

平成 24 年度 卒業論文

羽ばたき飛翔体と 風洞内飛行実験装置の改良

福岡工業大学 工学部 知能機械工学科

09E2014 岡田 啓 09E2039 出口 純也

指導教員 河村 良行 教授

目次

第1章 緒言

第2章 機体の製作

2.1 機体の仕様

2.2 モーター特性の測定

2.3 揚力の測定

第3章 風洞内飛行実験装置

3.1 風洞内飛行実験装置の概要

3.2 風洞内飛行実験装置の改良

第4章 風洞内飛行実験装置の評価

4.1 自由飛行と支持飛行の実験

4.2 自由飛行と支持飛行の比較

第5章 結言

参考文献

付録 計測装置回路図

第 1 章

緒言

羽ばたき飛翔体（羽ばたき飛行機）とは，羽ばたき機構によって揚力と推力を得る機械である．小型に製作でき，上昇や旋回に加えホバリングを行えるという利点がある．現在，屋内でのホビーとしての飛行模型や，カメラを積んだ捜索用の機体等がこれまでに多く製作されている．特に災害時などの人の立ち入れない様な狭く危険な場所での被災者の捜査等の用途を期待できるが，未だに解明されない要素の多い分野でもあり，これからの研究が注目される分野である．

昨年度での研究で無線操作による上昇・旋回が可能な、2枚翼の小型羽ばたき飛翔体の製作に成功し，機体を風洞内飛行実験装置の中で制御飛行させることが可能になった．

本研究ではそれをさらに進め，昨年の2枚翼羽ばたき飛翔体に改良を加えた機体を製作し，同時に風洞内飛行実験装置にも改良を行った．さらに，この風洞内飛行実験装置を用いて製作した機体の性能評価を行った．

第 2 章

機体の製作

2.1 機体の仕様

昨年までの羽ばたき機の研究で使用していた機体の使用を参考に、2枚翼の小型羽ばたき飛行体の製作を行った。機体のギアボックスはギア比1:16のギアを用いており、機体全体の骨組みとしてカーボンロッドを使用した翼幅240 [mm]の2枚翼羽ばたき飛行機として製作した。この機体の余剰揚力は約3[g]となっており（揚力測定については後述）、問題なく上昇できている。またラダーを用いた左右の方向転換を行うことも可能であり、屋内での無線飛行では、十分な飛行性能を見せた。機体の外観や用いた部品については下記に示す。

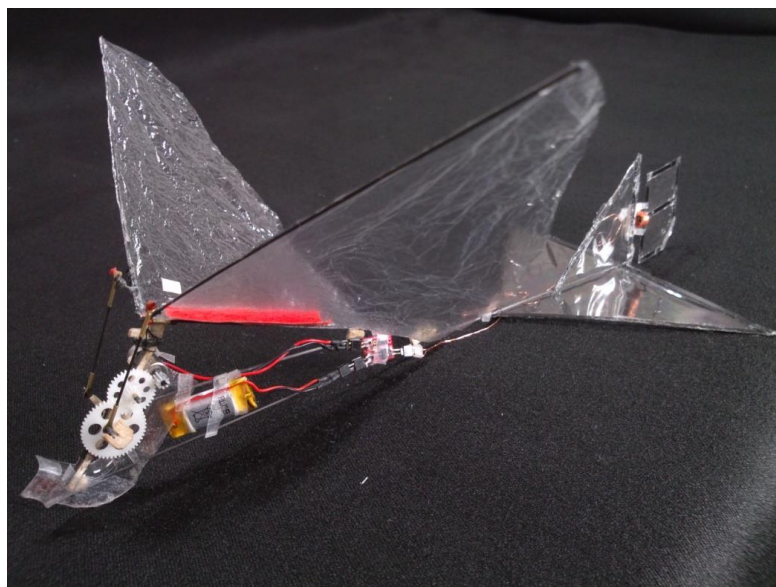


図 2.1 羽ばたき飛行機の外観

表 2.1 機体仕様

諸元	
機体全長	200[mm]
機体全幅	240[mm]
機体全高	100[mm]
総重量	4.7[g]

表 2.2 電装部品

部品名	型番	個数	詳細	
			寸法	
モータ	MK06-4.5	1	寸法	$\Phi 6[\text{mm}] \times 12[\text{mm}]$
			抵抗	4.5[Ω]
			重量	1.32[g]
バッテリー	FR30SC	1	寸法	10[mm] \times 22[mm] \times 4.5[mm]
			容量	30[mAh]
			放電量	10[C] / 300[mA]
			重量	1.1[g]
赤外線受信機	IRX262	1	寸法	7.5[mm] \times 9[mm]
			電源電圧	3-4.2[V]
			重量	0.16[g]
ラダーコイル	/	1	寸法	内径 $\Phi 4[\text{mm}]$ 外径 $\Phi 5[\text{mm}]$
			導線径	$\Phi 0.05[\text{mm}]$
			巻き数	300回
			マグネット	$\Phi 3[\text{mm}] \times 1[\text{mm}]$ 2個
			重量	0.3[g]

表 2.3 使用部品

部材名	寸法	使用部位
バルサ材	1.5 Φ	ギアボックス 尾翼
カーボンロッド	$\Phi 0.6[\text{mm}]$	主翼 コンロッド
	$\Phi 0.8[\text{mm}]$	胴体
カーボンシート	$\Phi 0.15[\text{mm}]$	尾翼 ギアボックス
ピアノ線	$\Phi 0.6[\text{mm}]$	クランク ギア主軸
真鍮管	$\Phi 0.6[\text{mm}]$	コンロッド ギアボックス
ビニール膜	/	主翼膜 尾翼膜
熱収縮チューブ	$\Phi 1.0[\text{mm}]$	ギアボックス 尾翼

2.2 機体の改良

今回の機体は昨年度の機体と同様の仕様で製作しているが、一部形状を変更しており、形状を変更したギアボックスについてここで詳しく記す。前研究の仕様で上昇と旋回が可能であり、墜落による破損もなく飛行に再現性のある機体を製作できていたが、左右の羽ばたき周期の位相にわずかなズレが発生するという問題があった。この問題を解決するため図2のようにクランク機構の形を変更し、左右の羽ばたきの位相が同期するように改良した。

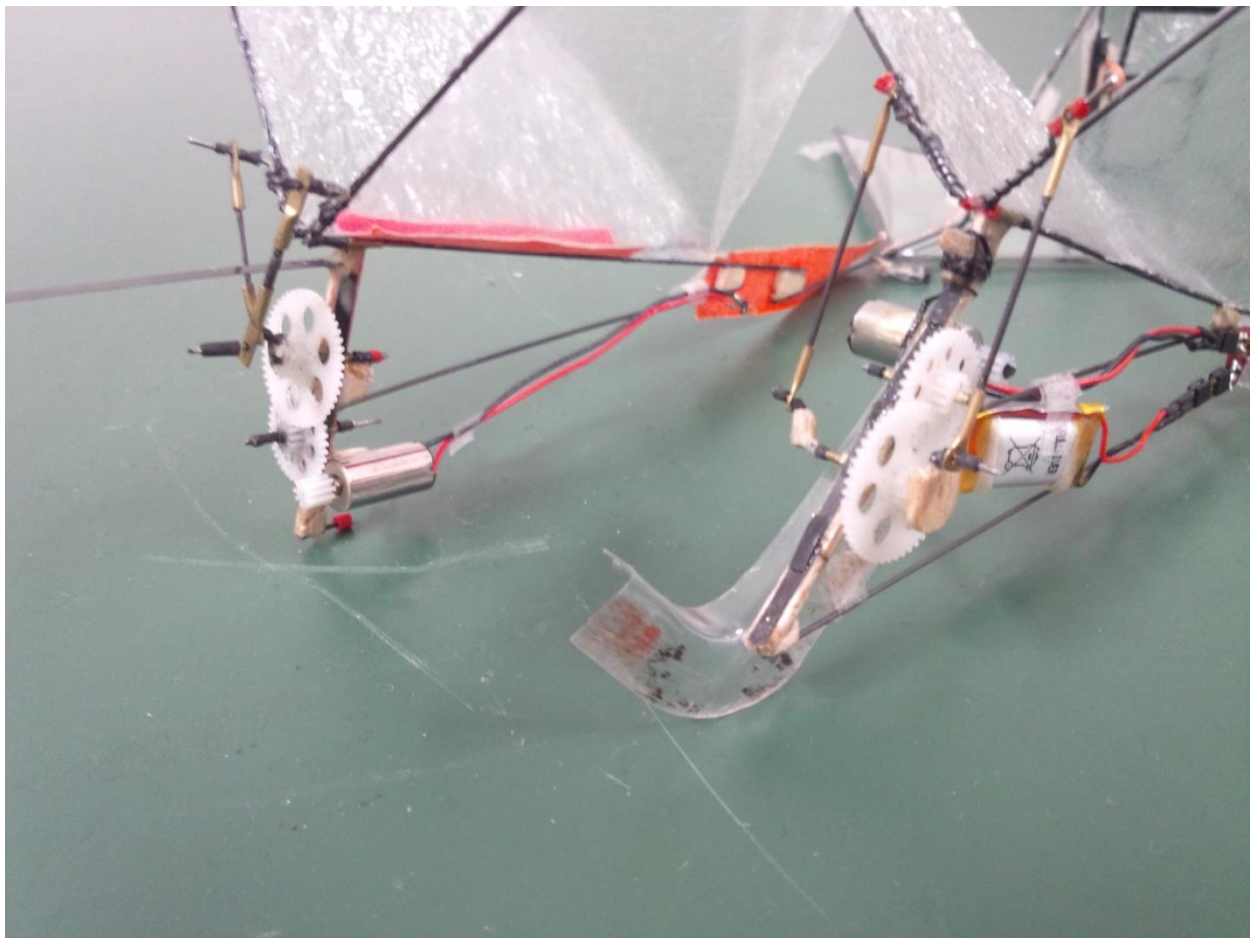


図 2.4 昨年の機体と今年の機体

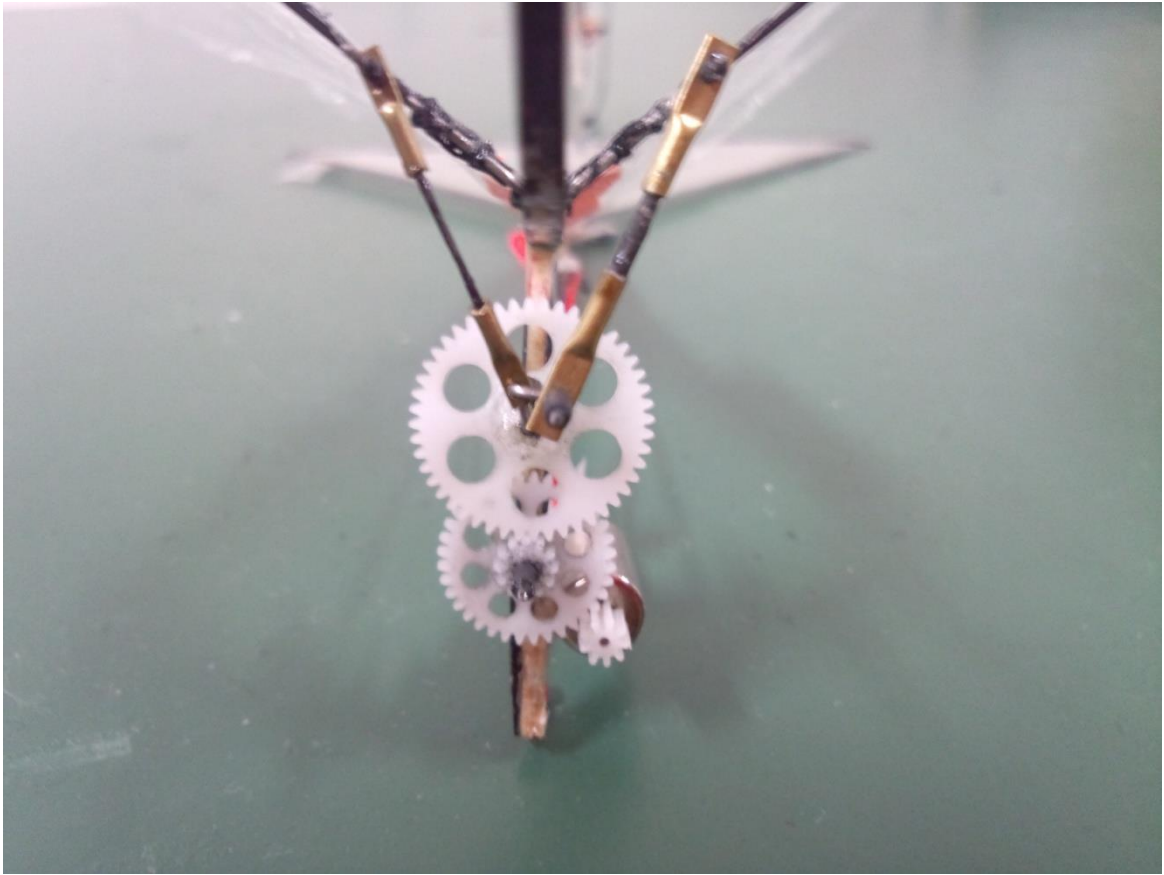


図 2.5 昨年度の機体のギアボックス



図 2.6 今年の機体のギアボックス

2.3 モータ特性の測定

製作した羽ばたき飛行機の，自由飛行時の出力動作点を知るために，飛行時に使用しているバッテリーと同じモータ電圧が 3.7[V]の際のモータ特性を調べた．モータの無負荷時回転数 N_0 [rps]は，反射型フォトセンサー「PRP-220」を使用し，モータ軸に取り付けた紙の回転を，赤外線反射により検出される出力電圧の周波数より求める(図 2.7)．またこの時のモータ電流を I_0 [A]として測定し，トルク T_0 は無負荷であると考え 0 [N/m]とした．

次に停動トルク T_{max} はモータに取り付けたピニオンギアに重量計を押すことができる様に針金を取り付けることで測定した．この時のモータ電流を I_{max} として測定し，モータの回転数 N_{max} を 0 [rps]とした．停動トルク T_{max} の式は

$$T_{max}=mgl \text{ [N/m]}$$

となる．ここでの m [kg]は重量計による重量， g [m/s²]は重力加速度， l [m]は針金の長さである．この結果から作成したモータ特性図は図 2.8 となり，この特性図より回転角速度の傾きを表す α_ω と電流の傾きを表す α_I は

$$\alpha_\omega = \frac{\omega_{max} - \omega_0}{T_{max} - T_0}$$

$$\alpha_I = \frac{I_{max} - I_0}{T_{max} - T_0}$$

となる．これらの係数を使用してトルク T における回転角速度 ω [rps]と電流 I [A]の関係を式で表すと

$$\begin{aligned} \omega &= T\alpha_\omega + \omega_0 & \text{[rps]} \\ I &= T\alpha_I + I_0 & \text{[A]} \end{aligned}$$

となる．つぎにモータ出力 W [W]とモータ入力 P [W]の式は

$$\begin{aligned} W &= \omega T & \text{[W]} \\ P &= VI & \text{[W]} \end{aligned}$$

となり，この時のモータ効率 η は

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

となる．モータ出力とモータ効率の図は図 2.9 に示す．

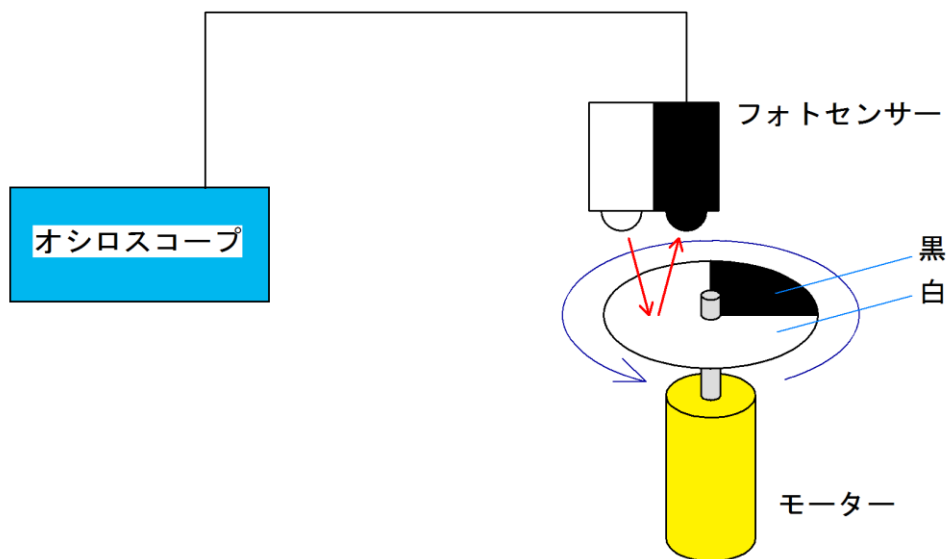


図 2.7 無負荷時モータ回転数測定

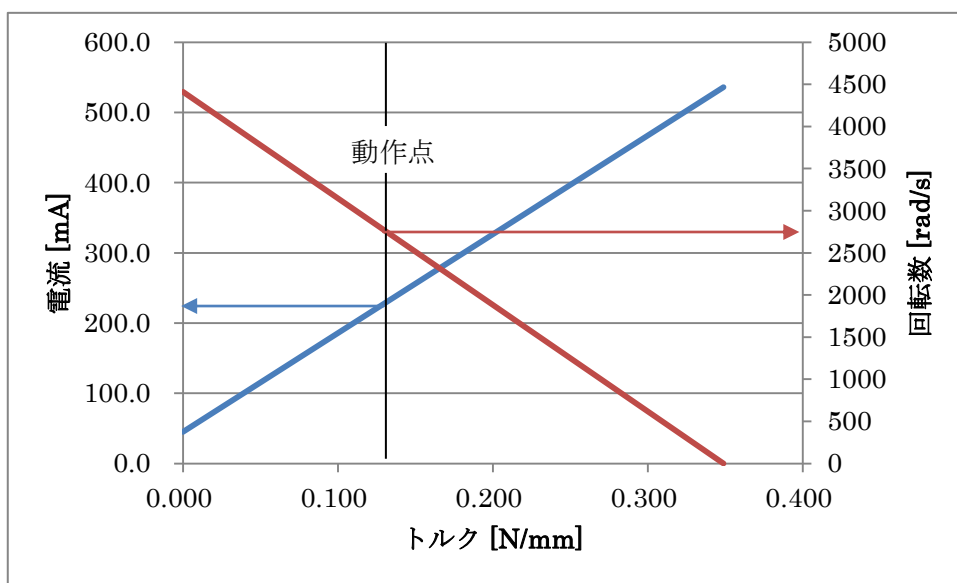


図 2.8 モータ特性

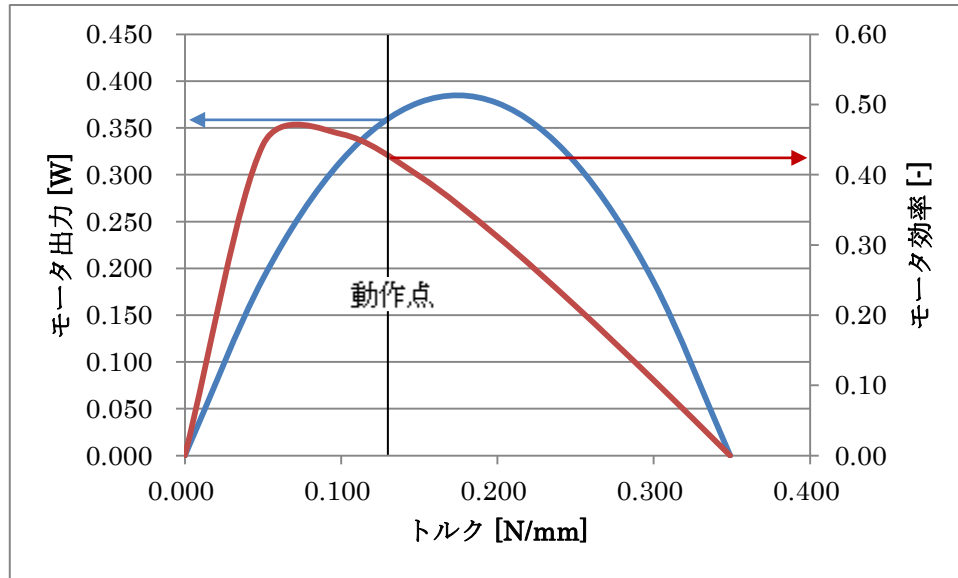


図 2.9 モータ出力, モータ効率

図 2.9 より, 飛行時の動作点はこのようになり, 出力と効率のバランスの良いところで動作していることが分かる.

2.4 揚力の測定

機体の揚力の計測にはロードセルを使用した。このロードセルは定格容量 3[kg]の 1 分力ロードセルを 2 つ組み合わせて使用した 2 分力ロードセルとなっている。このロードセルから出力された電圧はオシロスコープを用いて読み取る。風洞内で自由飛行を再現した状態（迎角を 35° に固定し、一定の電圧で動作する機体の推力と風による抗力の拮抗する状態）の揚力を計測した。

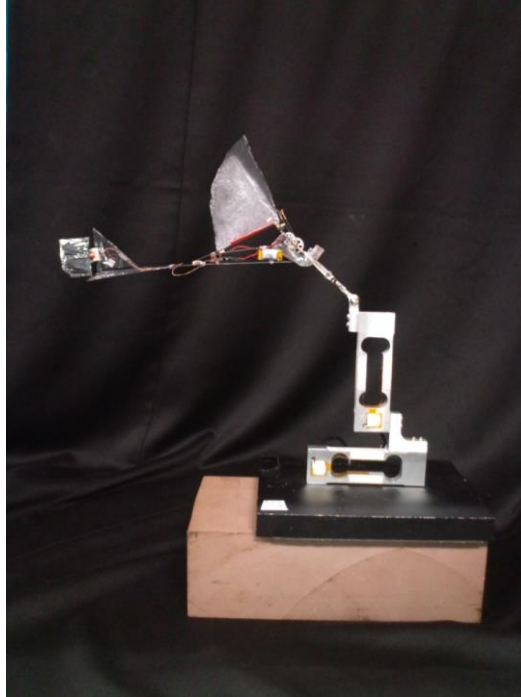


図 2.10 ロードセルによる揚力測定

この実験で、使用している機体のバッテリーの電圧と同じ 3.7[V]で動作させた時、余剰揚力が約 3[g]だということが分かった。この値は、昨年機体の余剰揚力約 1[g]を大きく上回っており、機構の変更により性能が向上したといえる。

その理由として、コンロッドが主翼に動力を伝える際、主翼とコンロッドの成す角度の違いが効率に影響し、今年度の機体の様に、より直角に近い範囲で動作させる事で動作効率を向上させられるのではないかと考えられる。

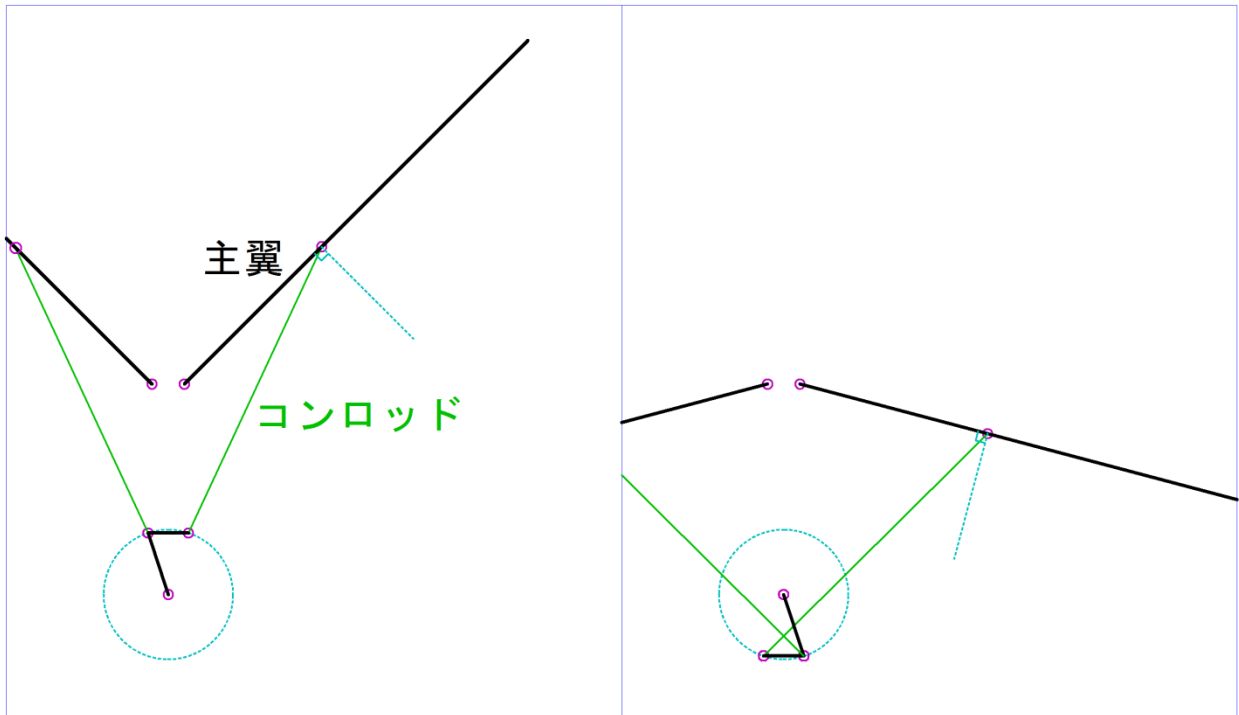


図 2.11 昨年の機構

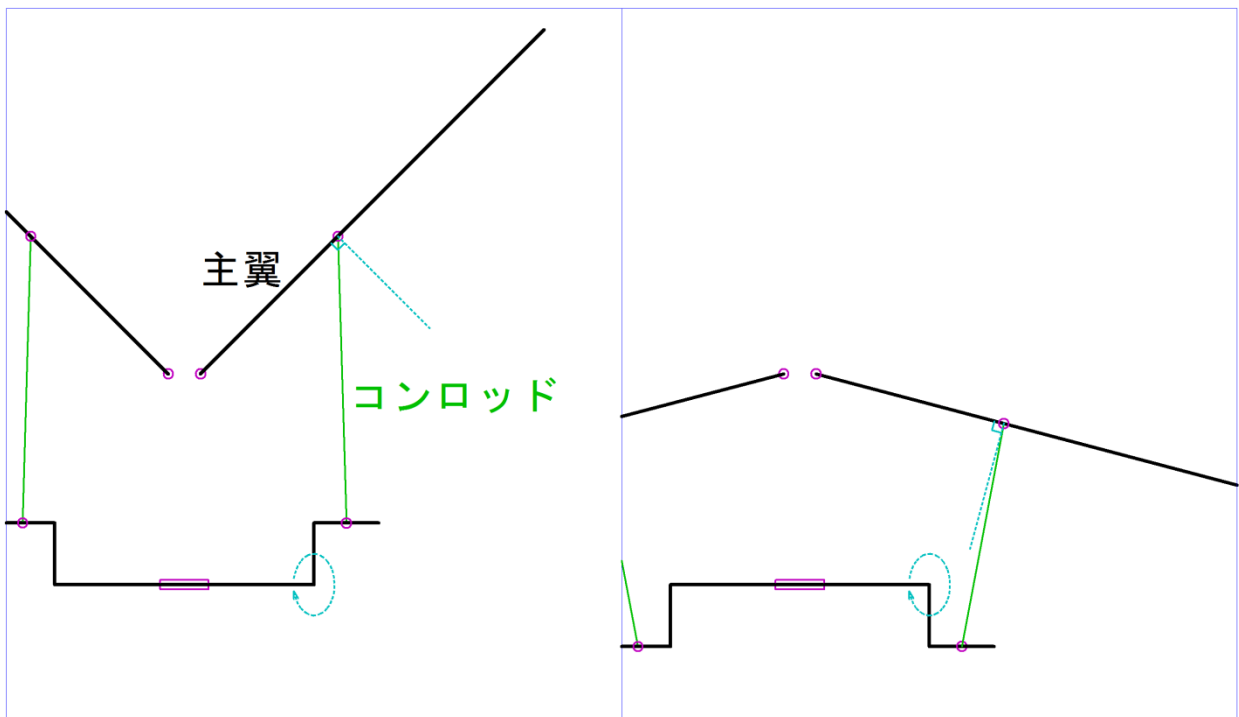


図 2.12 今年の機構

第 3 章

風洞内飛行実験装置の改良

3.1 風洞内飛行実験装置の概要

風洞内飛行実験装置の外観と概略を図(3.1),(3.2)に示す。制御の流れは、まず機体の座標を求めるために機体に取り付けた赤色のマーカーを2台の CCD カメラで撮影し、画像処理装置「CV-3000」で位置座標と角度を検出する。次にその情報をプログラマブルロジックコントローラ（シーケンサ）「KV-5000」に送り、現在位置から目標位置への軌道修正に必要な制御計算をシーケンサで行い、PC からの操作でモータ、ラダー、風洞の風速を変更するインバータにかける電圧を制御する。そしてモータやラダーの制御に Hブリッジ回路を使用した有線制御装置を用いることでラダーの向きを変更することができる。

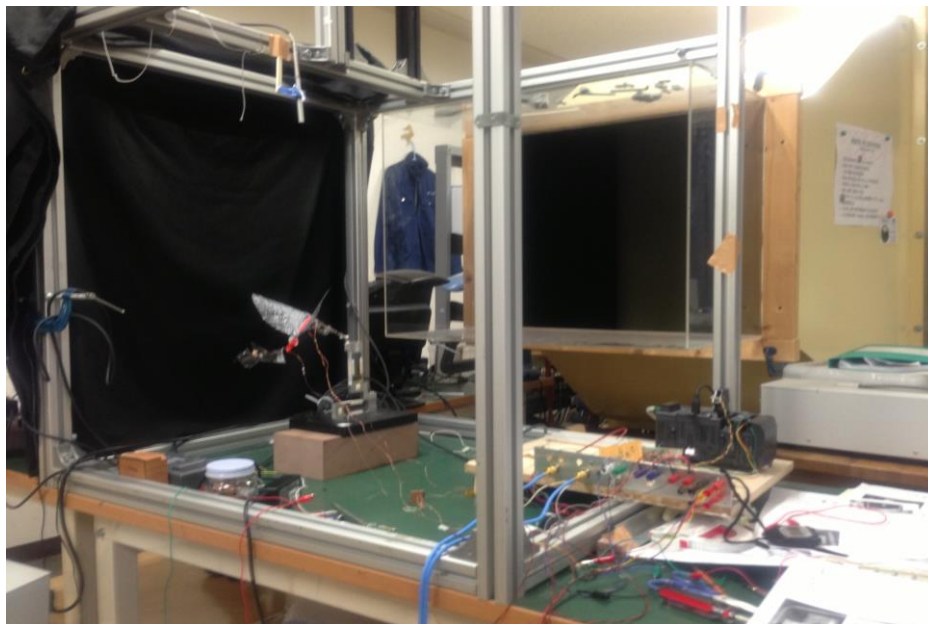


図 3.1 風洞内飛行実験装置の外観

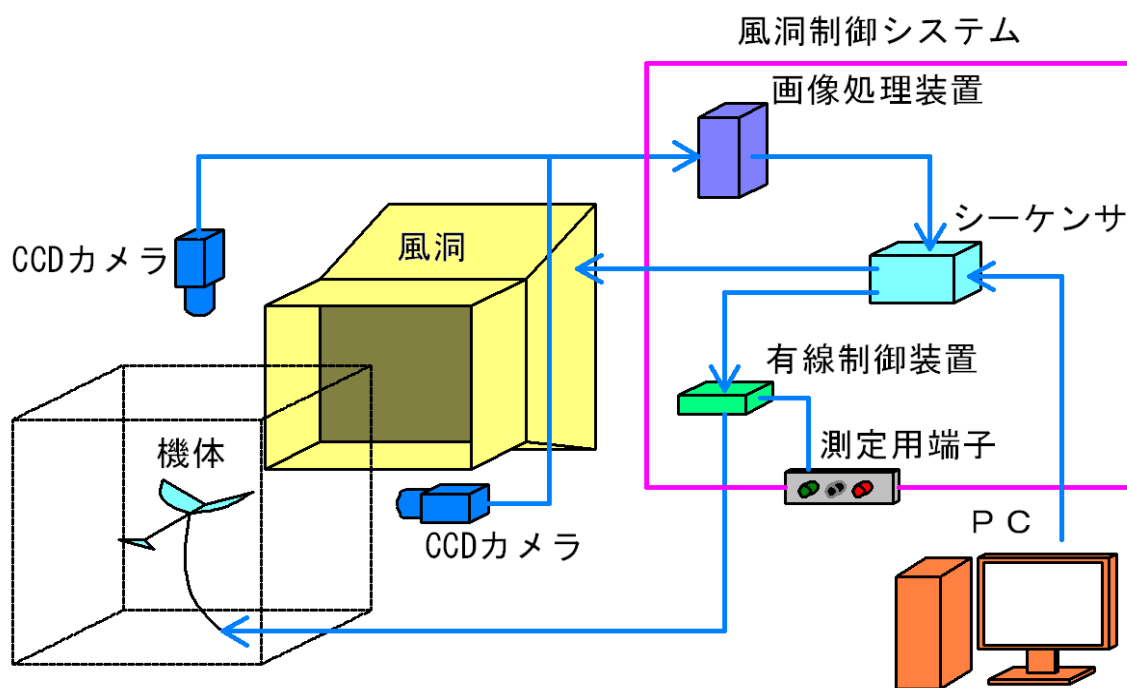


図 3.2 風洞内飛行実験装置の概略

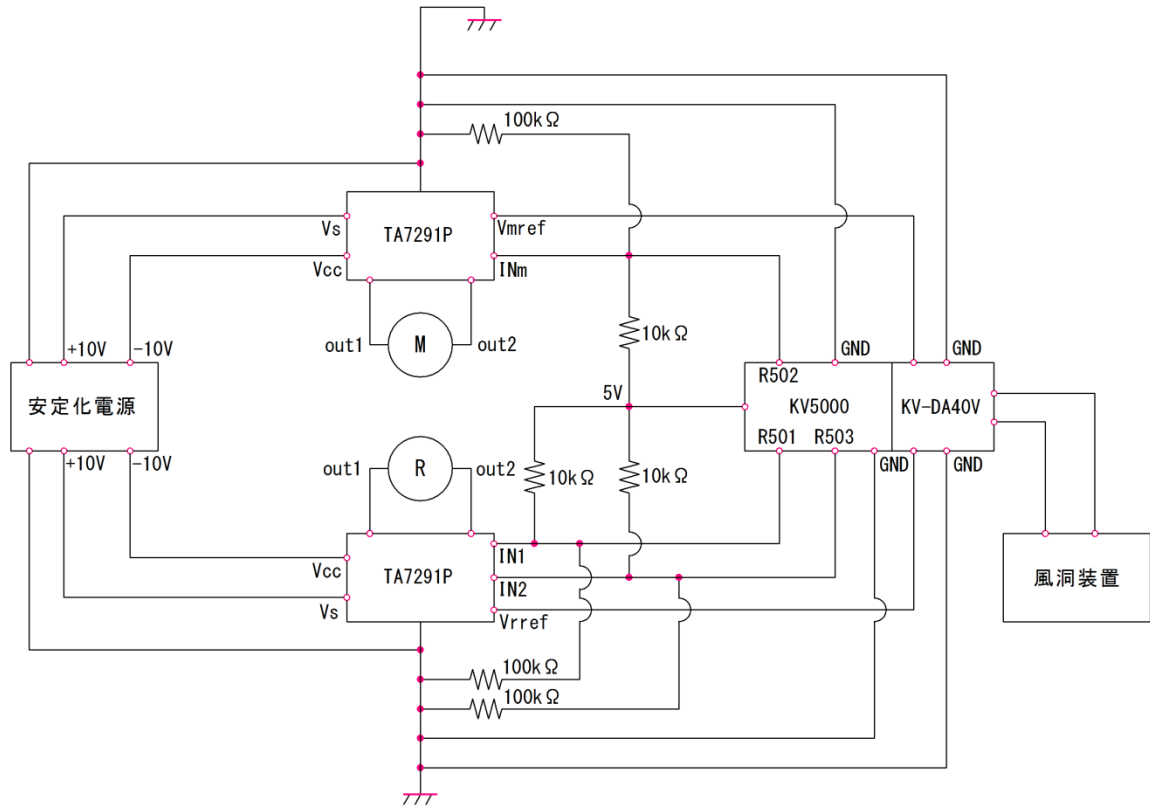


図 3.3 風洞内飛行実験装置の回路図

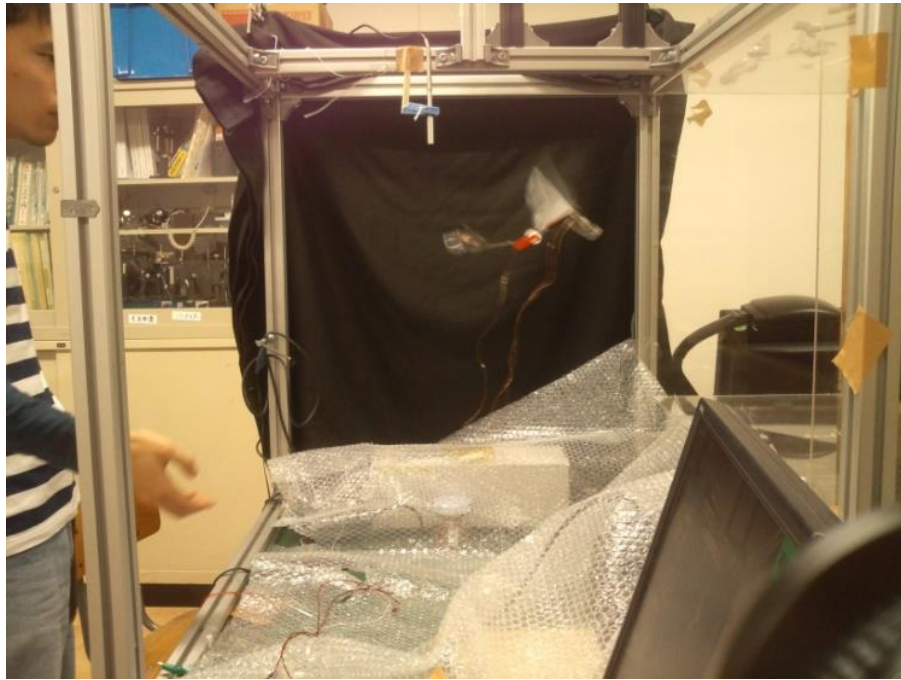


図 3.4 飛行実験中の様子

3.2 風洞内飛行実験装置の改良

これまで使用してきた CCD カメラのレンズでは焦点距離が遠く、カメラの設置に場所をとっていたので、作業スペースの確保のためより焦点距離の近いレンズを使用し、新しい設置台を設けた。

また昨年までの風洞内実験装置ではそれぞれの装置間のつながりが把握しにくい問題があったため、使い易く見やすい構造に変更した。まず同時に使用する有線制御装置とシーケンサ、画像処理装置を1つにまとめることで風洞制御システムとして持ち運びを容易にした。またアルミ板を加工してターミナルと BNC プラグを取り付け、機体の電圧・電流の計測用端子とした。

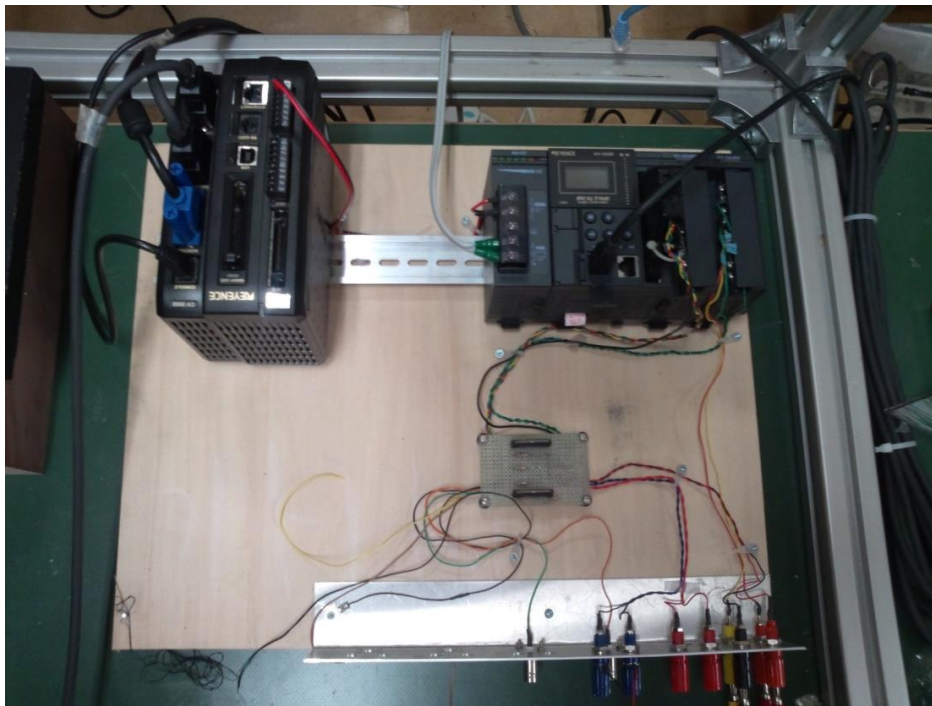


図 3.5 風洞制御システム

第 4 章

風洞内飛行実験装置の評価

4.1 自由飛行と支持飛行の実験

風洞内飛行実験装置を用いることで自由飛行と支持飛行での違いを調べ、支持飛行による自由飛行の模擬が可能であるか検証した。今回の実験では共通の機体を使用し、飛行時の条件が等しい状態で実験を行う。等しくする条件は飛行位置、迎角とした。支持飛行を自由飛行の条件に合わせるため、ロードセルにより揚力を機体重量分、推力を風洞の風（抗力）と釣り合う状態に合わせた。

測定する要素は以下である。

- 機体のモータ電圧
- 機体のモータ電流
- 羽ばたき周波数

モータ電圧と電流の測定には前述した計測端子を用いた。機体の羽ばたき周波数は、フォトセンサーを使用した周波数測定装置（付録を参照）を用いて測定した。

実験は自由飛行と支持飛行の双方で3回ずつ計測した。その結果の平均値を図(4.1), (4.2),(4.3)(4.4),(4.5),(4.6),(4.7),(4.8),(4.9)に示す。これらの実験結果を表(4.1),(4.2),(4.3)にまとめた。

実験結果から同じ位置で飛行状態を維持するためには自由飛行より支持飛行の方がモータ電圧を高く設定し、モータ電流を大きく、羽ばたき周波数を高くする必要があることが分かった。

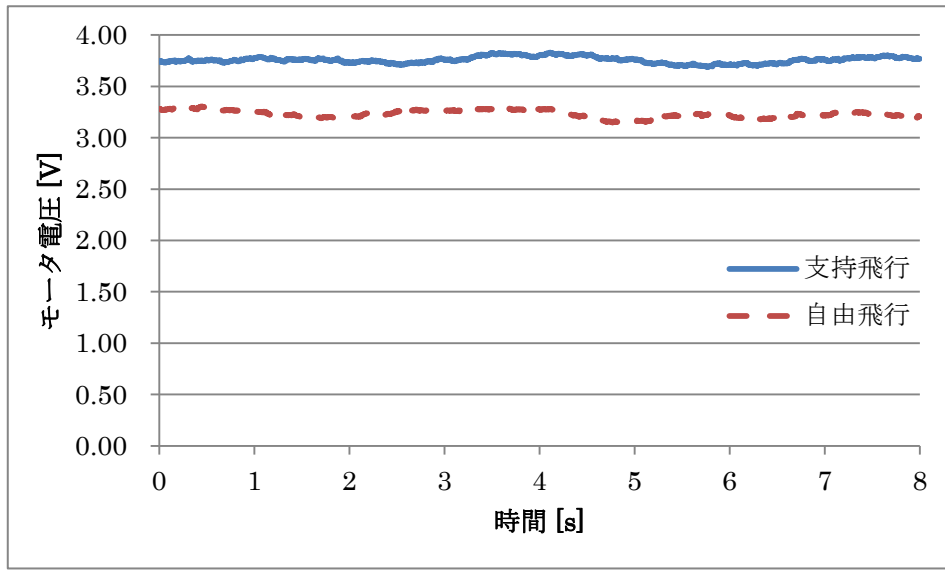


図 4.1 1 回目のモータ電圧の平均

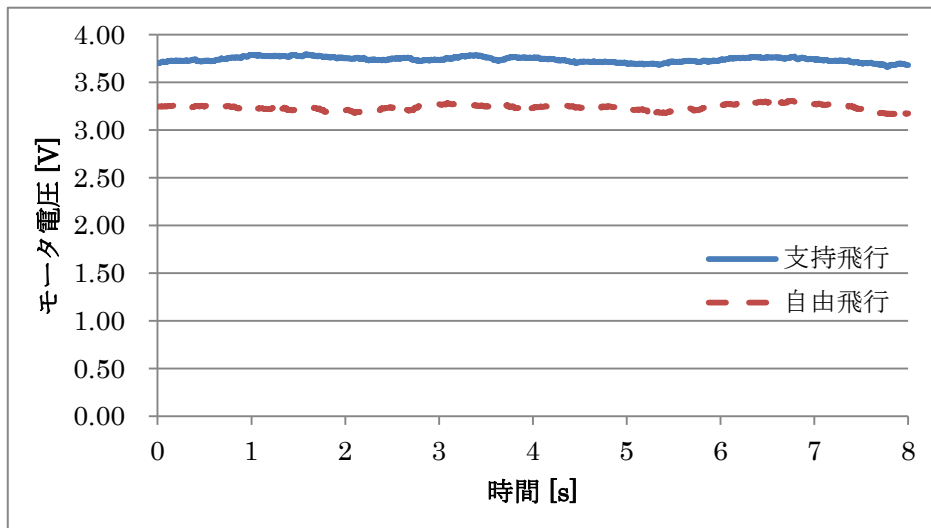


図 4.2 2 回目のモータ電圧の平均

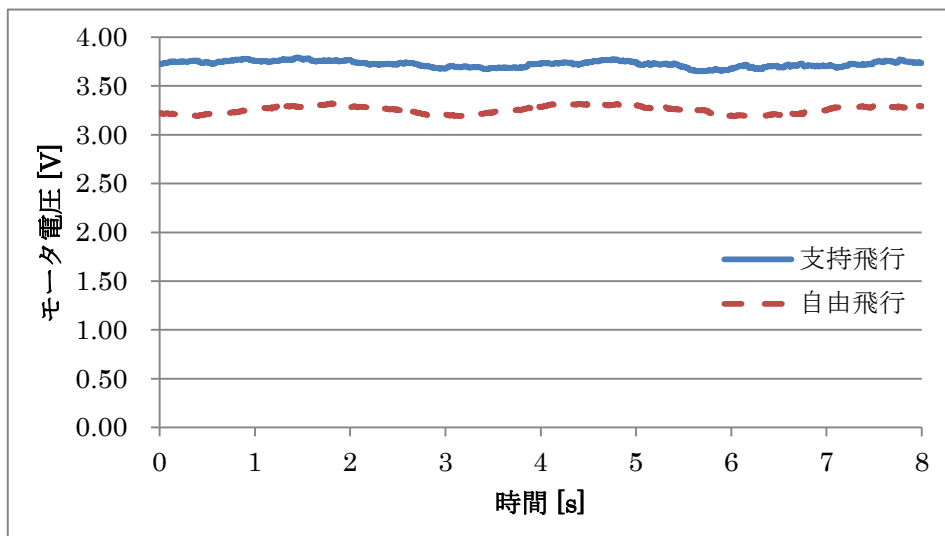


図 4.3 3 回目のモータ電圧の平均

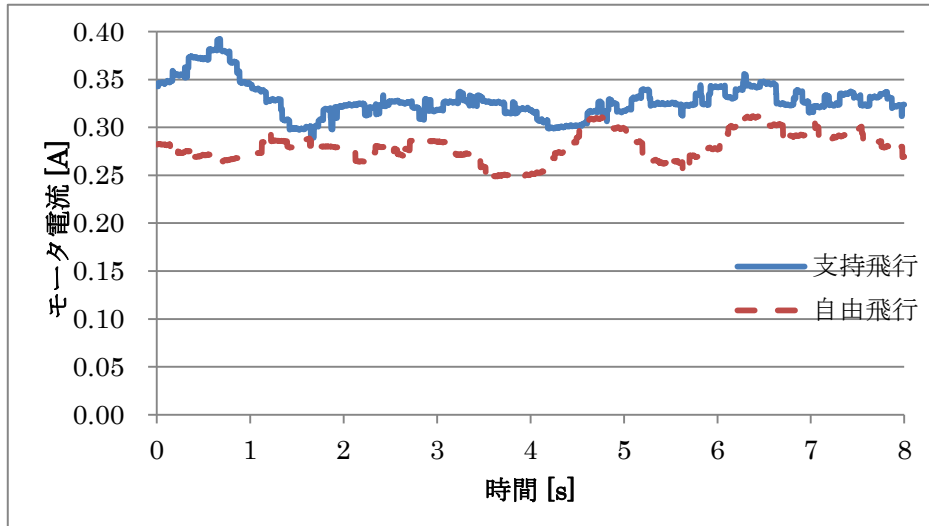


図 4.4 1 回目のモータ電流の平均

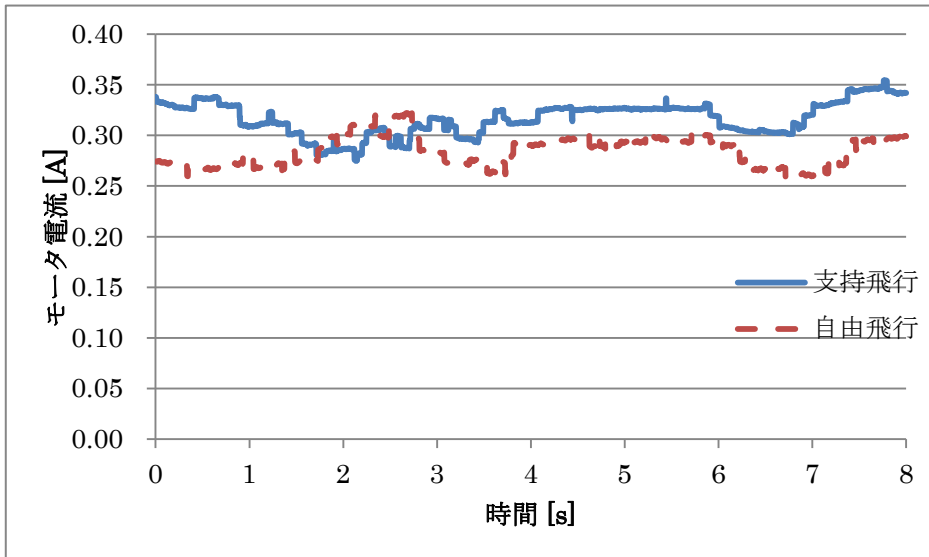


図 4.5 2 回目のモータ電流の平均

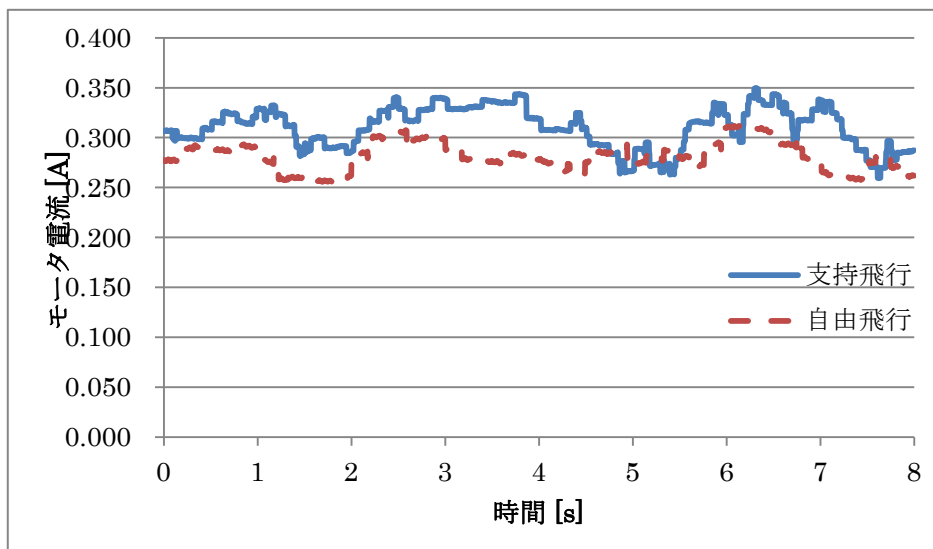


図 4.6 3 回目のモータ電流の平均

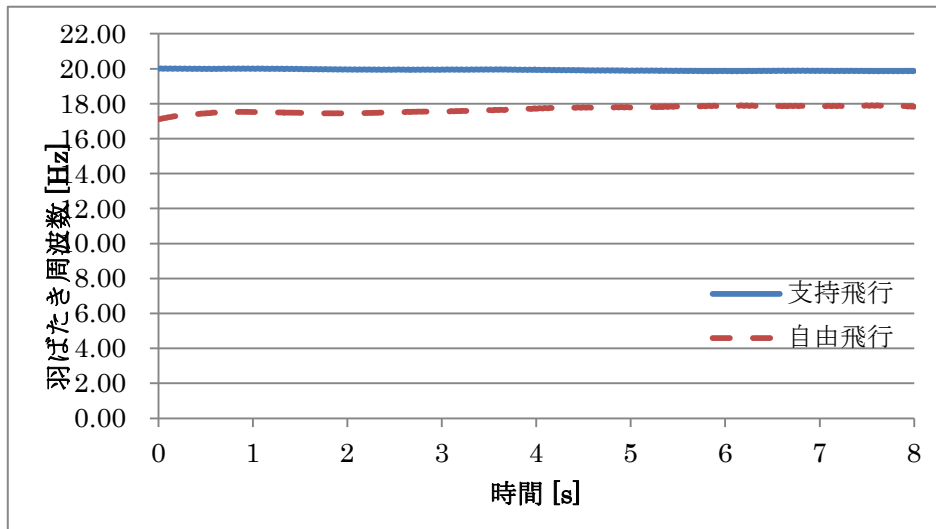


図 4.7 1 回目の羽ばたき周波数の平均

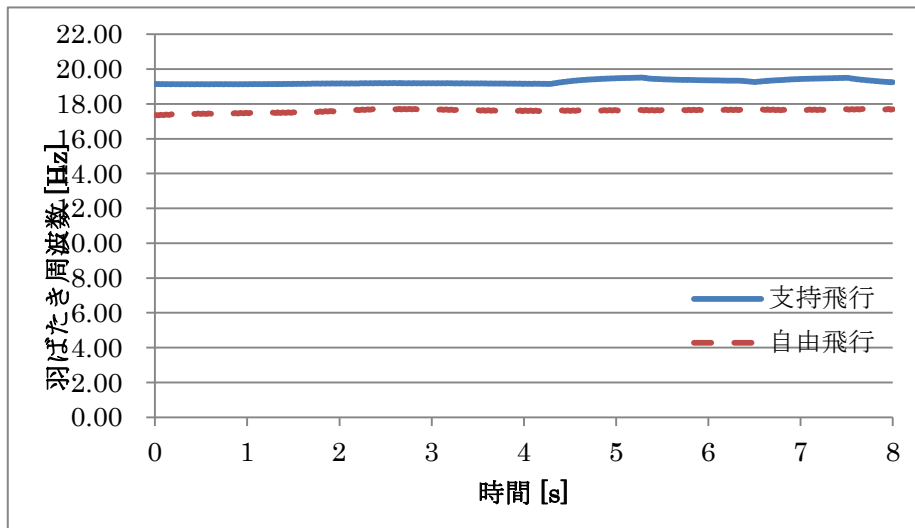


図 4.8 2 回目の羽ばたき周波数の平均

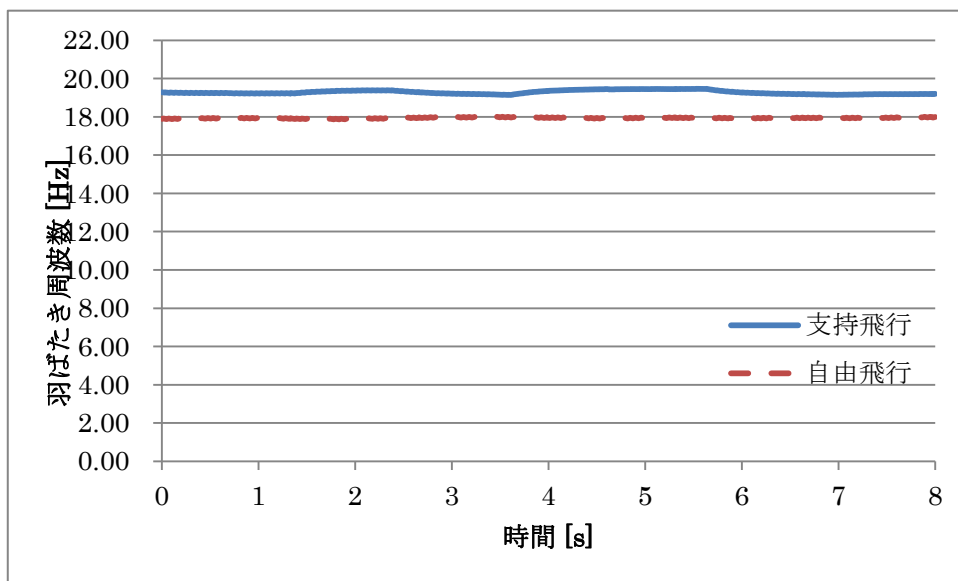


図 4.9 3 回目の羽ばたき周波数の平均

表 4.1 モータ電圧

	モータ電圧 (V)			
	1回目	2回目	3回目	平均
自由飛行	3.23	3.24	3.26	3.24
支持飛行	3.76	3.74	3.72	3.74

表 4.2 モータ電流

	モータ電流 (A)			
	1回目	2回目	3回目	平均
自由飛行	0.280	0.284	0.282	0.282
支持飛行	0.329	0.317	0.310	0.319

表 4.3 羽ばたき周波数

	羽ばたき周波数 (Hz)			
	1回目	2回目	3回目	平均
自由飛行	17.67	17.61	17.94	17.74
支持飛行	19.93	19.26	19.28	19.49

4.2 自由飛行と支持飛行の比較

次にトルクとモータ出力を計算した。まず計測によって得られた自由飛行と支持飛行のモータ電圧よりモータ特性を測定した。自由飛行時のモータ電圧 3.24[V]のモータ特性と支持飛行時のモータ電圧 3.74[V]モータ特性は図(4.10),(4.11)(4.12),(4.13)に示す。

モータ特性よりトルク[N/m]とモータ出力[W]を計算した結果を図(4.14),(4.15),(4.16),(4.17),(4.18),(4.19)に示す。モータ出力の比を分かりやすくするために自由飛行のモータ出力 W_{free} と支持飛行のモータ出力 W_{fix} の比を A とすると

$$A = \frac{W_{fix}}{W_{free}}$$

となる。計算結果は図(4.20),(4.21),(4.22)のグラフとなっており、平均値は 1.223 となっている。

この結果より同じ条件で同じ位置を飛行させる際に必要なモータ出力は自由飛行より支持飛行の方が 1.2 倍も高いということが分かる。支持飛行のモータ出力が高いのは羽ばたき機を固定している器具を振動させている為、余分な力が必要なためだと考えられる。そのため支持飛行では自由飛行の模擬はできないと考えられる。

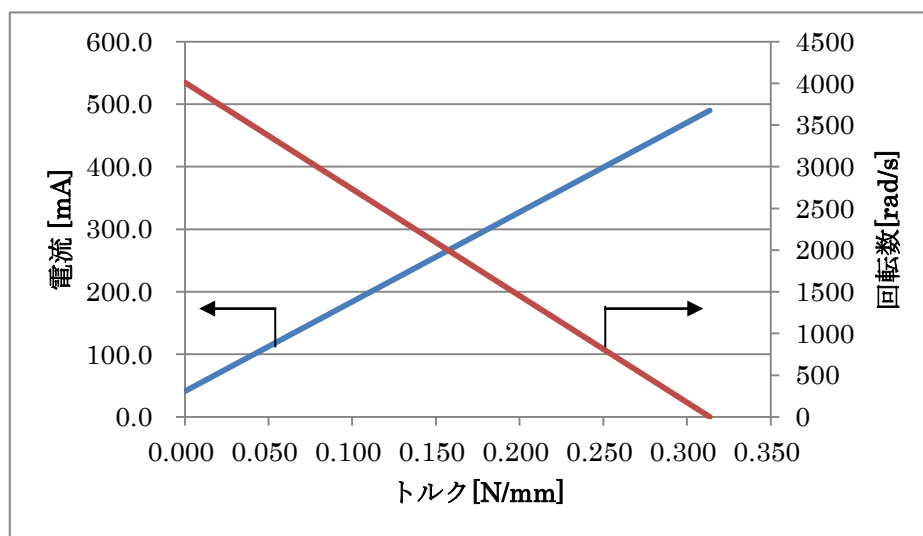


図 4.10 3.24[V]のモータ特性

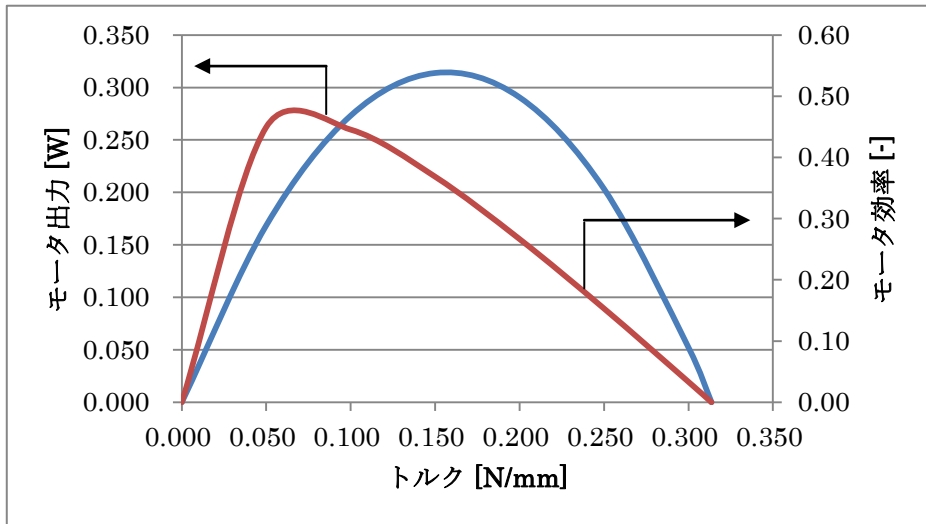


図 4.11 3.24[V]のモータ出力, モータ効率

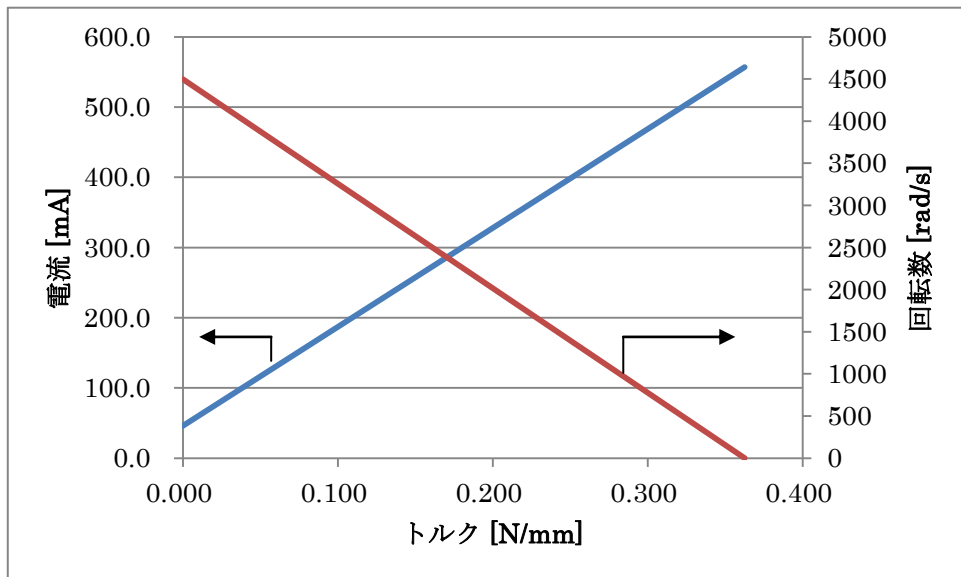


図 4.12 3.74[V]のモータ特性

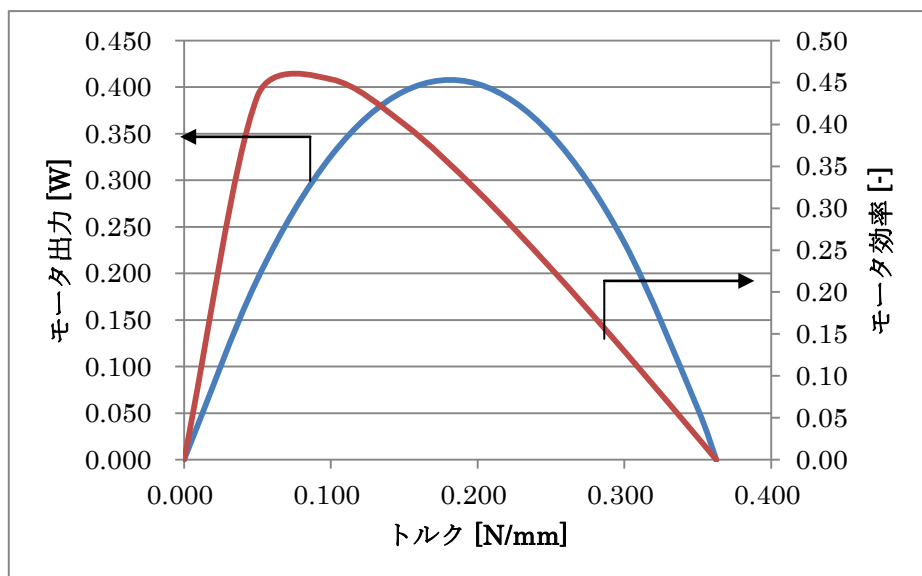


図 4.13 3.74[V]のモータ出力, モータ効率

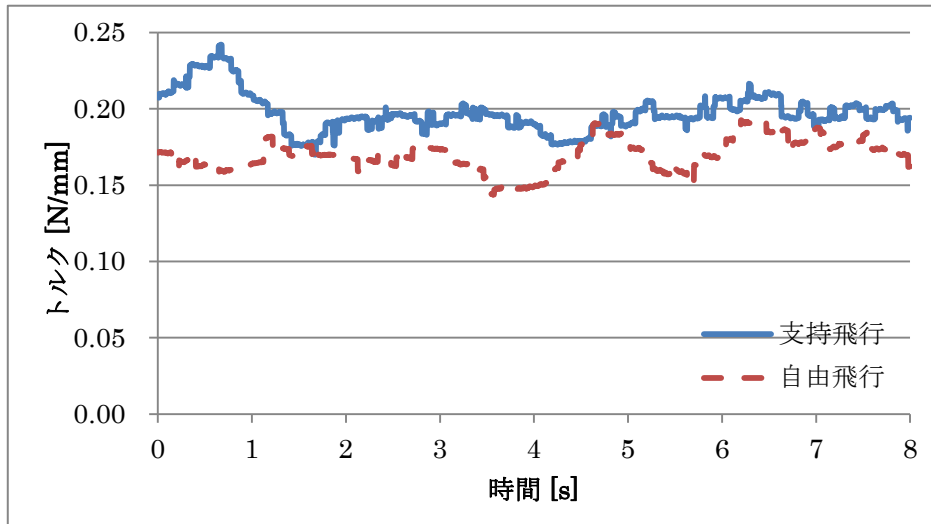


図 4.14 1 回目のモータのトルクの平均

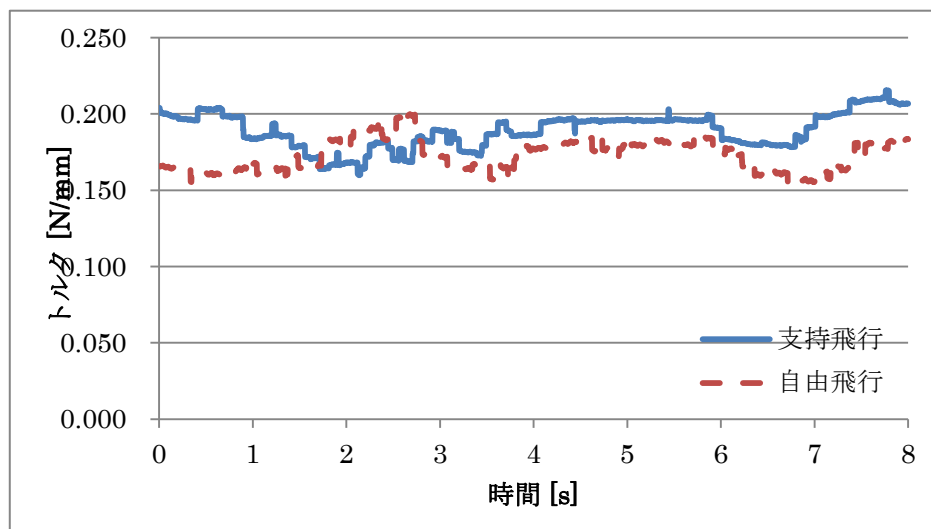


図 4.15 2 回目のモータのトルクの平均

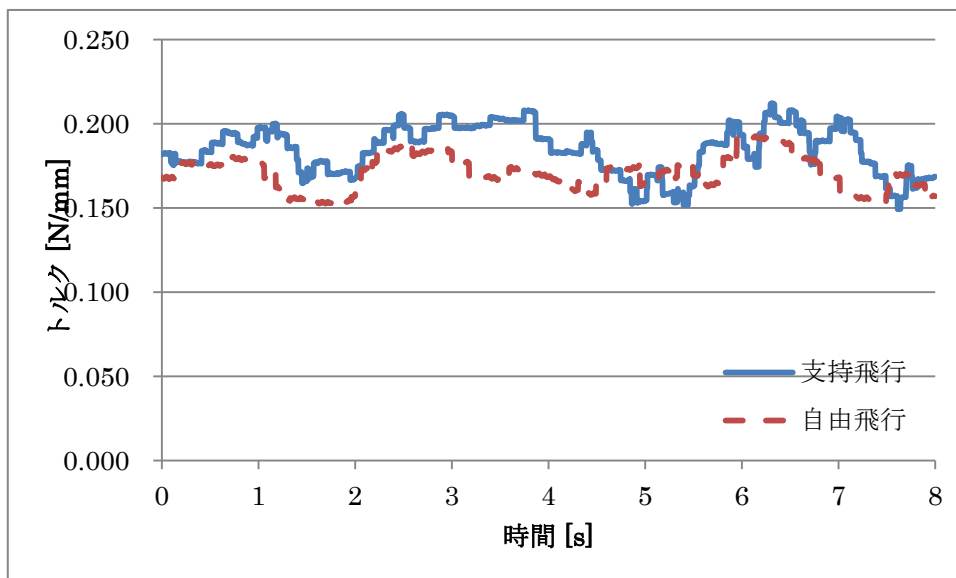


図 4.16 3 回目のモータのトルクの平均

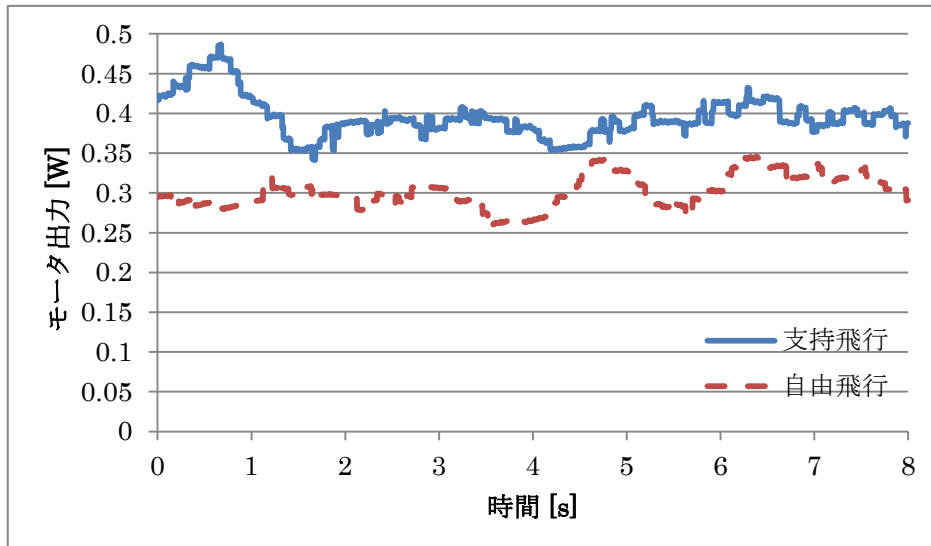


図 4.17 1 回目のモータ出力の平均

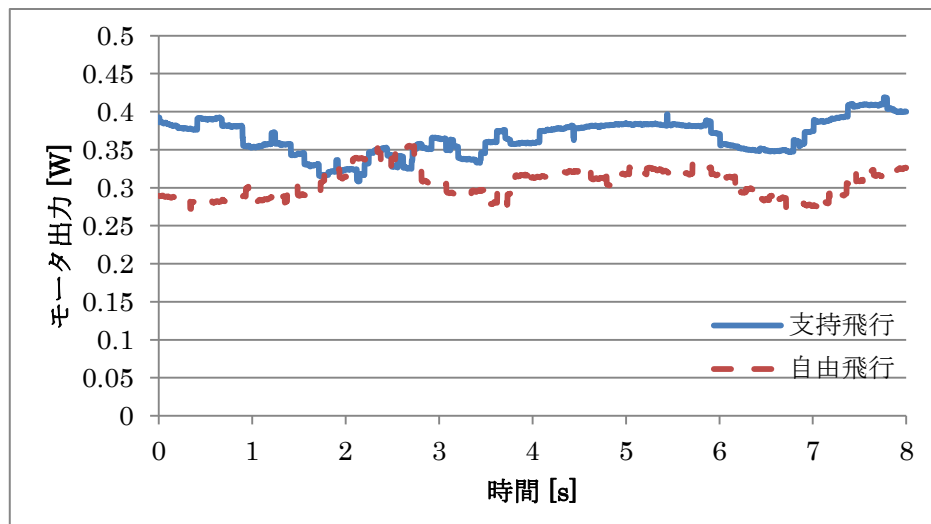


図 4.18 2 回目のモータ出力の平均

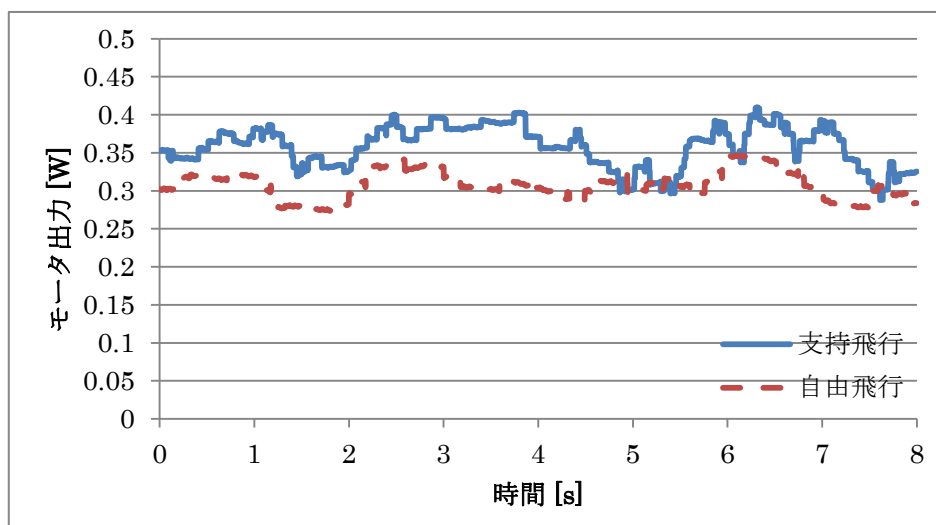


図 4.19 3 回目のモータ出力の平均

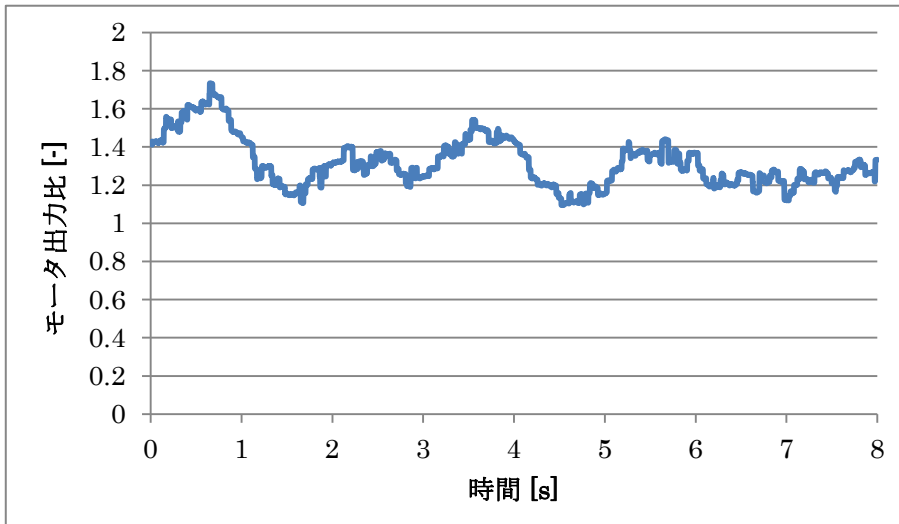


図 4.20 1 回目のモータ出力比

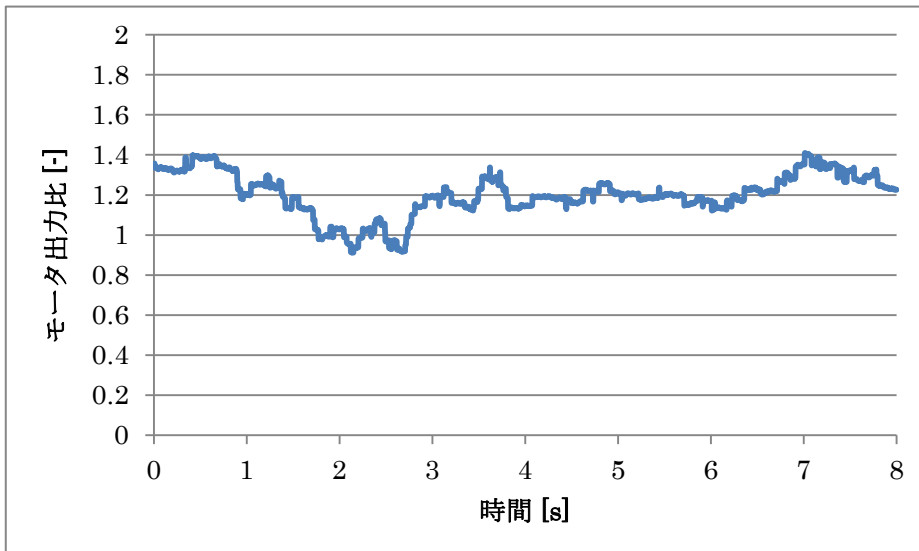


図 4.21 2 回目のモータ出力比

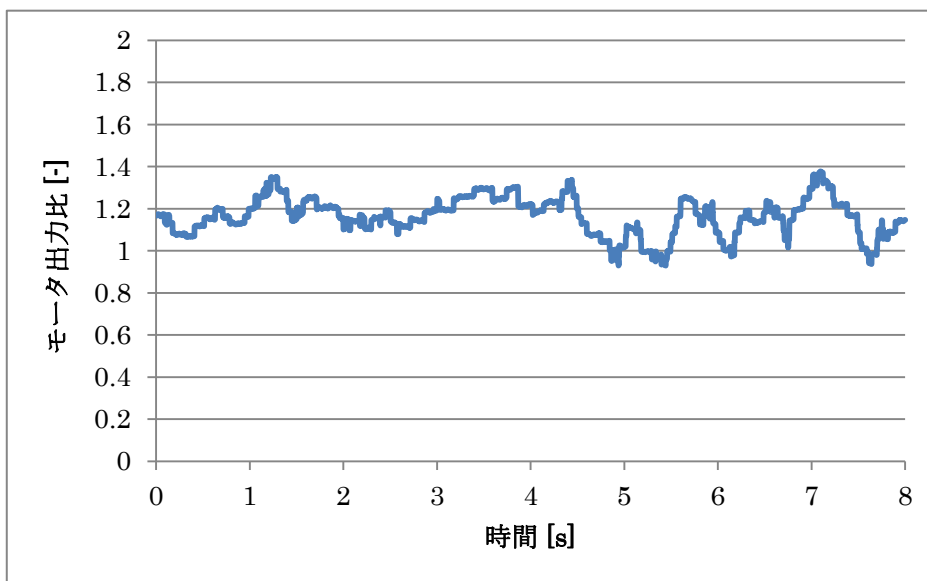


図 4.22 3 回目のモータ出力比

表 4.3 モータのトルクの平均

	モータのトルク [N/mm]			
	1回目	2回目	3回目	平均
自由飛行	0.170	0.173	0.171	0.171
支持飛行	0.197	0.189	0.185	0.190

表 4.4 モータ出力の平均

	モータ出力 [W]			
	1回目	2回目	3回目	平均
自由飛行	0.302	0.306	0.308	0.305
支持飛行	0.395	0.366	0.358	0.373

表 4.5 モータ出力比の平均

モータ出力比 [-]			
1回目	2回目	3回目	平均
1.311	1.197	1.161	1.223

第 5 章

結言

本研究では羽ばたき飛翔体の羽ばたき機構の改良により羽ばたきの位相のずれを解消し、機構の変更による揚力の向上が見られた。

また風洞内飛行実験装置の改良により、装置を整備、羽ばたき周波数の計測装置が追加された。

加えて飛行実験により、支持飛行では自由飛行の模擬はできていないことが分かった。

今後の課題として、揚力の余裕を生かして機体の小型化を進めることや、風洞内飛行実験装置での自由飛行における飛行特性の解析を行う必要がある。

参考文献

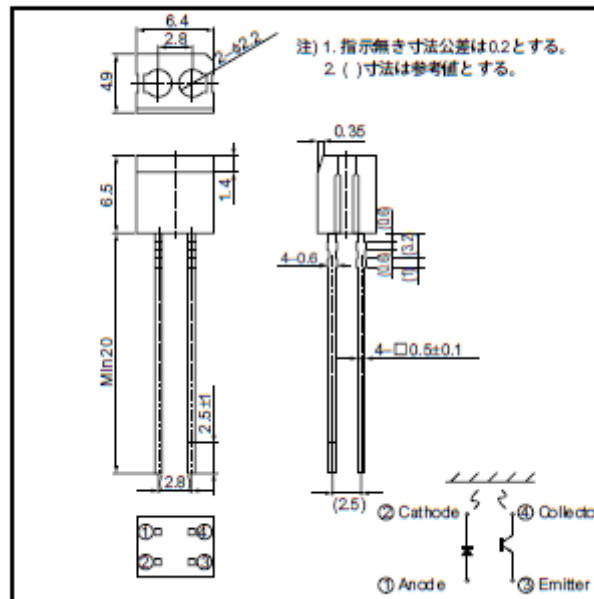
[1] 郷原裕己, 平成 23 年度福岡工業大学工学部知能機械工学科卒業論文 「2 枚翼小型羽ばたき飛翔体の製作と風洞内制御装置の高度化」

付録

周波数測定装置に使用した電子部品

1. フォトセンサー「RPR-220」

●外形寸法図 (Units : mm)



●絶対最大定格 (Ta=25°C)

Parameter		Symbol	Limits	Unit
入力発光ダイオード	順電流	I_F	50	mA
	逆電圧	V_R	5	V
	許容損失	P_D	80	mW
出力フォトトランジスタ	コレクター-エミッタ間電圧	V_{CEO}	30	V
	エミッター-コレクタ間電圧	V_{ECO}	4.5	V
	コレクタ電流	I_C	30	mA
	コレクタ損失	P_C	80	mW
動作温度		T_{opr}	-25~+85	°C
保存温度		T_{stg}	-30~+85	°C

2. コンパレータ「NJM311N」

Pin connections (top view)

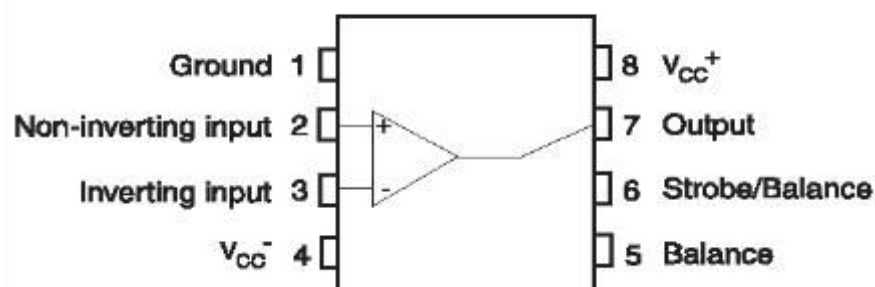
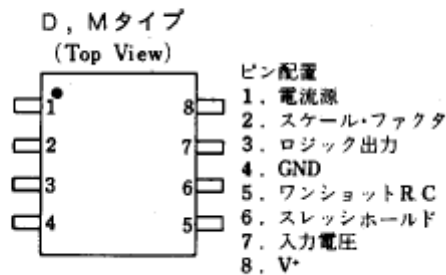


Table 1. Absolute maximum ratings (AMR)

Symbol	Parameter	Value	Unit
V_{CC}	Supply voltage	36	V
V_{id}	Differential input voltage	± 30	V
V_i	Input voltage ⁽¹⁾	± 15	V
$V_{(1-4)}$	Ground to negative supply voltage	30	V
$V_{(7-4)}$	Output to negative supply voltage		
	LM111-LM211 LM311	50 40	V
	Output short-circuit duration	10	s
	Voltage at strobe pin	$V_{CC}^+ - 5$	V
P_d	Power dissipation ⁽²⁾		
	DIP8 SO-8	1250 710	mW
T_j	Junction temperature	+150	°C
T_{stg}	Storage temperature range	-65 to +150	°C

3.F/V コンバータ「NJM4151D」

■ 端子配列



■ 絶対最大定格 ($T_a=25^\circ\text{C}$)

項目	記号	定格	単位
電源電圧	V^+	22	V
出力シンク電流	I_{SINK}	20	mA
消費電力	P_D	(Dタイプ) 500 (Mタイプ) 300	mW
入力電圧	V_i	$-0.2 \sim V^+$	(V)
動作温度	T_{opr}	$-40 \sim +85$	°C
保存温度	T_{stg}	$-40 \sim +125$	°C

周波数測定装置の回路図

