

平成 23 年度 卒業論文

2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作と 風洞内制御装置の高度化

福岡工業大学 工学部 知能機械工学科

08E1024 郷原 裕己

指導教員 河村良行 指導院生 山本清貴

目次

第 1 章 諸言

第 2 章 揚力測定実験

- 2.1 揚力測定システム概要
- 2.2 ロードセル
- 2.3 音声認識ソフト
- 2.4 ロードセルの校正
- 2.5 揚力の測定

第 3 章 2 枚翼羽ばたき飛翔体の製作

- 3.1 MK06-4.5 モーターの特性測定
- 3.2 2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作
- 3.3 2 枚翼羽ばたき飛翔体の諸性能

第 4 章 風洞内位置制御

- 4.1 風洞内制御システム概要
- 4.2 既存の位置制御式

第 5 章 X 軸方向と Z 軸方向の制御

- 5.1 X 軸方向と Z 軸方向制御構築のための事前実験
- 5.2 X-Z 制御の構築
- 5.3 X-Z 制御を使用した飛行実験

第 6 章 結言と今後の課題

参考文献

- 付録 2 枚翼羽ばたき飛翔体製作マニュアル
風洞内制御プログラム

第 1 章

諸言

近年、地震や津波等が頻繁に発生しており生存者の捜索も困難な被災地では多くの尊い命が犠牲となっている。

そこで、被災地の観測や被災者の捜索に外乱に強く狭い場所に侵入可能で細かな位置制御が可能といった特徴を持つ小型羽ばたき飛翔体が注目され始め、様々な分野で研究が進められている。

本研究の目的は自然界に多数存在する飛翔体の中で最も多く見られるであろう2枚翼の羽ばたき飛翔体を開発し、大型風洞を用いてその性能や飛行特性を観察することである。

第 2 章

揚力測定実験

2.1 揚力測定システムの概要

システム外観を図 2.1 に示す。測定装置は 1 分力ロードセル 2 機、動ひずみ計 2 機、オシロスコープ、周波数測定用のマイクによって構成されている。ロードセル 2 機を垂直に組み合わせて 2 分力ロードセルとし、出力された電圧の変化をオシロスコープで読み取る。また、モータと安定化電源の間にシャント抵抗 (抵抗 1Ω) を取り付け、モータ電流を計測する。マイクはパソコンに接続し羽ばたき運動で発生する音の波形を取り込み、音声認識ソフトで羽ばたき周波数を測定できるようにする。

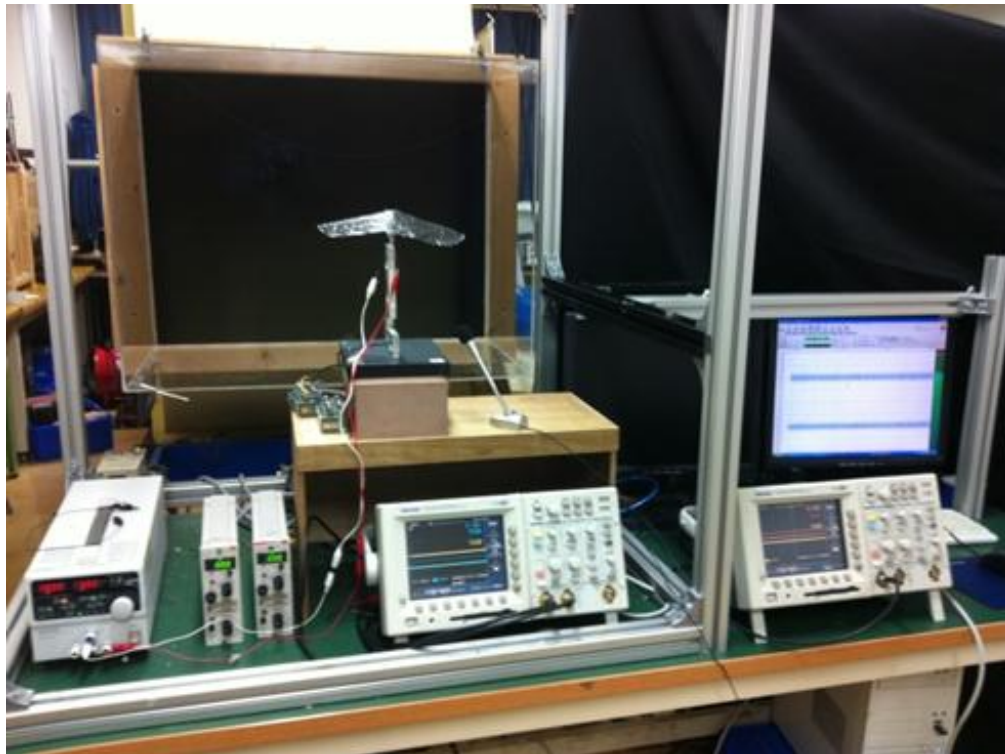


図.2.1 揚力測定システム概要図

2.2 ロードセル

機体が発生する揚力と推力を計測するためロードセルを使用した。今回の実験では、定格容量 3[kgf] の 1 分力ロードセルを使用し、これを垂直に組み合わせて 2 分力ロードセルとした。

定格容量が 3[kgf] と大きいものを使用した理由は、最初は 3[kgf] のものを使用していたが、羽ばたき周波数がロードセルの固有振動数と近くなって振動してしまい、大きいノイズが発生してしまったからである。

2.3 音声認識ソフト

羽ばたき周波数を羽ばたき運動によって発生する音から計測する為、音声認識ソフトを使用した。今回使用したソフトは **Sound Engine Free** というフリーソフトを使用した。このソフトは音声の録音、再生、解析などが可能である。このソフトを使用して 1 秒間の波形を数えることで周波数を測定する。

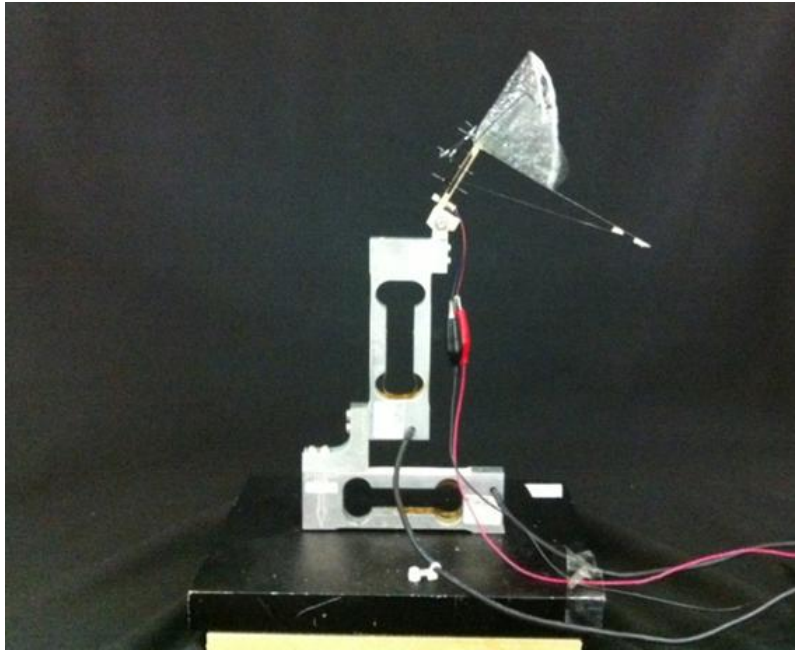


図 2.2 1分カロードセルを組み合わせた2分カロードセル

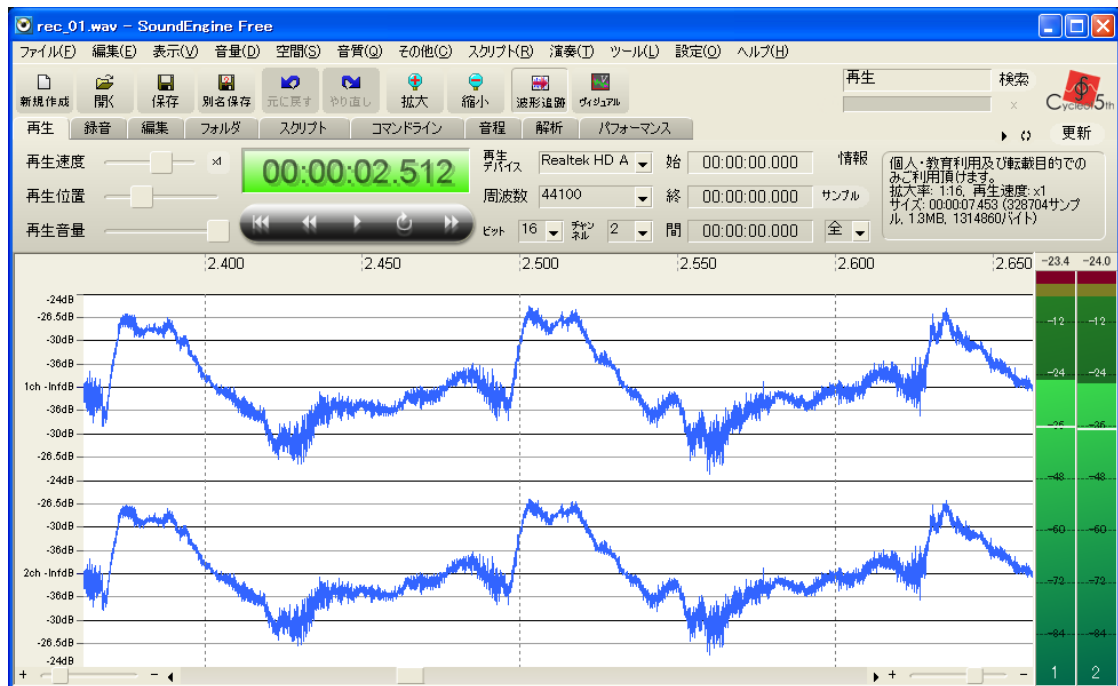


図 2.3 Sound Engine Free での波形測定

2.4 ロードセルの校正

ロードセルの荷重 $M[\text{g}]$ に対する電圧 $V[\text{mV}]$ を調べるために、ロードセルの校正を行った。

1円玉を $1[\text{g}]$ の重りとして考え、ロードセル上部に1枚ずつ合計10枚まで乗せる。これを3回行い電圧の変化をグラフにした。その結果3回の測定はほぼ同じ結果を示しており、 $1[\text{g}]$ 当たり $38[\text{mV}]$ の電圧の変化

があると確認できた.

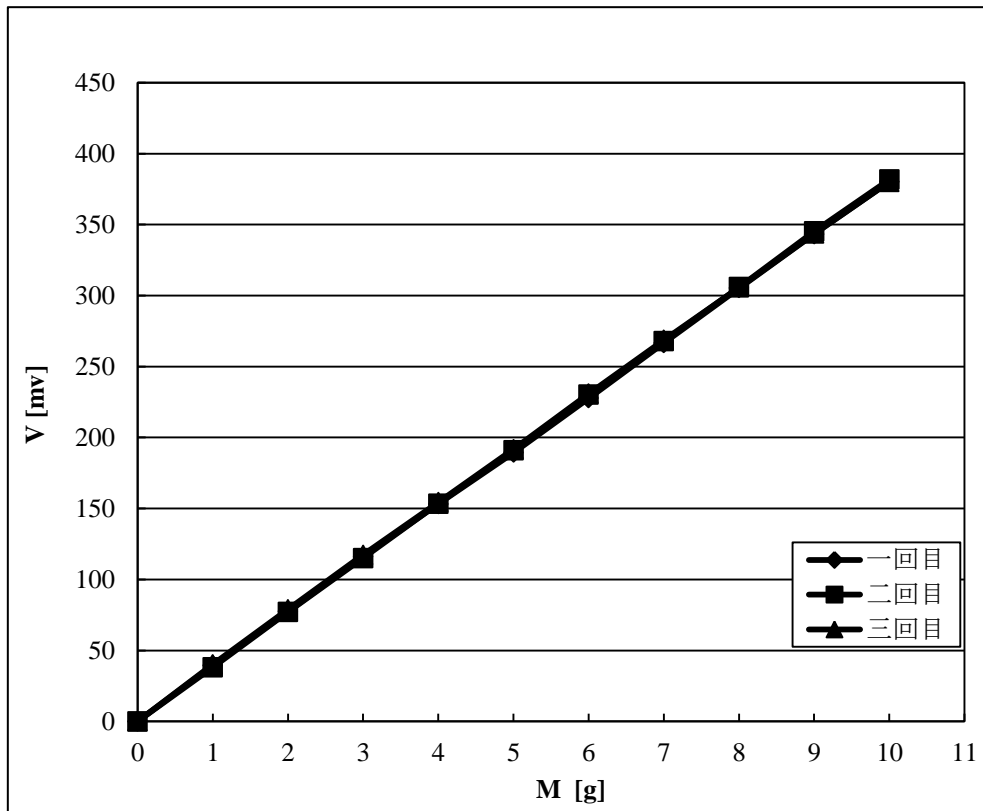


図 2.4 ロードセルの校正結果

2.5 揚力の測定

2枚翼羽ばたき飛翔体を製作するにおいて使用するモータ(MK06-4.5)に対して最適な減速比を持つ減速ギアを探すため,揚力測定実験を行った.実験の条件は以下の通りである..

- 測定項目は揚力,推力,羽ばたき周波数,モータ電流で,最重要項目を揚力とする.
- 羽ばたき機体はロードセル上部にボルトで保持され,迎角は35度で固定する.
- ギア比 1:5,1:9,1:12,1:16,1:20,1:25,1:33 について実験を行った.

次に実験の手順について説明する.まず羽ばたき機体を羽ばたかせると,推力測定用のロードセルが力を検知する.その力を打ち消すようにロードセルから風を送り,推力+風による抗力=0の状態にする.この状態を定常模擬飛行状態と呼び,この状態にあるときの機体の揚力を測定する.これより飛行速度[m/s]=風速[m/s]となる.

実験結果を図 2.5.に示す.自由飛行時に印加される3~4[V]の揚力が高いギア比 1:16 を最適として選定した.また羽ばたき周波数のグラフは揚力のグラフとほぼ同じように推移している.また,電流はギア比が上がると下がる傾向がある.これはギア比が上がることによってトルクも比例して上がっているからと考えられる.

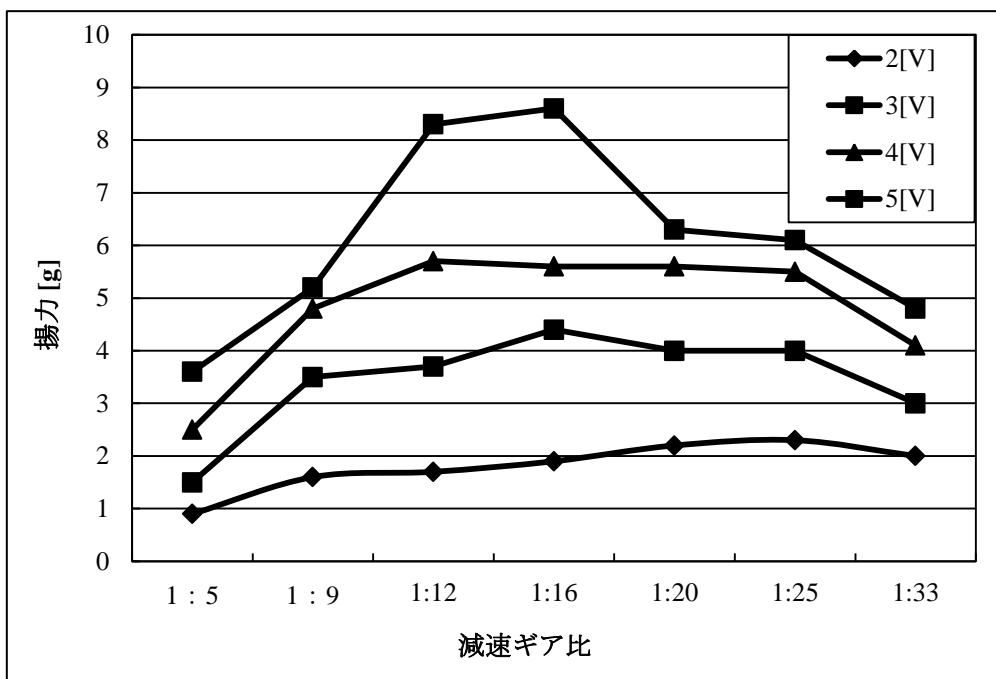


図 2.5 揚力測定結果

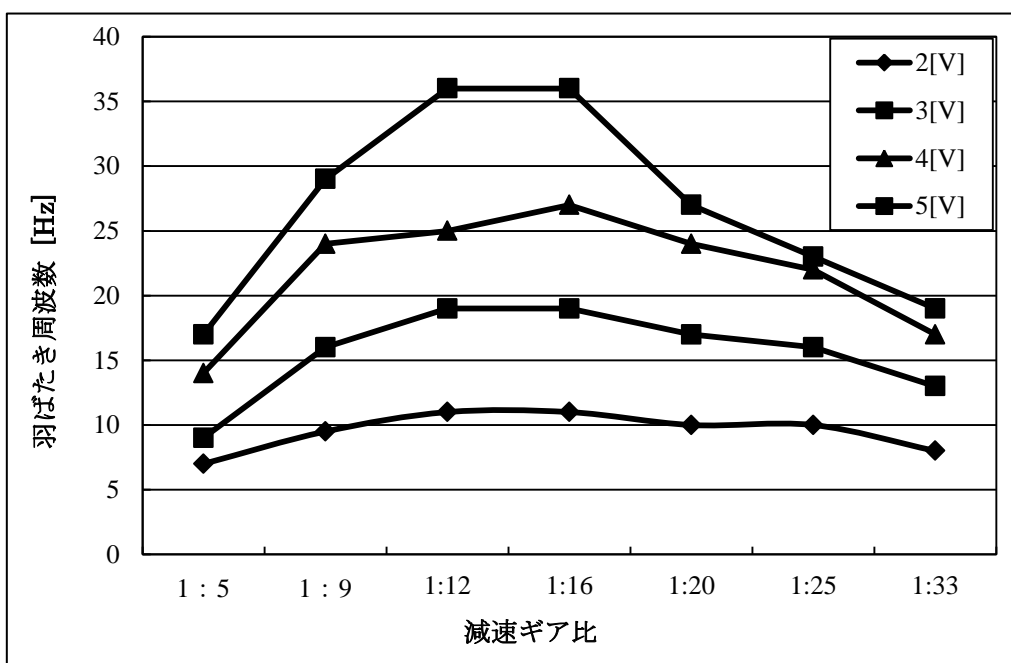


図 2.6 羽ばたき周波数測定結果

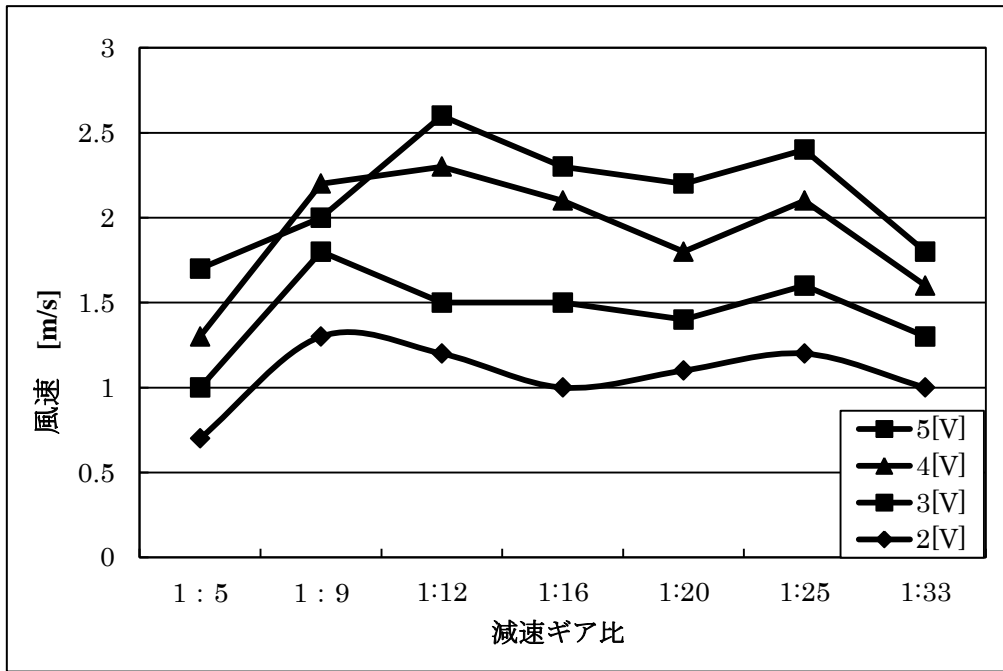


図 2.7 風速測定結果

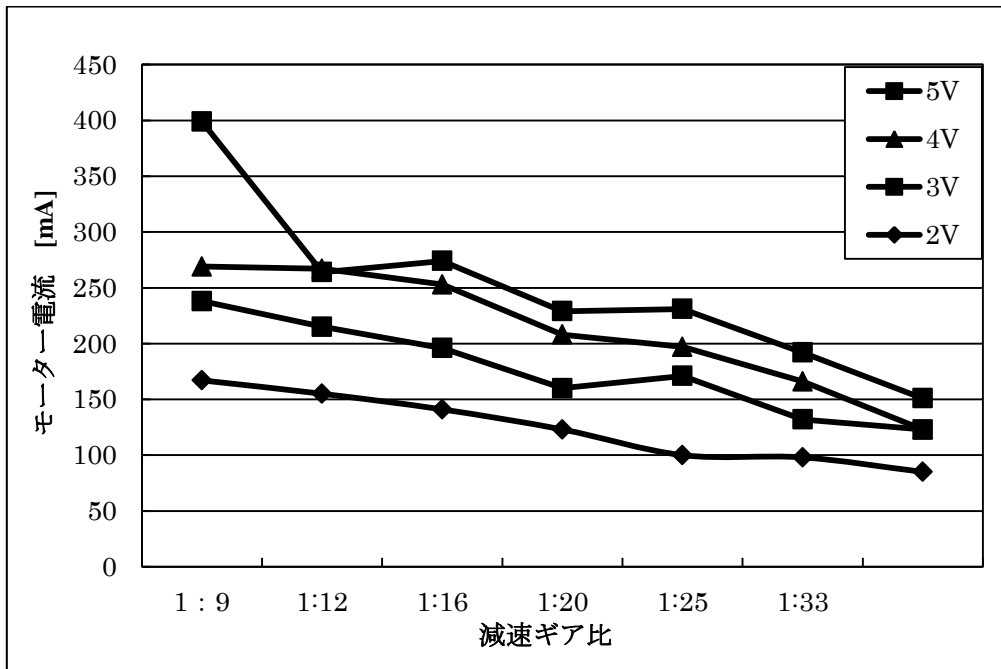


図 2.8 モーター電流測定結果

第 3 章

2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作

3.1 MK06-4.5 モータ特性測定

選定したギア比 1:16 のギアボックスを接続した際のモータの状態を調べるために、モータ電圧が 4[V] の時の MK06-4.5 モータの特性を測定した。

まず無負荷時回転数 N_0 [rps]を調べるため、モータにアルミホイールを半円だけ貼り付けたピニオンギアをはめこみ、レーザーを当てて反射してきた光を光検出器で検出し 1 秒間に光を検出した回数でモータの回転数を測定する。この概要図を図 3.1 に示す。また同時に電流も測定し、これを I_0 [mA]とした。この場合のトルクを $T_0=0$ [N・mm]とし、回転数 N_{max} は無負荷時角速度 ω_{max} [rad/s]に換算する。この時の計算式は

$$\omega_{max}=2\pi N_{max} \quad (3.1)$$

となる。

次に停動トルク T_{max} [N・mm]を調べるため、ピニオンギアに棒を取り付け、モータを固定して棒の先端を重量計に押し付ける方法をとった。この場合も同時に電流を測定し、これを I_{max} [mA]とする。この時の回転数は $N_0=0$ [rps]であるため、 $\omega_0=0$ [rad/s]である。ここで T_{max} [N・mm]の計算式は

$$T_{max}=mgl[\text{N}\cdot\text{mm}] \quad (3.2)$$

m : 重量計の示した重量[kg]

g : 重力加速度[m/s²]

l : 棒の長さ[mm]

となる。

ここで (T_0, ω_{max}) と (T_{max}, ω_0) 、 (T_0, I_0) と (T_{max}, I_{max}) を直線で結び、モータ特性図(T- ω I 線図)とした。これを図 3.2 に示す。

また回転角速度係数 α_ω は

$$\alpha_\omega = \frac{\omega_{max}-\omega_0}{T_{max}-T_0} \quad (3.3)$$

となる。また電流係数は

$$\alpha_I = \frac{I_{max}-I_0}{T_{max}-T_0} \quad (3.4)$$

となり、 α_ω は T- ω 式の係数、 α_I は T-I 式の係数である。

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

$$\omega=\alpha_\omega T+\omega_0 \quad [\text{rad/s}] \quad (3.5)$$

$$I = \alpha_T T + I_0 \quad [\text{mA}] \quad (3.6)$$

となる.

ここで,減速ギア比 1:16 のギアを接続したときの出力,効率曲線を求める.

トルクに対するモータ出力 W [W]はトルク T [N·mm]と角回転速度 ω [rad/s]から求められる.この時の計算式は

$$W = \omega T \quad [\text{W}] \quad (3.7)$$

となる.ここで入力電圧 P [W]は電圧 V [V]と電流 I [A]となる.この時の計算式は

$$P = VI \quad [\text{W}] \quad (3.8)$$

となる.

この時の効率 η はモータ出力 W_m [W]と入力電圧 P [W]により算出され,式は

$$\eta = \frac{W}{P} \quad [-] \quad (3.9)$$

となる.

これらの計算結果を用いて出力,効率曲線を表した.これを図 3.3 に示し,これより出力曲線の頂点付近で動作していることが分かると言える.

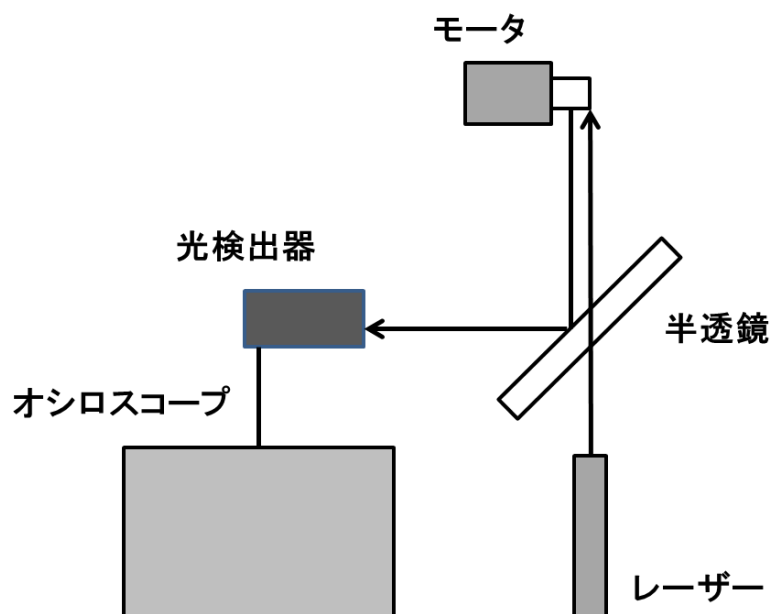


図 3.1 無負荷時回転数測定法

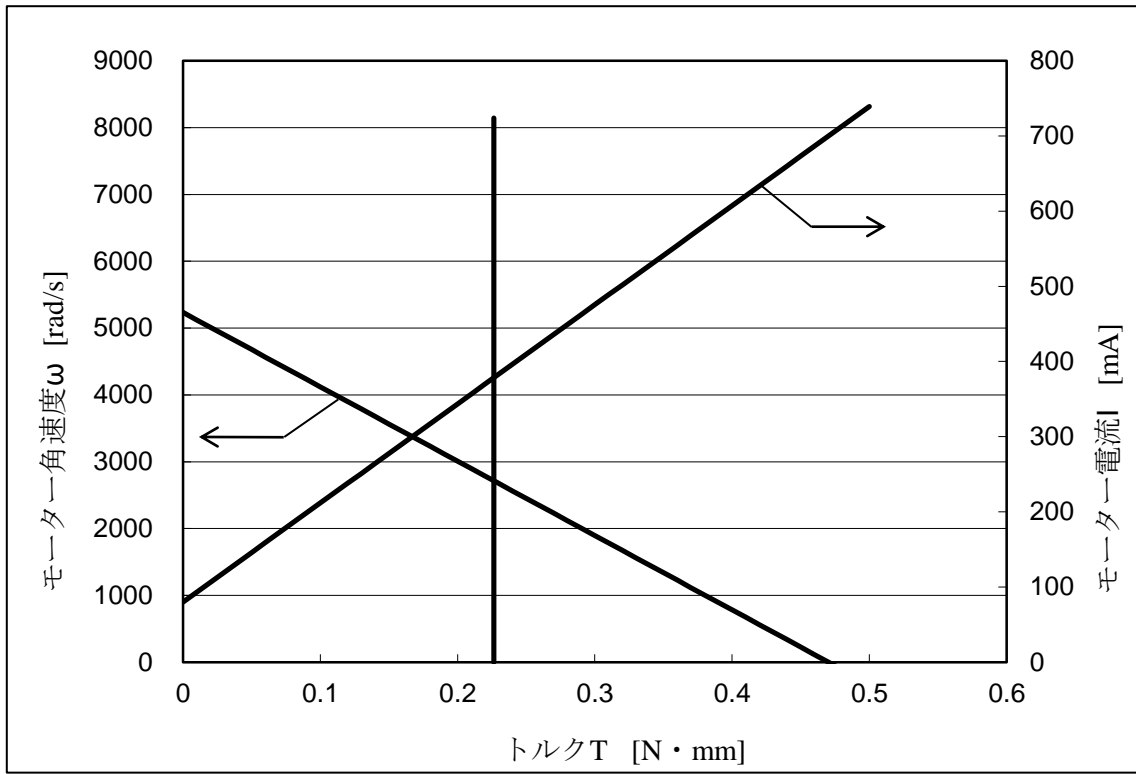


図 3.2 モータ特性線図

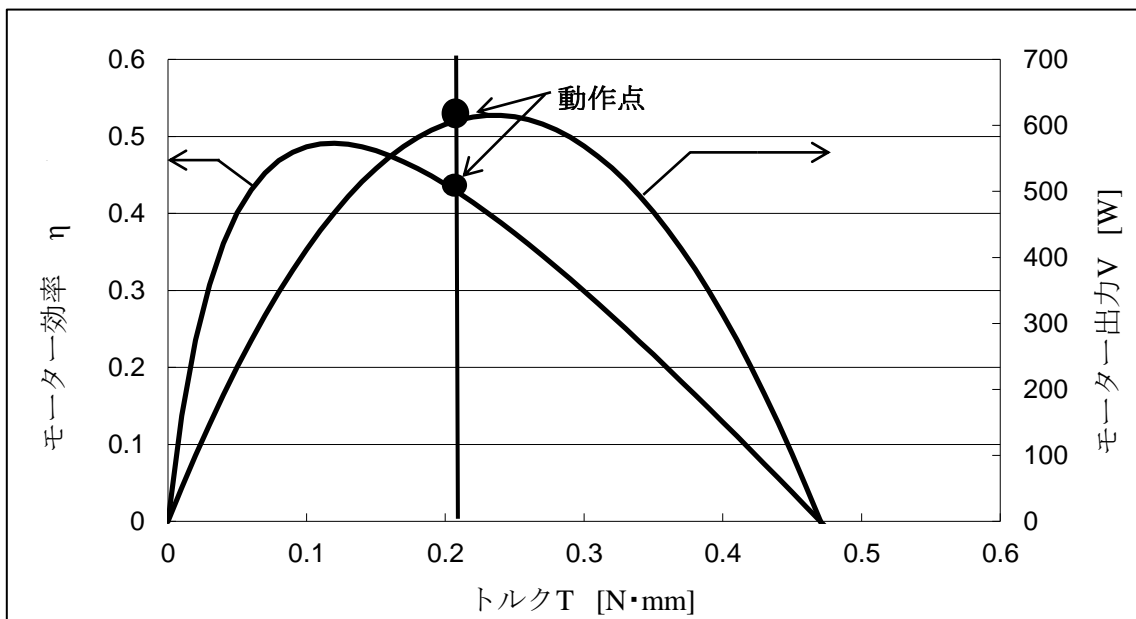


図 3.3 モータ出力,効率曲線図

3.2 2枚翼小型羽ばたき飛行体の製作

ギア比 1:16 のギアボックスを使用して 2 枚翼小型羽ばたき飛行体の製作を行った。

今回製作する機体の条件は以下の通りである。

- 翼幅 220[mm]未満の 2 枚翼機体であること
- 墜落による破損がなく飛行に再現性があること。
- 上昇,旋回が可能であること。

今回製作した機体の外観を図 3.4 を図 3.5 を図 3.6 電装部品詳細を図 3.7 使用材料表を図 3.8 に示す。この機体は 0.8[g]の余剰揚力があり,急上昇が可能である。また旋回性能も良好で 8 の字飛行が可能である。機首には曲げて取り付けたカーボンシートが装着されており,墜落による衝撃を緩和し機体の破損を防いでいる。クランクの寸法とその運動を翼に伝えるコンロッドの長さ,そして翼のヒンジは羽ばたき運動に大きな影響を及ぼすので,Flap Design2 で羽ばたき運動をシミュレーションし,これらの値を決定した。

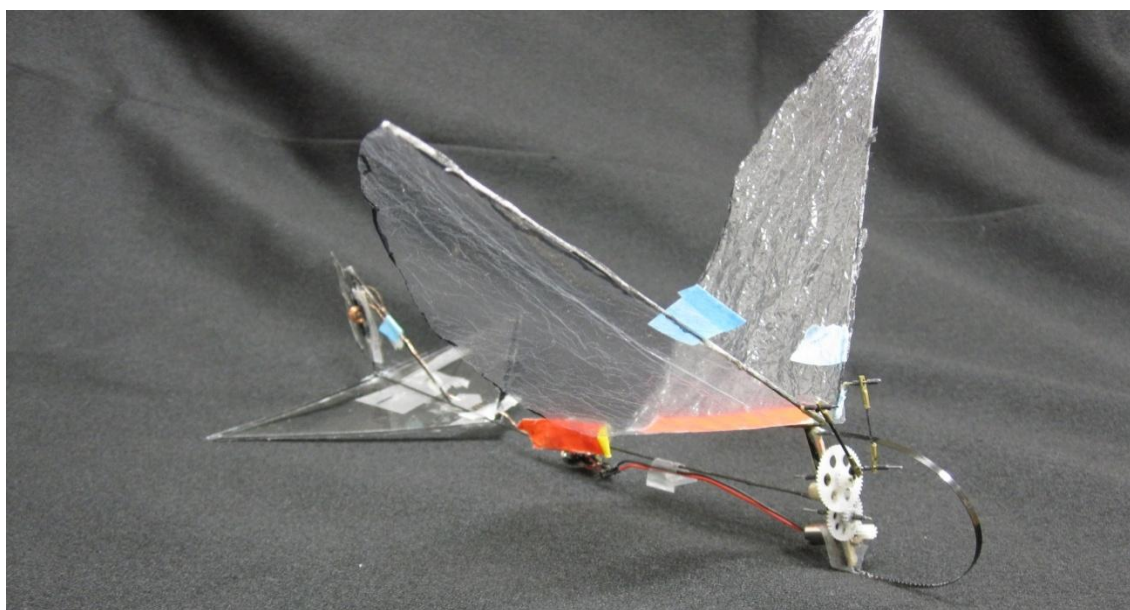


図 3.4 2枚翼羽ばたき飛行体

表 3.1 機体仕様

項目	諸元	詳細
全体寸法	機体全長	170 [mm]
	機体全幅	220 [mm]
	機体全高	95 [mm]
	総重量	4.8 [g]
飛行性能	揚力 (4 V印可時)	5, 6 [g]
	推力 (4 V印可時)	1.8 [m/s]
	羽ばたき周波数 (4 V印可時)	24 [Hz]
通信方式		赤外線通信

表 3.2 電装部品表

部品名	個数	型番	項目	詳細
モータ	1	MK06-4.5	寸法	$\phi 6$ [mm] \times 12 [mm]
			抵抗	4.5 [Ω]
			重量	1.32 [g]
ラダーコイル	1		寸法	内径 $\phi 4$ [mm] 外径 $\phi 5$ [mm]
			導線径	$\phi 0.05$ [mm]
			巻き数	400回巻き
			マグネット	$\phi 3$ [mm] \times 1 [mm] 2個
			重量	0.3 [g]
赤外線受信機	1	IRX262	寸法	7.5 [mm] \times 9 [mm]
			電源電圧	3-4.3 [V]
			重量	0.16 [g]
バッテリー	1	FR20C	寸法	12.5 [mm] \times 20 [mm] \times 3 [mm]
			容量	20 [mAh]
			放電量	20 [C] / 400 [mA]
			重量	1 [g]

表 3.3 使用部材表

部材名	寸法	使用部位
バルサ材	厚さ 1.5 [mm]	ギアボックス 尾翼
カーボンロッド	$\phi 0.5$ [mm]	主翼 コンロッド
	$\phi 0.7$ [mm]	胴体
カーボンシート	$\phi 0.7$ [mm]	尾翼 ギアボックス
ピアノ線	$\phi 0.5$ [mm]	クランク ギア主軸
真鍮管	0.6 [mm], 1.0 [mm]	コンロッド ギアボックス
ビニール膜		主翼膜 尾翼膜
伸縮チューブ	$\phi 1.0$ [mm]	ギアボックス

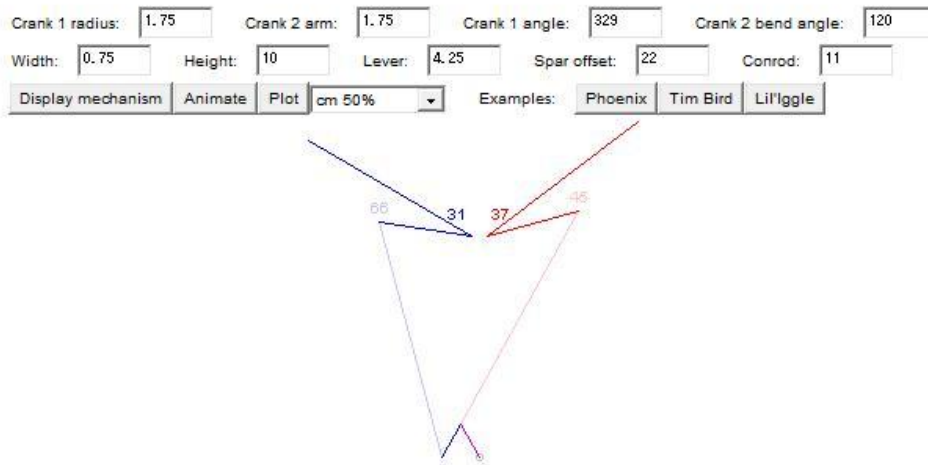


図 3.5 FlapDesign2 による羽ばたき運動シミュレーションの様子

第 4 章

風洞内制御システム

4.1 風洞制御システム概要

制御飛行システム図を図2に示す。機体上面と側面に赤色のマーカーが貼り付けられており、アルミフレームの上面と側面に設置してある2台のCCDカメラでマーカーを撮影し、画像処理装置でマーカーの位置座標と機体の角度を検出する。検出された角度を元に軌道修正するための制御計算を行い、その位置情報をシーケンサに送り、モータとラダーにかける制御線圧を計算する。シーケンサからは風洞の風速を制御するインバータと有線制御回路に接続されている。有線制御回路の中にはHブリッジ回路が含まれており、ラダーにかかる電圧の正負と決定している。有線制御回路から出力された電圧が導線を通じてモータとマグネットアクチュエータを動作させるフィードバックループを構成している。システムを構成する装置の詳細は過去の論文を参照とする。[1]

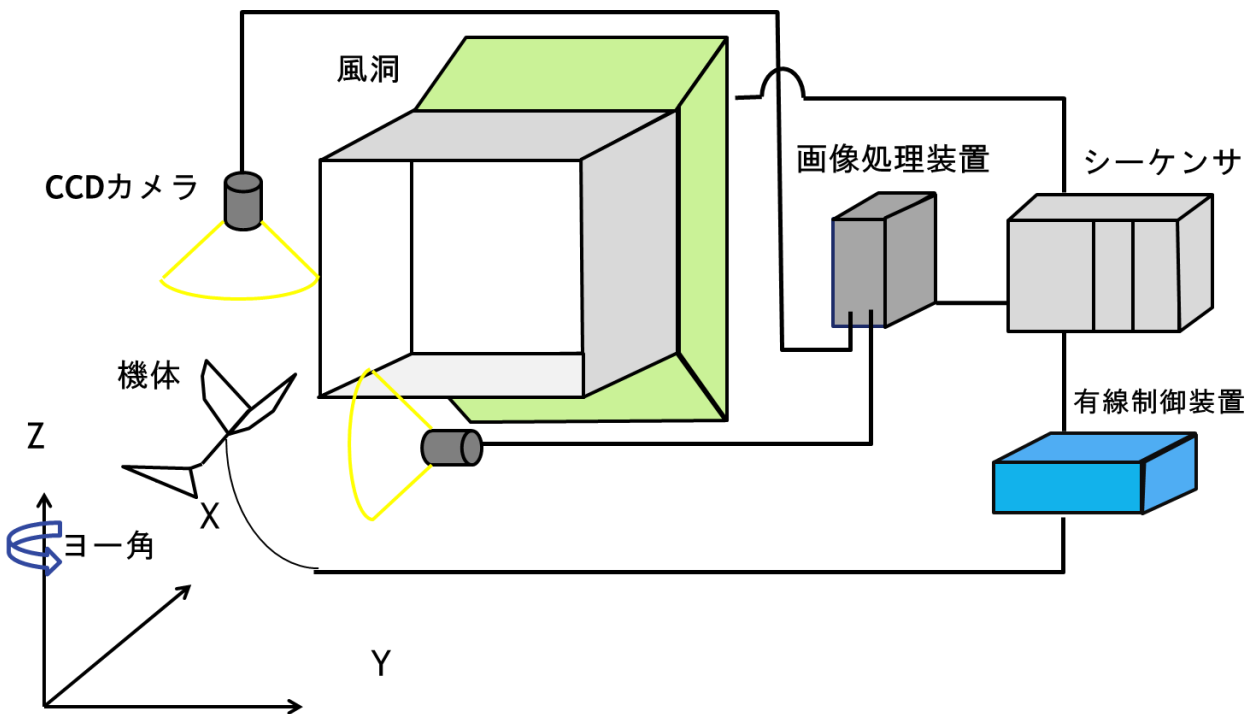


図.4.1 制御飛行システム概要図

4.2 既存の位置制御

ここで昨年まで使用していた既存の位置制御式を紹介する。

まず機体の上面に張り付けてあるマーカーをCCDカメラで撮影し画像処理装置で機体の現在主軸角と機体の位置座標を検出する。シーケンサでその情報を元にPD制御を用いてラダーにかかる電圧 V を計算し制御を行うことで機体の主軸角を制御し、機体が安定して飛行するようにした。この時の制御式は

$$V = K_{p\theta}(\theta_{ta} - \theta_n) - K_{d\theta} \left[\frac{\theta_n - \theta_{n-1}}{T_s} \right] \quad (3.1)$$

$K_{p\theta}$: 比例係数 $K_{d\theta}$: 微分係数 θ_{ta} : 機体の目標角
 θ_{ta} : 機体の目標角 θ_{ta} : 機体の目標角 θ_n : 現在の機体の主軸角
 θ_{n-1} : 一つ前の主軸角 T_s : サンプルングタイム

である。また、機体が常に CCD カメラの撮影範囲内に留まるには機体の Y 座標方向の位置制御が不可欠である。そこで機体の目標角度 θ_{ta} に Y 座標成分を組み込んで機体の現在の Y 座標に応じて θ_{ta} を変更し、機体を目標座標にフィードバックさせる制御を用いている。この時の制御式は

$$\theta_{ta} = K_{pY}(Y_{ta} - Y_n) - K_{dY} \left[\frac{Y_n - Y_{n-1}}{T_s} \right] \quad (3.2)$$

Y_{ta} : 機体の目標 Y 座標 Y_n : 機体の現在 Y 座標 Y_{ta} : 一つ前の Y 座標

である

第 5 章

X 軸方向と Z 軸方向の制御

5.1 X 軸方向と Z 軸方向制御構築のための事前実験

既存の位置制御式では高度の制御を行っていない為、安定する高度にばらつきがあった。また X 軸方向の制御も行っていなかった為長時間の飛行になるとモータが発熱しパワーが落ちて制御範囲外に出てしまうことや、微妙なモータの出力調整に時間がかかり安定して飛行するまでに時間がかかっていた。そこで本研究で風洞の風速とモータにかかる電圧を同時に制御することで X 軸方向を Z 軸方向の制御を行えないかと考えた。以降この制御を X-Z 制御と呼ぶ。

まず最初に事前実験として、モータの電圧を風洞の電圧をそれぞれ変更すると機体がどのような動きをするかを計測した。モータの電圧を 0.1[V],0.15[V],0.2[V]と増減させる場合と、風洞の電圧も同様に 0.1[m/s],0.2[m/s],0.3[m/s]と増減させた場合の機体の動きを機体側面側の CCD カメラで撮影し、記録された軌跡より 1[ms]あたりの X 軸方向と Z 軸方向の機体の移動速度を算出しそれぞれの電圧時の傾きと比較し平均して、近似直線にて電圧変更時の機体の動きを求めた。それぞれの増加分に対する移動速度のグラフを図 5.1 から 5.4 に示す。

その結果、モータの電圧を変更すると約 $Z=1.2X$ の傾きで、風洞の電圧を変更すると約 $Z=-1.3X$ の傾きで機体が移動することが分かった。

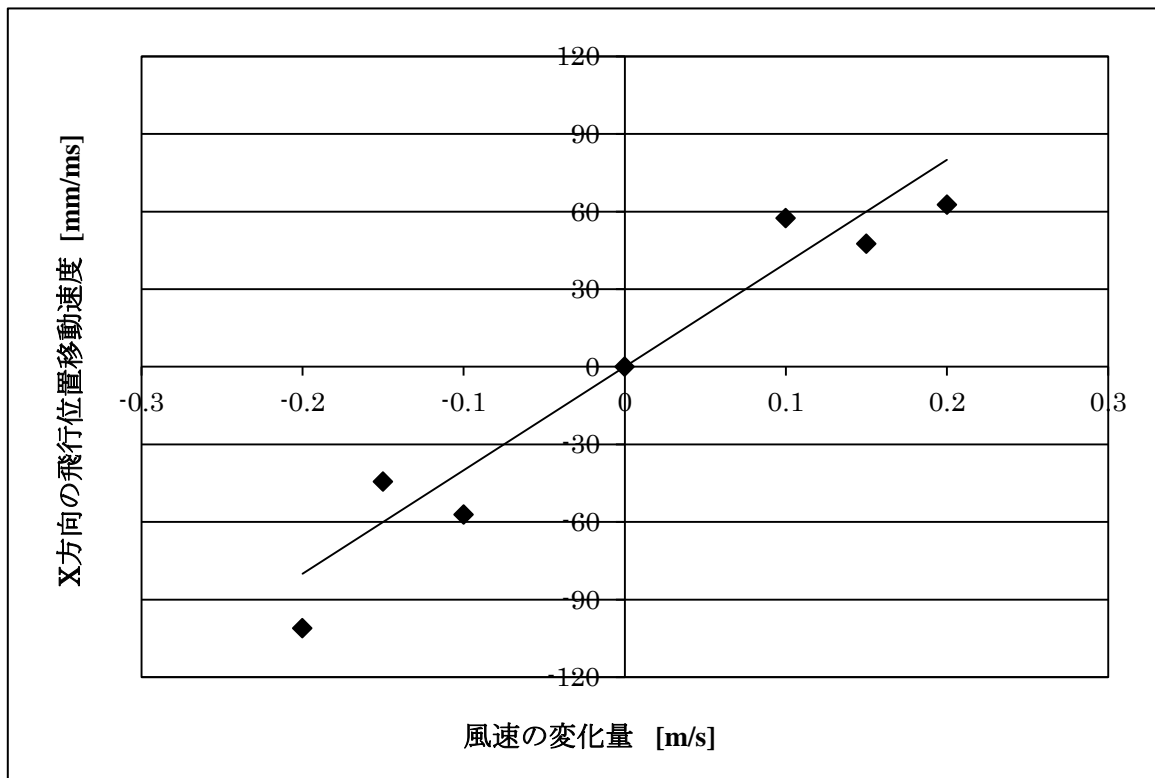


図 5.1 風速変化時における機体の X 軸方向の飛行位置移動速度

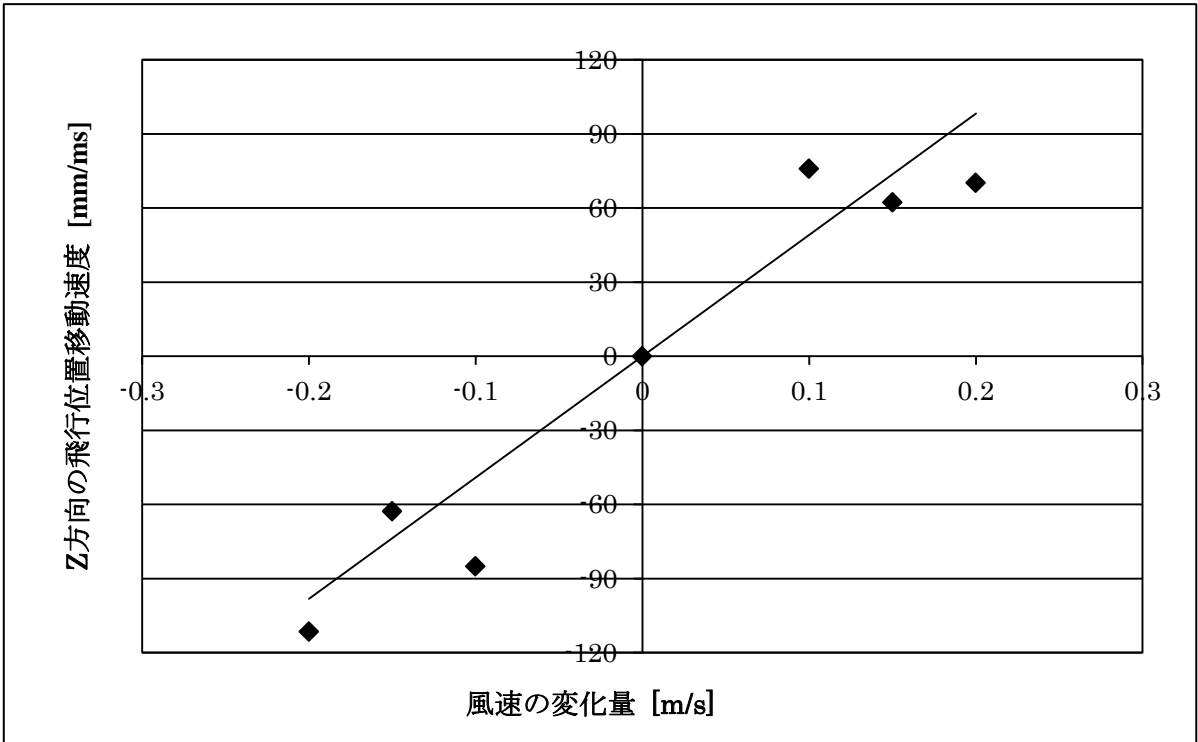


図 5.2 風速減少時と増加時の Z 軸方向の速度

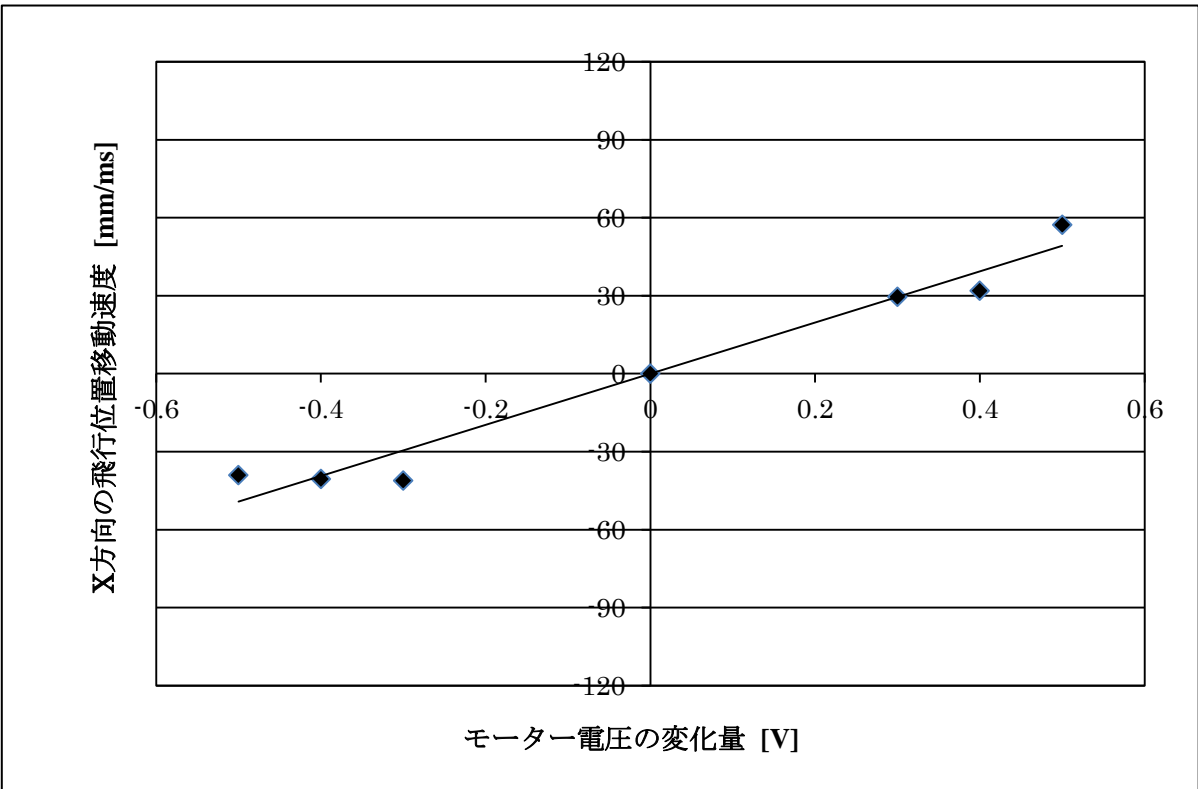


図 5.3 モーター電圧減少時と増加時の X 軸方向の速度

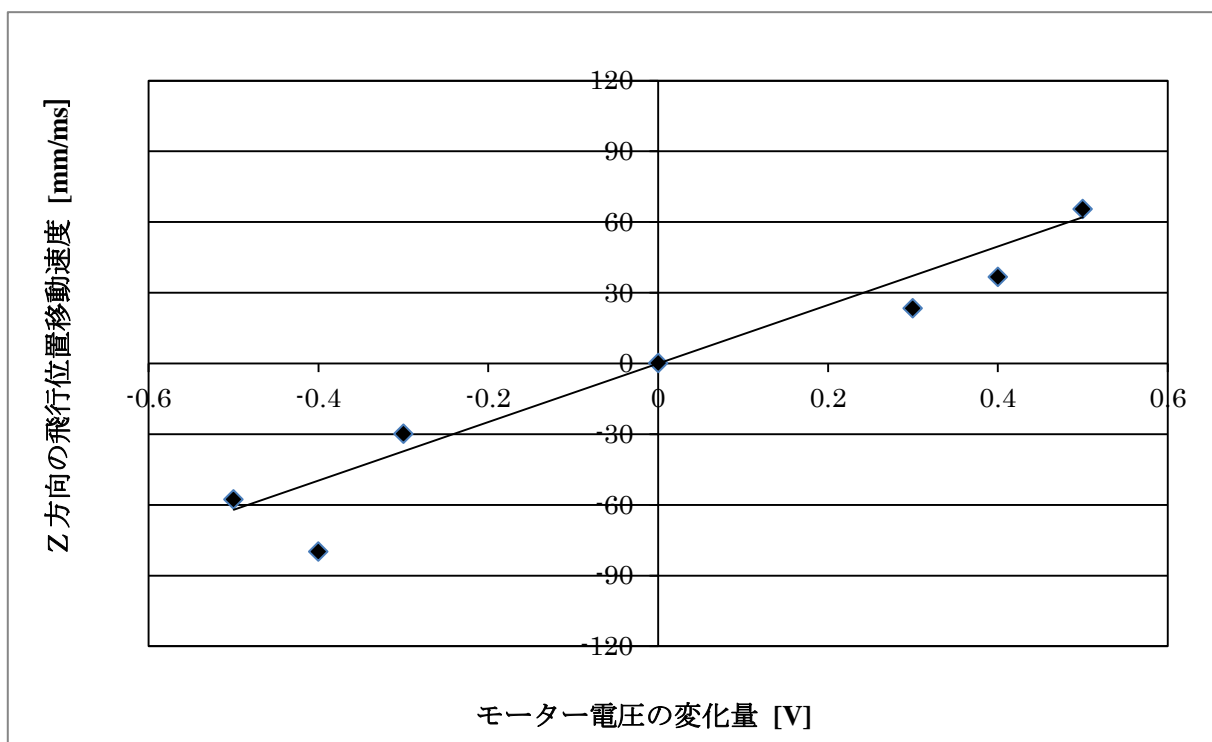


図 5.4 モーター電圧増加時と減少時の Z 軸方向の速度

表 5.1 風洞電圧変更時の傾き

風速の変化量 [V]	風速減少時の傾き	風速増加時の傾き	平均
0.1	-1.4	-1.2	1.3
0.15	-1.4	-1.4	
0.2	-1.1	-1.1	

表 5.2 モーター電圧変更時の傾き

電圧の変化量 [V]	電圧減少時の傾き	電圧増加時の傾き	平均
0.3	0.7	0.7	1.2
0.4	1.8	1.3	
0.5	1.2	1.2	

5.2 X-Z 制御の構築

3.3 でモータ電圧と風洞電圧を変更したときに移動する傾きを計測したが,ここではその傾きを計算が容易で計測値に近い値である $Z=X$ $Z=-X$ と置き換えて制御の構築を行う.概要図を図 1 に示す.

目標位置を(0,0)とし,機体の現在座標を(X,Z)とする.まず,現在座標を通る $Z=-X+C$ の一次直線を作り,その切片を求める.この時の計算式は

$$Z=X+C \quad (5.1)$$

となる.

次に,上記の $Z=X+C$ とモータの機体移動ラインである一次直線 $Z=X$ の交点を(X' , Z')とおき,これを求める.この時の計算式は

$$Z'=C/2 \quad (5.2)$$

$$X'=Z'-C \quad (5.3)$$

となる.

この2つの座標から距離 a,b を求める.この時の計算式は

$$a=\sqrt{(X-X')^2+(Z-Z')^2} \quad (5.4)$$

$$b=\sqrt{X'^2+Z'^2} \quad (5.5)$$

となる.

また,このとき距離 a, b には平方根が用いられているため,共に常に正の値である.そこで現在座標が直線 $Z=X$, $Z=-X$ より上にあるか下にあるかで場合分けを行い,a, b の正負を決定する.この時の距離 a の判別の計算式は

$$X+Z<0 \quad (5.6)$$

この式が成り立つならば,距離 a は正であり,成り立たなければ負となる.距離 b も同様に

$$X-Z>0 \quad (5.7)$$

この式が成り立つならば距離 b は負であり,成り立たなければ正である.

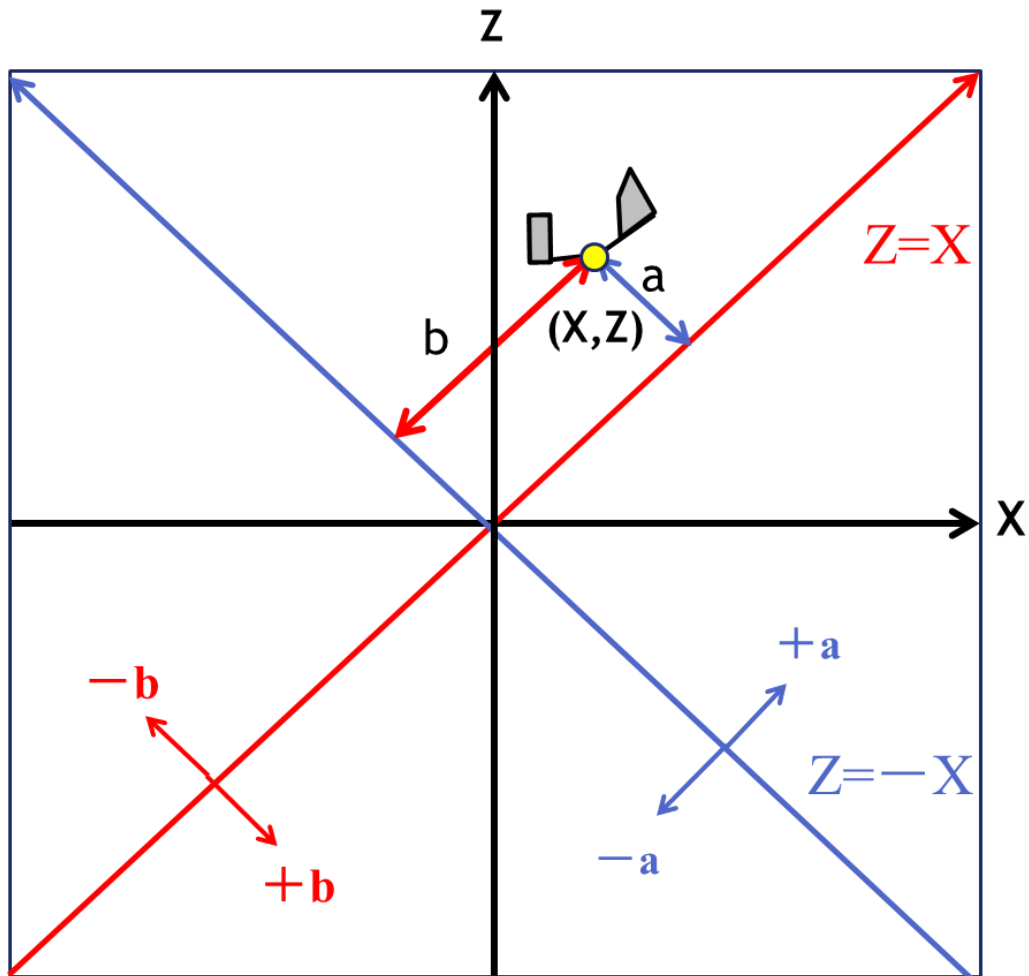


図 5.5 X-Z 制御の概要図

5.3 X-Z 制御を使用した飛行実験

既存の制御式のみを使用した制御飛行と、既存の制御に加え、本研究で構築した X-Z 制御式を追加しての制御飛行の比較実験を行った。機体側面の CCD カメラからの位置情報を記録し、10 秒間の飛行している機体の軌跡をグラフ化して比較した。

その結果、前者は不規則な動きをした後に範囲外にコースアウトしてしまっていたが、後者は目標位置付近で安定した飛行を行っていた。また後者の飛行は 1 分近くにも及び、このことから X-Z 制御の導入によって長時間安定した制御飛行を行えるようになったと言える。

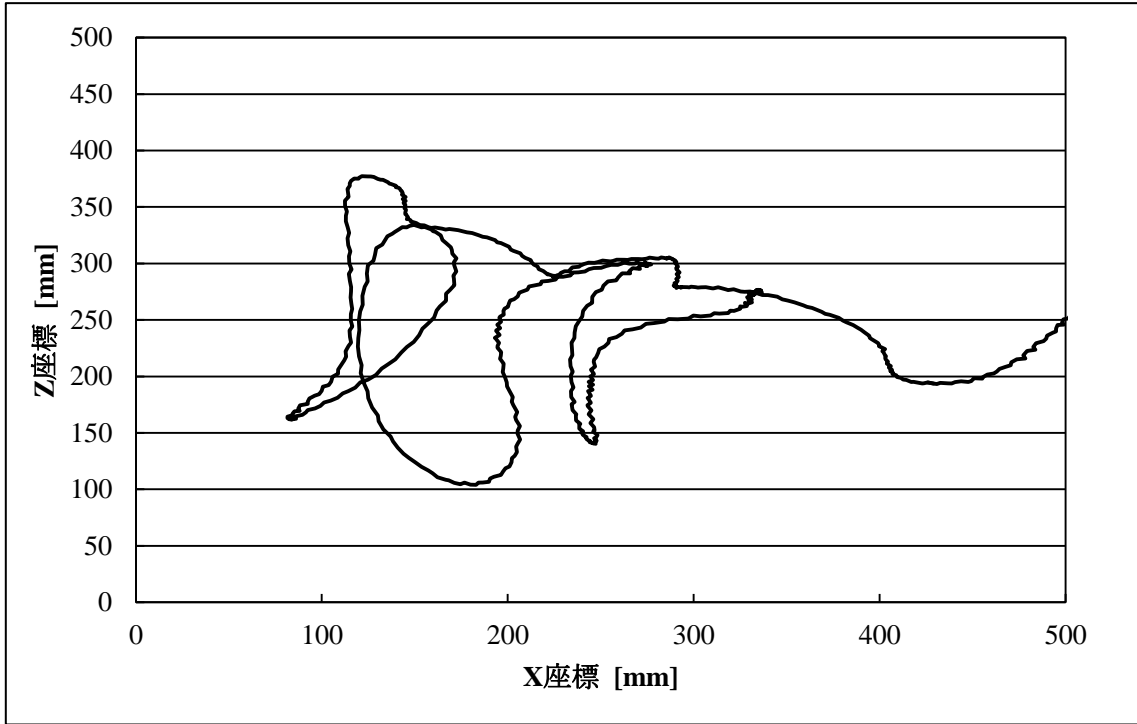


図 5.6 X-Z 制御導入前の機体の軌跡

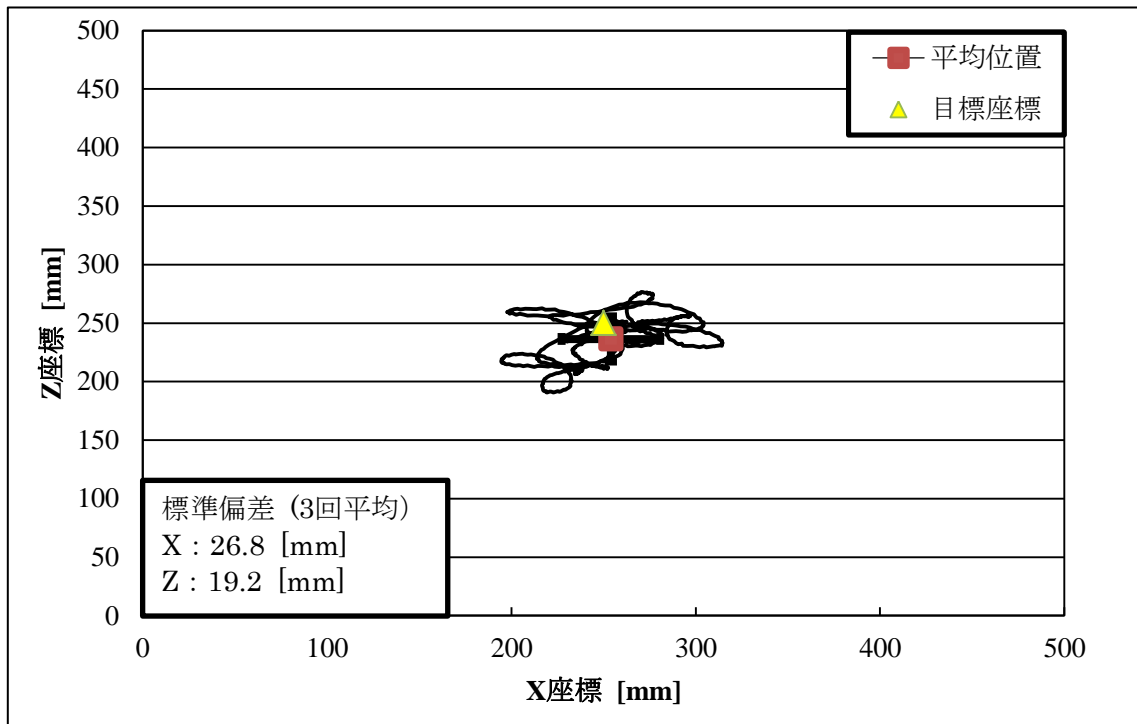


図 5.7 X-Z 制御導入後の機体の軌跡

第六章

結言

結言は以下の通りである。

- 2枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作に成功した。
- 製作した機体を使用しての自由飛行と制御飛行に成功した。
- 新たに X-Z 制御式を導入し,制御飛行装置の高度化に成功した。

今後の課題は以下の通りである

- 仮設置しているカメラの設置台の製作
- それに伴うレンズの選定
- 更に小型の羽ばたき飛翔体の製作

参考文献

[1] 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」

福岡工業大学知能機械工学科 黒田貴,岡永怜 指導教員 河村良行教授 指導院生 山本清貴

付録

目次

- 2枚翼小型羽ばたき飛翔体製作マニュアル・・・(1/11)~(1/11)
- ラダー図・・・(1/20)~(5/20)
- ニモニックリスト・・・(5/20)~(20/20)

2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作マニュアル

1 材料

以下に使用材料を示す。

- バルサ材 (厚さ 1.5[mm])
- カーボンシート (厚さ 0.1[mm])
- カーボンロッド ($\phi 0.6$ [mm])
- ピアノ線 ($\phi 0.6$ mm)
- 真鍮管 (内径 $\phi 0.6$ [mm] 外径 $\phi 1.0$ [mm])
- ピニオンギア (G306-061)
- 減速ギア (G336L)
- 減速ギア (G348L)
- 熱伸縮チューブ
- サランラップ
- 翼膜用フィルム
- マグネット ($\phi 2.0$ [mm] $\times 1.0$ [mm])
- コアレスモータ MK06-4.5 ($\phi 6$ mm $\times 12$ mm 4.5 Ω)
- 1mm ピッチコネクタ オス 2 ピン MC2P
- 1mm ピッチコネクタ メス 2 ピン MC2J
- Li-Po バッテリ 20mAh JST コネクタつき FR20C
- 超軽量 2 チャンネル赤外線受信機 IRX262
- 赤外線コントローラー (ウルトラライトプレーン HF に付属のもの)
- マスキングテープ
- 医療用テープ (Nexcare)
- 瞬間接着剤
- ボンドスプレーのり Z-3
- Kure 5-56
- 紙やすり
- 極細マイクロドリル刃セット
- ピンバイス

2 減速ギア部の製作

まずバルサ材 (厚さ 1.5[mm])を横幅 4[mm]に切り取り,それを図のように 12.4[mm],8[mm],12[mm]の寸法で3等分する

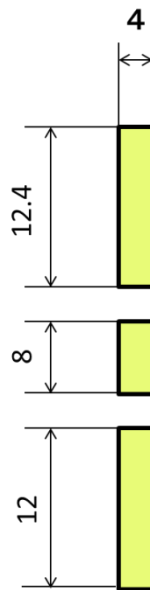


図1 ギアボックス寸法

ここで,極力バルサ材の角を直角にするため,角が直角である廃材(金属系が望ましい)と木の角材を用意し,角材に紙やすりを巻きつけるように固定する.直角を出したいバルサ材を廃材の側面に合わせて,紙やすりを巻きつけた角材で廃材と一緒に削る.

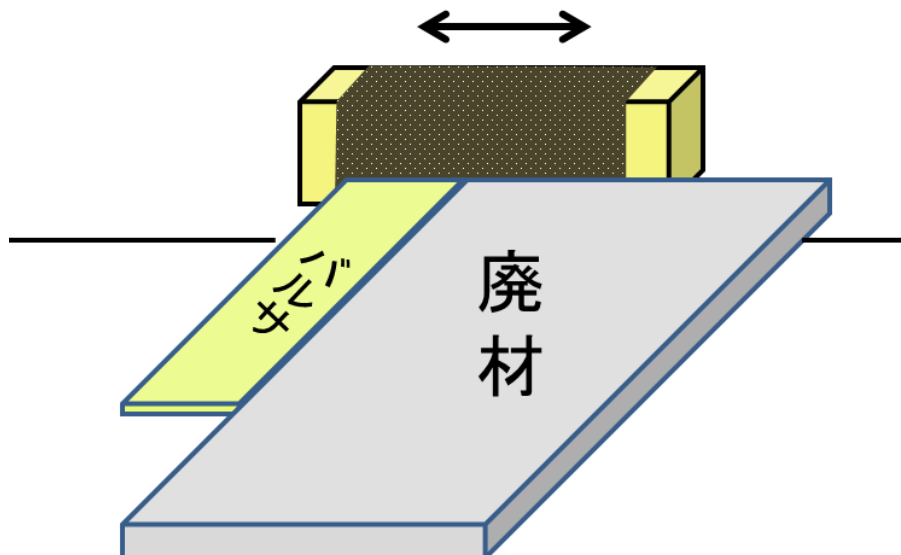


図2 垂直出し方法

次に真鍮管真鍮管 (内径 $\phi 0.6$ [mm] 外径 $\phi 1.0$ [mm])をまずカッターで切り込みを入れ,その後ラジオペンチで折るようにして 4[mm]の長さに2つ切りだす.バルサ材の間に挟むように接着する.この時接着剤

を多く塗りすぎると真鍮管の中に接着剤が入ってしまうので気をつけること.その後カーボンシートを片面もしくは両面に張りつけ補強をする.

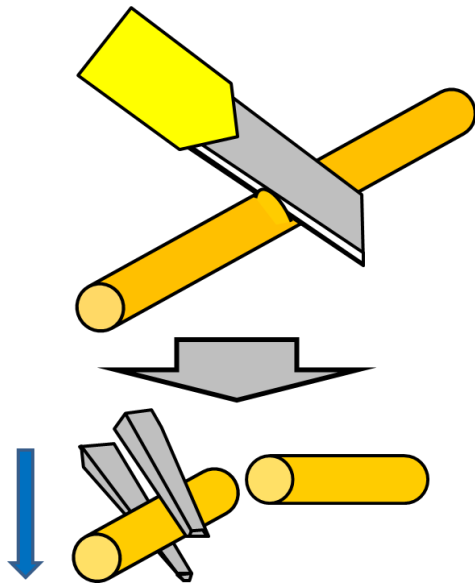


図3 真鍮管切断方法

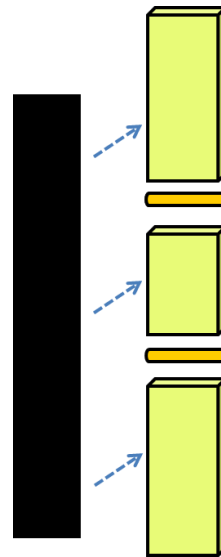


図4 ギアボックスの組み立て

次に減速ギア G348L と G336L の軸受けを $\phi 0.6[\text{mm}]$ イクロドリルとピンバイスを使用して拡張する.その後軸受けに適当な長さに切断した真鍮管を埋め込み,接着剤で固定する.この時も接着剤を塗りすぎないように注意が必要である.

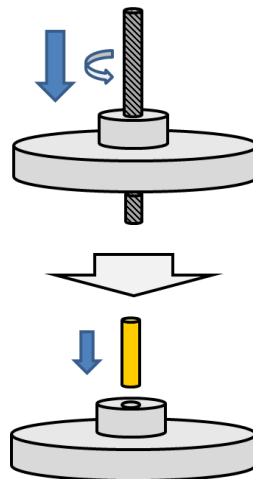


図5 ギア軸受けの加工

次にクランク部分を製作する.ピアノ線 ($\phi 0.6[\text{mm}]$)をボール盤で回転させて紙やすりで真鍮管 (内径 $0.6[\text{mm}]$)に抵抗なく通る程度まで削る.削ったピアノ線を使用してクランク部分を製作する.ピアノ線の折り曲げにはラジオペンチを使用する.以下でクランクの製作手順を説明する.まず,適当に切断したピアノ線を 90 度折り曲げる.

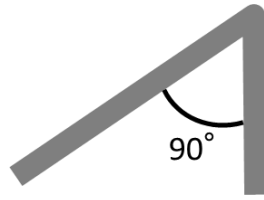


図6 クランク製作1

次に折り曲げた地点から3[mm]の長さで再び90°折り曲げる.

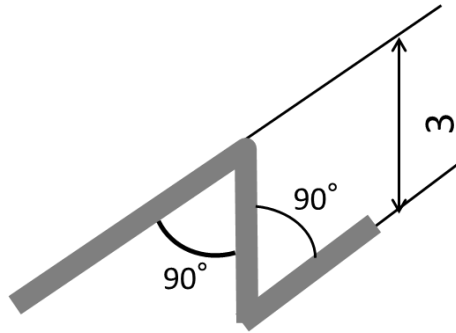


図7 クランク製作2

そして再び3[mm]の長さで45°折り曲げ,再び3[mm]の長さで軸を水平に戻す.

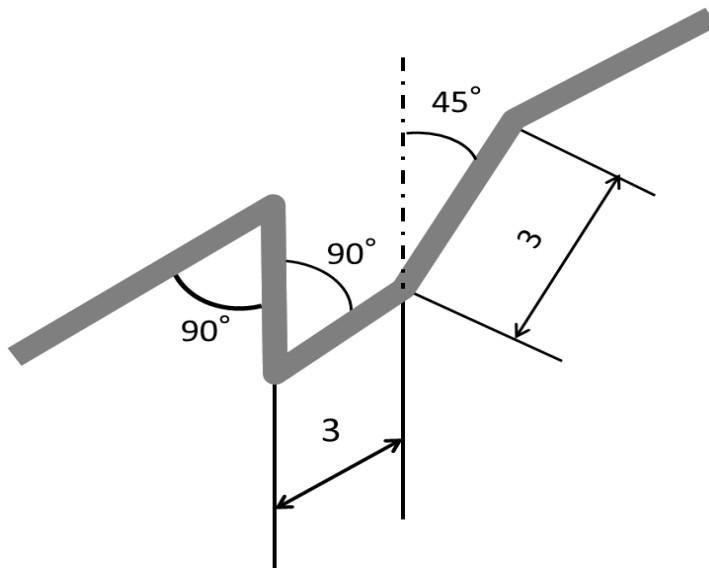


図8 クランク製作3

完成したクランクを減速ギア G348L に接着剤で取り付け,減速ギアボックスに G336L 各ギアを取り付け,あらかじめ収縮させた熱伸縮チューブを通して固定する.また,この時 12.4[mm]のバルサの上から 3[mm]近くにカッターで切れ込みを入れ,衝撃吸収用のカーボンシートを取り付ける.

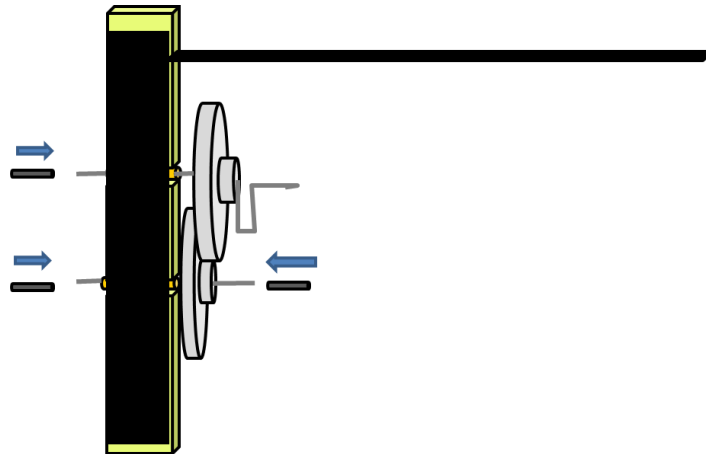


図9 ギアボックス組み立て

最後にピニオンギアをはめたモータを減速ギア G336L とかみ合うようにギアボックス側面に取り付ける。またここでモータの導線にオスコネクタをはんだ付けしておく

2. 羽部,胴体部の製作

製作したギアボックスの上面に 85[mm]に切断した 0.6[mm]のカーボンロッドを接着し,その横に並ぶように適当な長さに切断された 2 本の真鍮管を接着する。



図10 背骨の設置

続いてヒンジと主翼骨格を製作する。ヒンジを少し削ったピアノ線で作る。この時角度は 90°で折り曲げる,それに 105[mm]に切断したカーボンロッドを接着する。これを 2 個製作する。

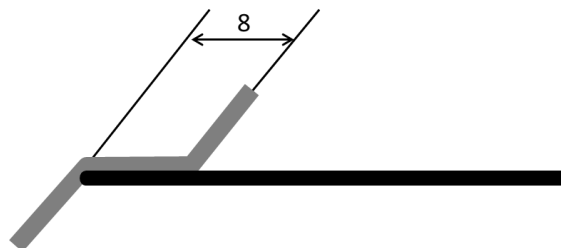


図 11 主翼骨格とヒンジ

続いてコンロッドの製作を行う。まず真鍮管を適当な長さに切断し、半分をペンチで潰してそこにマイクロドリルでφ6[mm]の穴をあける。潰していない方にカーボンロッドを差し込み接着する。先ほど作った真鍮管をもう一つ作り、同じようにカーボンロッドに差し込んだ時に二つの真鍮管の開けた穴の間隔が18[mm]になるように調節し接着する。またこの長さは製作する機体の組み立て誤差などにより変動するので長さの調整が必要である。

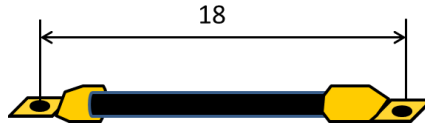


図 12 コンロッド寸法

製作した主翼骨格とコンロッドをギアボックスに組み合わせ、伸縮チューブで固定する。

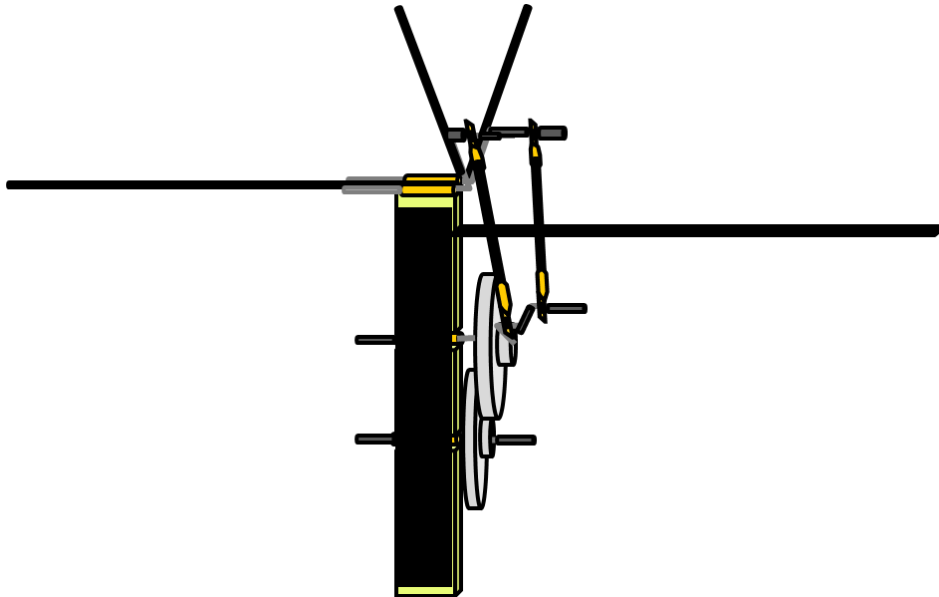


図 13 主翼骨格とコンロッド取り付け

次に強度を上げるため、ギアボックスと背骨となるカーボンロッドの間に斜めに新しいカーボンロッドを接着する。カーボンロッド同士の接着には間にバルサ材を挟んで接着する。

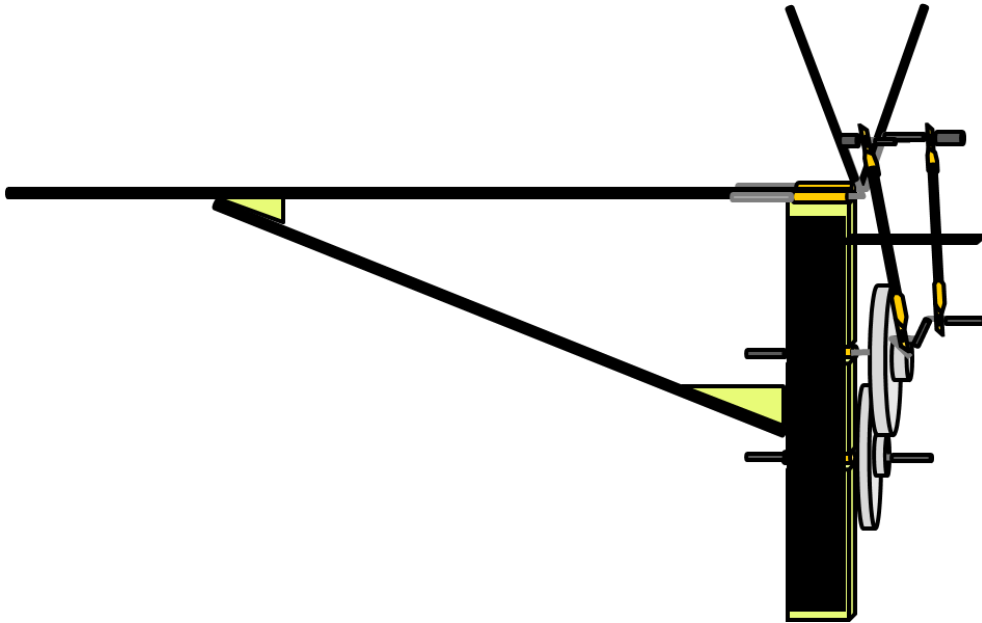


図 14 補強部取り付け

次にシワをつけた翼膜材料をしっかり張りボンドスプレーで主翼骨格と背骨に貼り付け、翼膜を翼の形に切断する

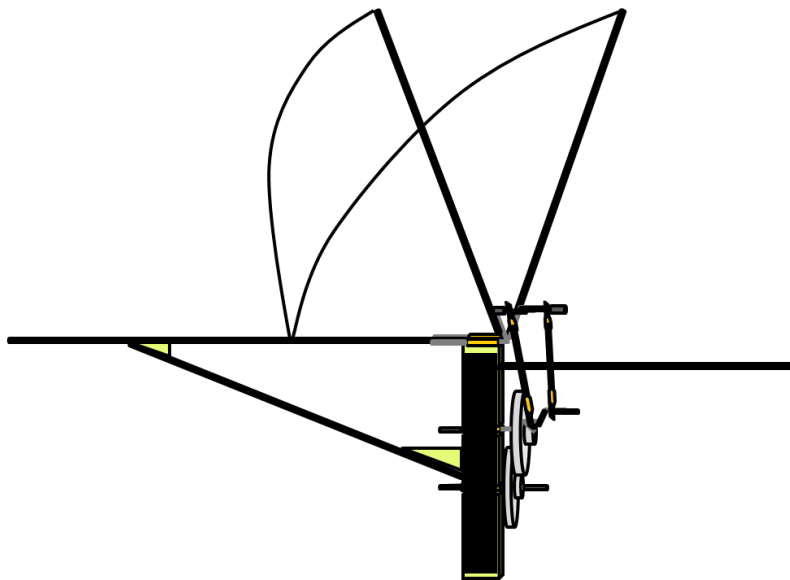


図 15 羽ばたき機構完成図

続いて垂直尾翼と水平尾翼の製作に移る。骨組みは2[mm]の幅のカーボンシートを組み合わせて作り、サランラップで膜を張る。水平尾翼は90[mm]の長さのカーボンロッドに下から接着する。

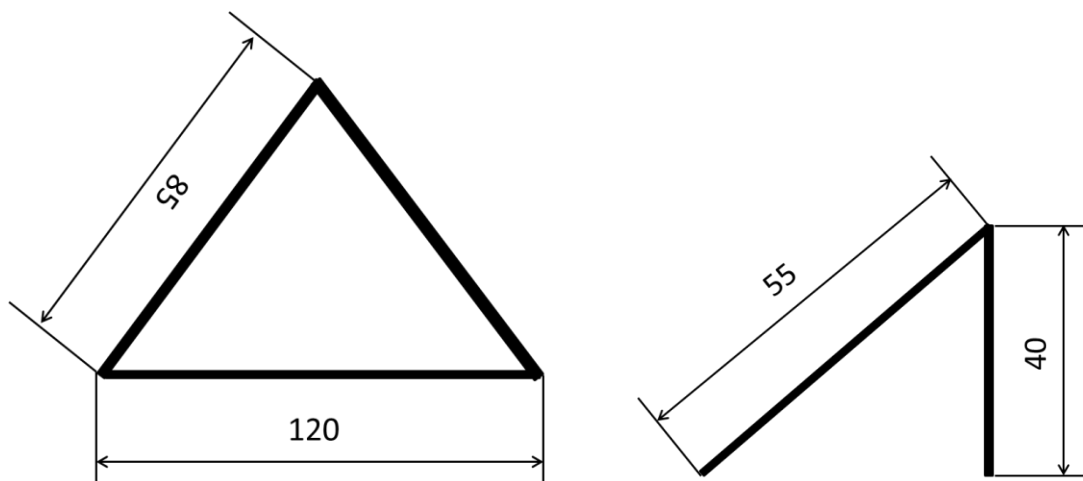


図 16 水平尾翼と垂直尾翼の寸法

これらを組み合わせて尾翼を構成する.

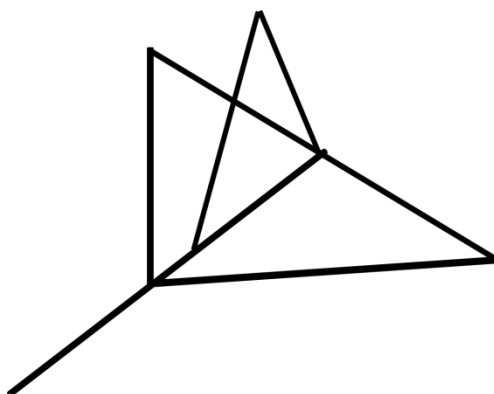


図 16 尾翼組み立て図

そして羽ばたき機構のパーツと尾翼を組み合わせる.先と同じようにカーボンロッド同士の接着には間にバルサ材を挟む

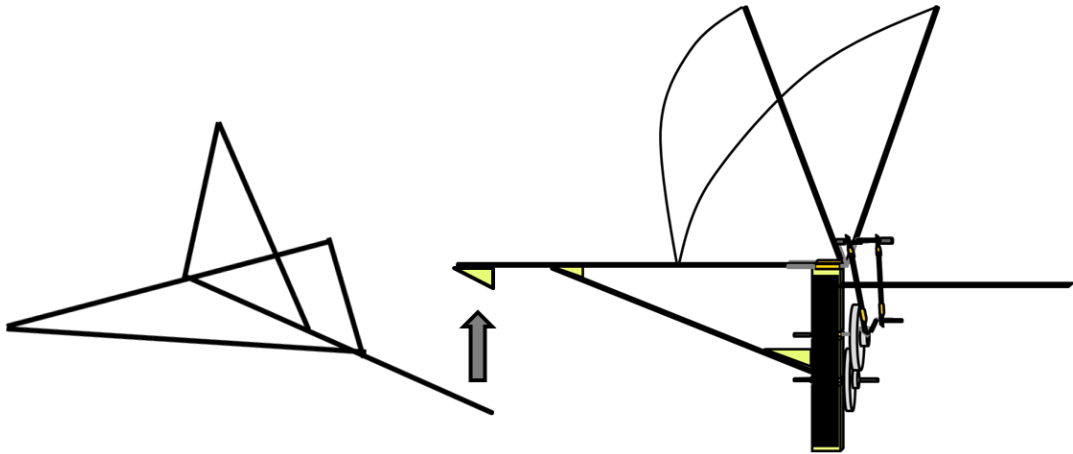


図 17 組み立て図

次にラダーとコイルの製作を行う。ラダーは尾翼と同じようにカーボンシートで製作を行い、マグネットを取り付ける。後部が斜めになっているのは接地時に尾翼が地面と接触しないためである。

コイルは手巻きなら 0.05[mm]のエナメル線で 400 回巻いたものが最適である。また市販のヒンジアクチュエータを使用してもよい。以下では手作りのコイルを使用する場合について説明する。コイルはバルサ材に右下図のようにはめ込んで接着する。

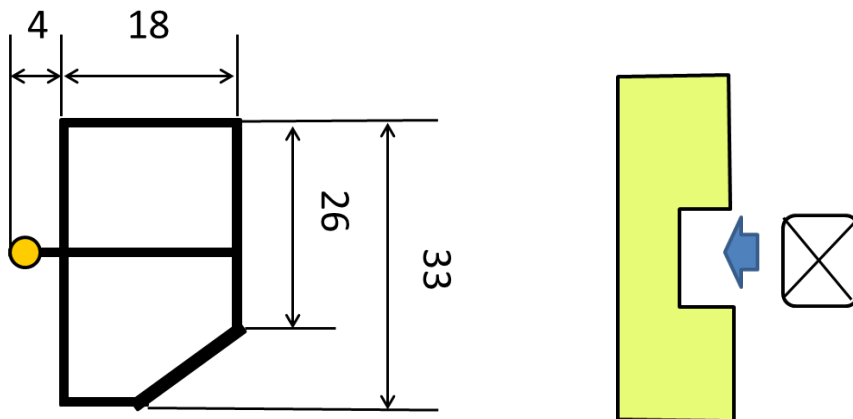


図 18 ラダー寸法とコイルの取り付け位置

その後、医療用テープでラダーとコイルを接続する。この時、両方から貼るとバネが強くなりラダーが動作しなくなるのでテープは片面だけ貼る。

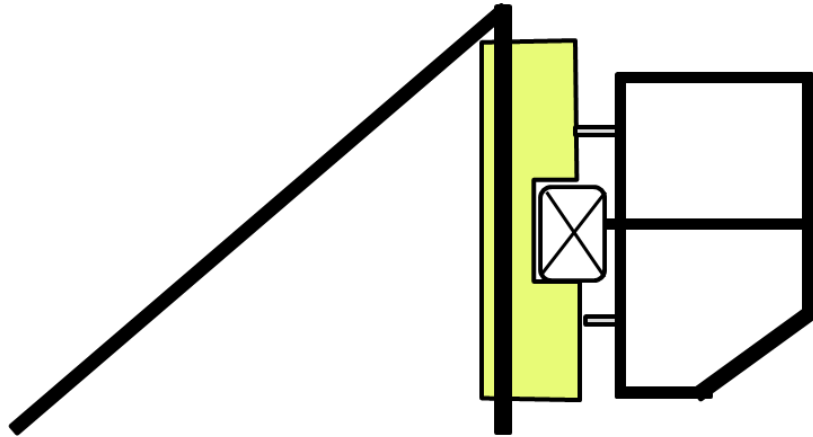


図 18 ラダー組み立て図

最後にコイルのエナメル線にコネクタをはんだ付けして,機体の完成とする.

自由飛行時には赤外線受信機にモータとラダーとバッテリーのコネクタを赤外線受信機に接続し,コントローラーで操作する.

風洞内制御時にはコネクタを有線制御装置のコネクタに接続する.

以下に 2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の 2 面図を示す.

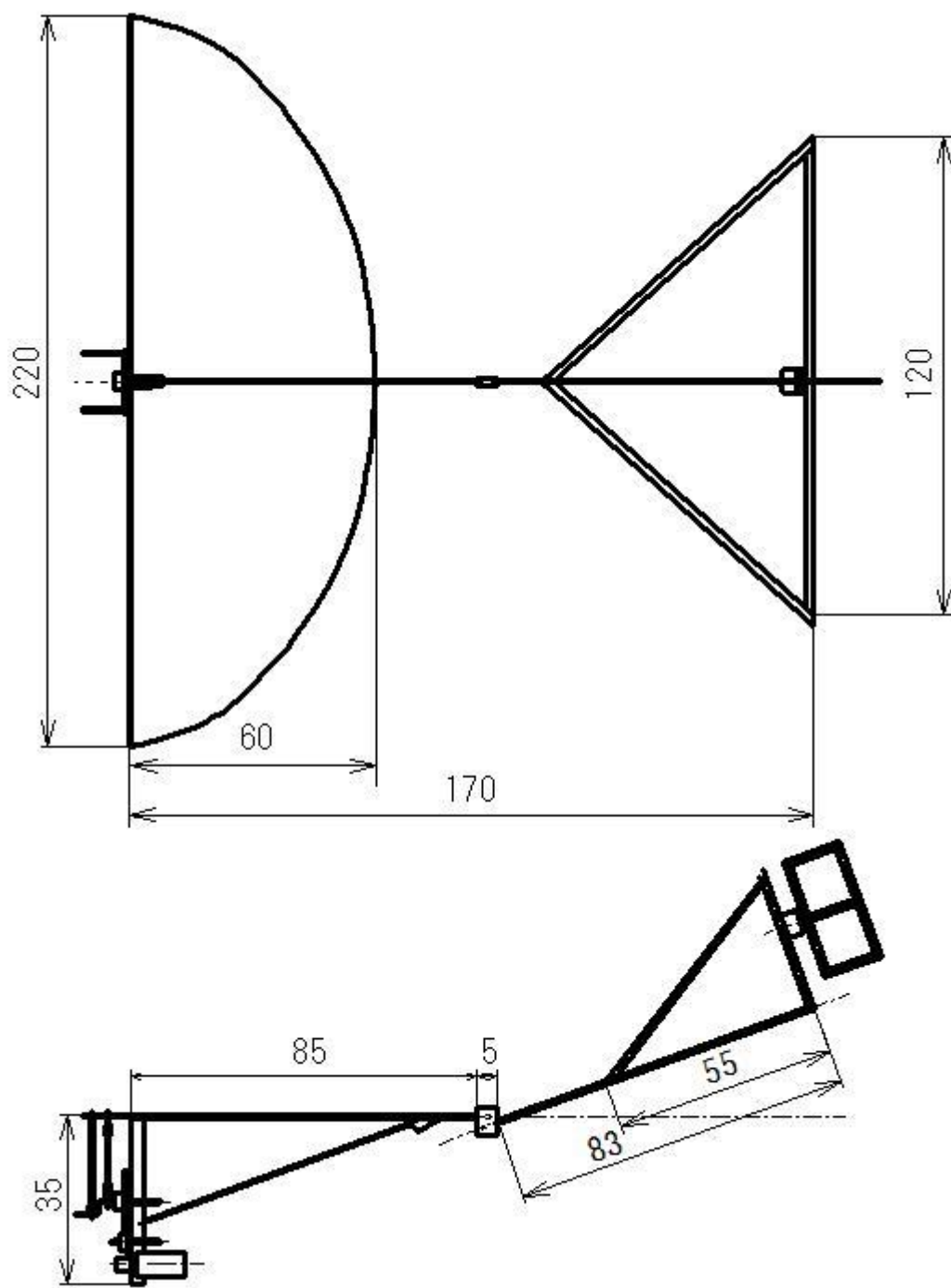


図 19 2 枚翼小型羽ばたき飛行体 2 面図