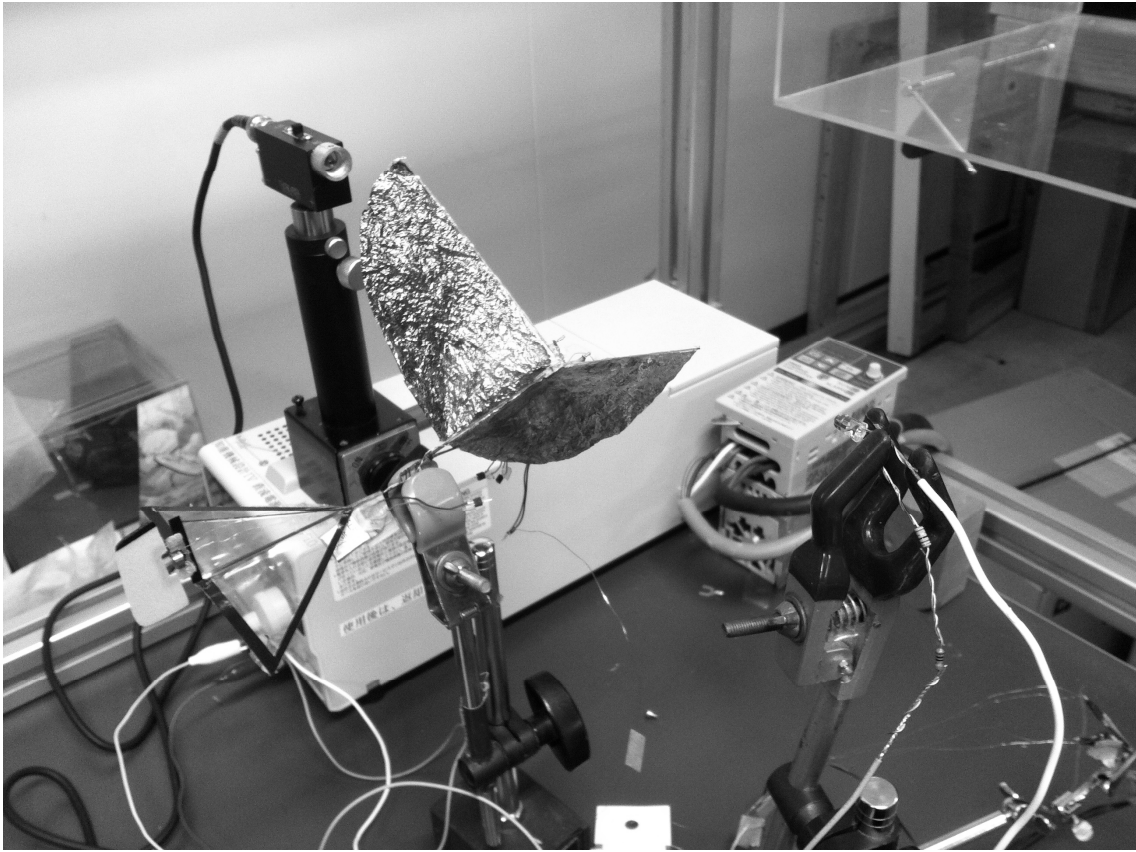


図 6.3 主翼位置測定装置

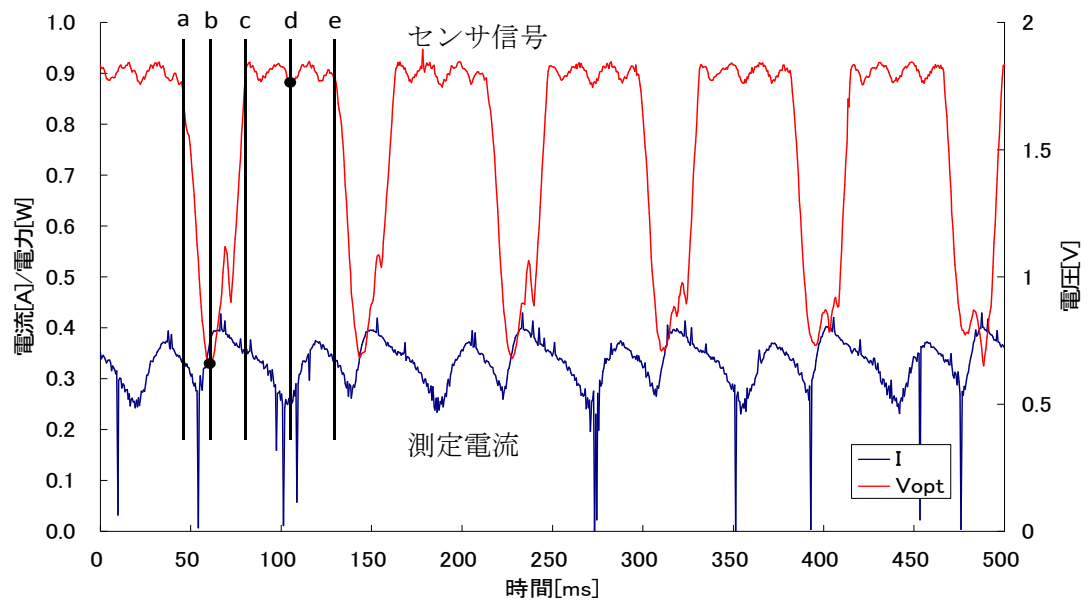


図 6.4 主翼位置測定結果

6.3 羽ばたき機の風洞内測定

羽ばたき機の位置制御にまで至っていないため、糸で Y 方向の自由度を制限し、風洞内で飛行させ、その時の出力電圧 V_{OUT} 及びシャント電圧 V_s を測定した(図 6.5)。条件は、風速 2[m/s]、平均出力電圧 $\bar{V}_{OUT}=4.5[V]$ で行った。

また、台座に固定し胴体が上下に遊動しない状態との比較のため、6.3.1 に記述する方法で制限飛行中の迎角を求め、同条件でクリップで台座に固定した場合の測定も行った。

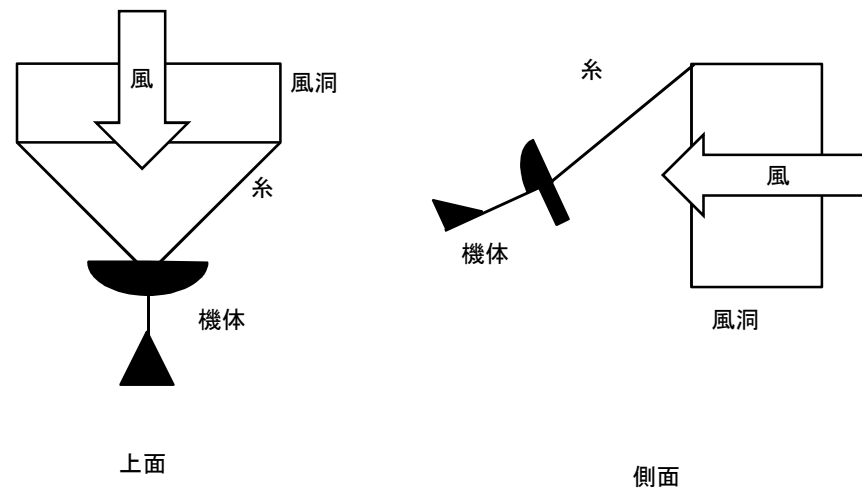


図 6.5 糸での機体の自由度制限

6.3.1 写真による迎角測定

飛行中の迎角を測定するために、制限飛行中の機体の写真を撮り、その画像から角度を計測した(図 6.6)。

胴体の角度を、カメラ固定フレームと比較し測定したところ、約 20[deg]なった。



図 6.6 角度測定に使用した写真

6.4 測定結果

図 6.7 が 6.3 で行った制限飛行時の測定結果である。ところどころに極端な値のノイズがある。このうち、極端に低い値はモータの整流子の絶縁時とサンプリング周期が一致したところのものと考えられ、極端に大きな値はそのほとんどが 2^{16} であったため、システムの何らかのノイズを拾っているものと考えられる。

同様に図 6.8 は固定時の測定結果である。

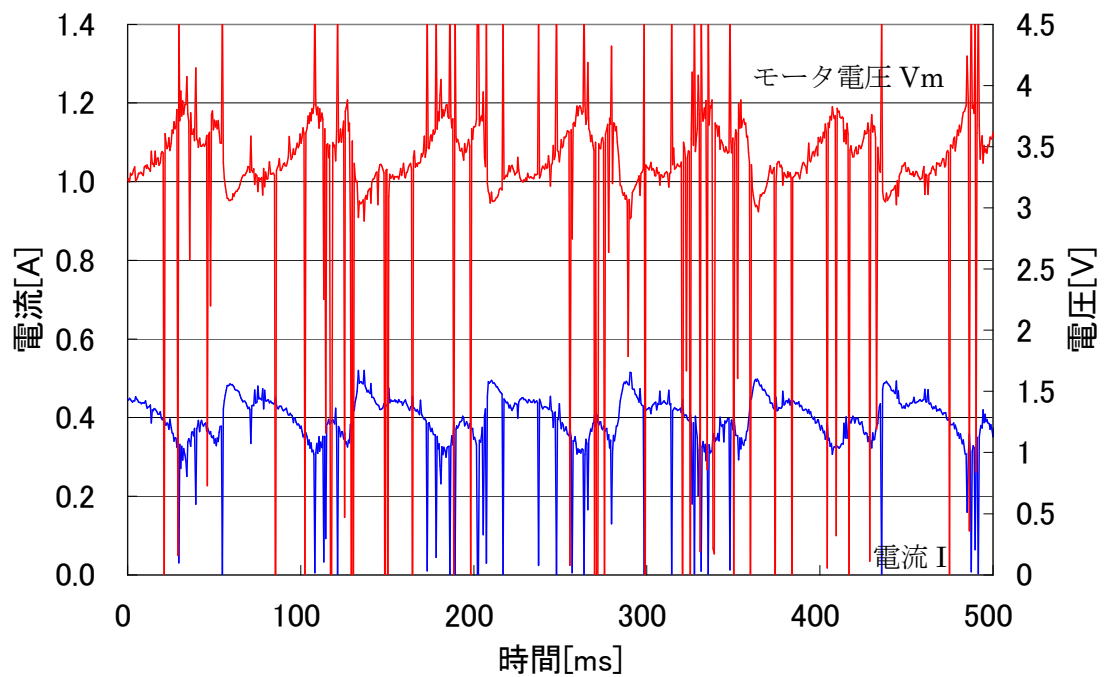


図 6.7 飛行時測定結果

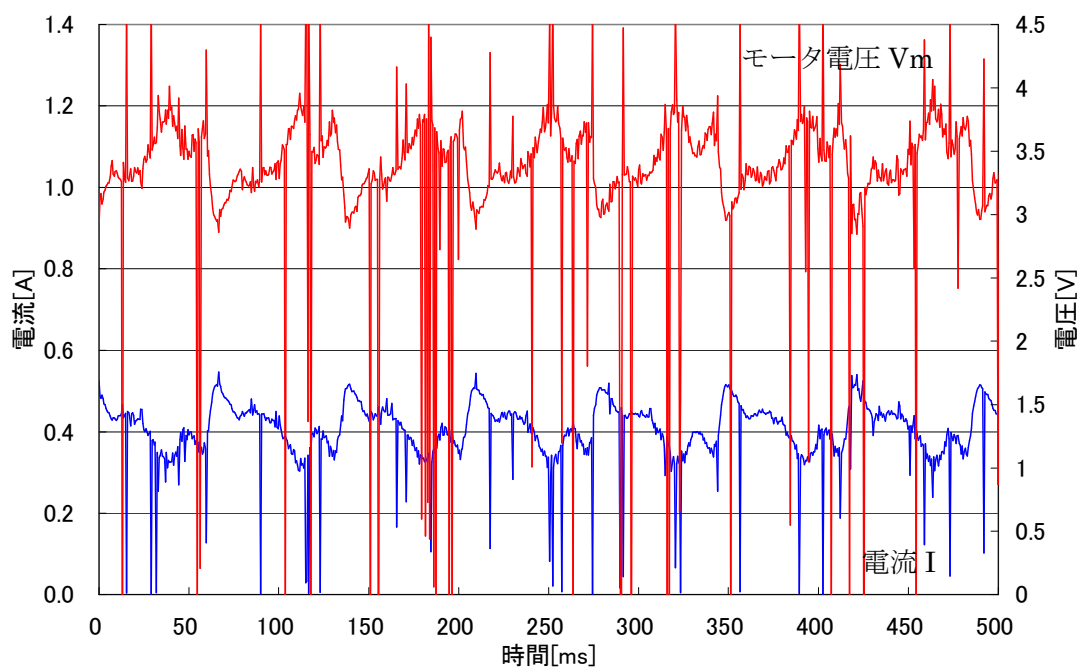


図 6.8 固定時測定結果

6.4.1 制限飛行時と固定時の比較

6.2 で挙げた計測から羽ばたき周波数と電流の波形の周波数は一致するので、0～

1000[ms]までの平均周期で算出した。

飛行時で 13.2 [Hz]、固定時で 14.1 [Hz]となった。

電流平均値は、飛行時は 0.399[A]、固定時は 0.409[A]となり、飛行時の方が電流が少なかった。これは胴体の遊動により、羽ばたきによる負荷が小さくなったためと考えられる。

6.4.2 モータ電圧、電力の算出

モータ電圧 V_M は、モータドライブ回路の出力電圧 V_{OUT} から経路の電圧降下を引いたものである。経路の抵抗は6.1.2よりシャント抵抗 $R_s=1[\Omega]$ と電線抵抗 $r=3.2\times 10^{-4}[\Omega]$ である。

オームの法則から、

$$V_M = V_{OUT} - (R_s + r) \cdot I \text{ [V]} \quad (6.4.1)$$

となる。

モータ電力 P_{IN} は、

$$P_{IN} = V_M \cdot I \text{ [W]} \quad (6.4.2)$$

となる。

計算結果を図 6.9 に示す。

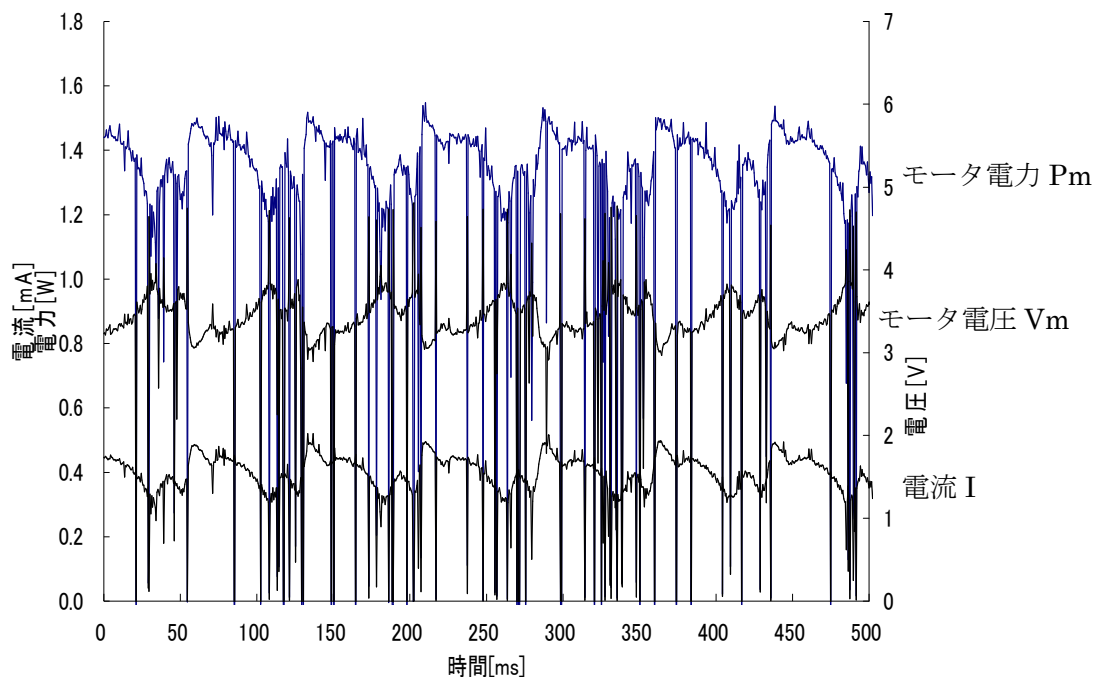


図 6.9 モータ電圧、モータ電力の計算値

第七章 結言と今後の課題

PLC 導入により制御遅れを半分にすることができ、風洞内で固定翼機をより安定して飛行させることに成功した。しかし、今回の結果は固定翼機での結果なので羽ばたき機の位置制御までには至っていない。

カーボクロスなどの導入により、きわめて軽量で、バルサ主体の機体より比較的頑丈な機体が作成できた。

KV-5000 の導入によりパソコンと VB で制御・観測していた時よりも高速な処理ができ、極めて短いサンプリング周期で細かい羽ばたき機飛行中のデータが得られた。

制限付きではあるが、羽ばたき飛行中の機体の状態が観測できるようになった。

今後の課題は、ステップ応答で機体が目標値に達しなかったため、これを改善すべく PID 制御式を導入することと羽ばたき機を風洞内で位置制御することである。

風洞内で羽ばたき機を糸で拘束せず制御飛行させ、そのデータを解析することである。今年度は風洞内測定の実験回数が少なかったため定量的なデータを得ることも重要である。

参考文献

- [1] 山路健太、山本清貴、河村良行、平成 21 年度卒業論文「大型低速実験装置の高性能化」
- [2] 柴田光紀、河村良行、平成 21 年度修士論文「低速風洞内における小型飛翔体の安定飛行制御に関する研究」
- [3] 工房赤とんぼ
<http://homepage1.nifty.com/akatombo/>
- [4] 株式会社 菅原研究所
<http://www.sugawara-labs.co.jp/faqstrobo1.html>
- [5] Ornithopter Zone
<http://www.ornithopter.org/software.shtml>
- [6] Indoor Air Plane World E-Shop
<http://indoor-airplane-world.com/>
- [7] DelFly.nl
<http://www.delfly.nl/>

謝辞

本研究を進めるにあたり、多大な御指導と御指摘をして頂いた、河村良行教授に深く感謝いたします。

機体製作、飛行制御システム構築、データ取得など本年度を通してお世話になった指導院生の山本清貴先輩に深く感謝いたします。

最後に、一年間研究を共にし、協力し合った河村研究室卒研究生・院生全員に深く感謝いたします。