

平成 23 年 度

修 士 論 文

和 文 題 名

低速風洞内における羽ばたき飛翔体のその場観測システムに関する研究

英 文 題 名

Study on the In-Situ Observation System of Flapping MAV in the Low Speed

Wind Tunnel

専 攻 名 知能機械工学専攻

専修区分名 計測制御工学

学籍番号 CM010017 氏 名 山本 清貴

氏名(ローマ字) Kiyotaka YAMAMOTO

提 出 年 月 日 平成 24 年 3 月 12 日

提出承認年月日 平成 年 月 日
指導教員氏名 _____ 印

大学院事務室受付印

平成 23 年度修士論文

低速風洞内における羽ばたき飛翔体の
その場観測システムに関する研究

福岡工業大学大学院工学研究科

知能機械工学専攻

CM10017 山本 清貴

指導教員 河村 良行

低速風洞内における羽ばたき飛翔体のその場観測システムに関する研究

知能機械工学専攻

山本 清貴

要旨

本研究では羽ばたき飛翔体の飛行メカニズムを解明するために、飛行中の機体を測定範囲内にて安定飛行させ、その場観測することができる飛行制御システムの開発に取り組んだ。飛行中の機体を測定範囲内で安定飛行させるために、画像処理装置を用いて機体の位置情報を取得し、フィードバック制御を行った。初期段階として、制御が簡単な固定翼機を用いて実験を行い、目標位置で安定飛行させることに成功した。

また、実験に用いる小型2枚翼羽ばたきロボットの制作を行った。2分力ロードセルを用いて揚力測定を行い、軽量で飛行するのに十分な揚力が得られるよう機体の駆動部を最適設計した。完成した機体は風洞内で固定翼機同様に安定飛行に成功した。

キーワード：羽ばたき飛行機、小型飛行体、画像処理、PD制御、風洞

平成24年2月13日

Study on the In-Situ Observation System of Flapping MAV in the Low Speed Wind Tunnel

Major of Intelligent Mechanical Engineering,
Graduate School of Engineering, Fukuoka Institute of Technology

Kiyotaka Yamamoto

Summary

In order to analyze the flight mechanism of flapping micro air vehicles (MAVs), we have developed the flight experimental system in a low speed wind tunnel. We developed the flight system with feedback control using the image processing system which consists of the two CCD cameras and the image processing device to measure the position and the yaw angle of the MAV. We have succeeded in the stable flight of a fixed-wing MAV as an initial stage. In addition, we manufactured a flapping MAV of two wings. The flapping MAVs were manufactured selecting the optimum combination between motor and gear to find the driving system with higher lift and lighter weight. We have also succeeded in the stable flight of this flapping MAV in the wind tunnel.

Key Words: Flapping MAV, Micro Air Vehicles, Image Processing, PD Control, Wind Tunnel

March 13, 2012

目次

第 1 章 緒言	1
第 2 章 飛行制御システム	2
2.1 飛行制御システムの概要	2
2.2 低速風洞	2
2.3 画像処理装置	2
2.4 演算装置	3
2.5 無線制御装置	3
2.6 固定翼機	3
第 3 章 機体の制御方法 (Y 方向)	10
3.1 ヨー角制御	10
3.2 ヨー角制御に Y 座標成分 (左右の位置座標) を組み込んだ制御	11
第 4 章 飛行制御システムの遅れ改善	13
4.3 シーケンサ	13
4.1 H ブリッジ回路を用いた有線制御装置の導入	13
第 5 章 小型 2 枚翼羽ばたきロボットの制作	18
5.1 目的	18
5.2 教材バーディ号による制作練習	18
5.3 揚力測定による駆動部の最適化	18
5.4 コイルアクチュエータ	18
5.5 完成した小型 2 枚翼羽ばたきロボット	19
5.6 モーター効率の計算	19

第 6 章 機体の制御方法 (X, Z 方向)	29
6.1 飛行中における X, Z 方向の制御について	29
6.2 電圧変化による飛行軌跡の近似	29
6.3 X, Z 方向の制御手法	29
第 7 章 結言	36
謝辞	37
研究業績	38
参考文献	39
付録	40

第1章 緒言

近年モーターやバッテリーの小型化に伴い、小型飛翔体の研究は格段の進歩を遂げている。中でもホバリングが可能で外乱に強いと言われる羽ばたき飛翔体の研究は特に注目されているが、その飛行メカニズムはいまだ完全には解明されていない。

一般に風洞の中で羽ばたき飛翔体の飛行メカニズムの解析を行う場合、その機体は何かの方法で固定されている。しかし羽ばたき飛翔体は飛行時に翼を羽ばたかせることで機体の重心が変動しているため完全に飛行状態を再現するには機体を固定してしまうことは望ましくない。また、現状完全な無支持の状態で行っている羽ばたき飛翔体を観測するための実験装置は開発されていない。

そこで本研究では画像処理装置を用いて機体の位置情報を取得してフィードバック制御を行い、任意の計測位置で機体を静止飛行させ、その場観測を可能とする飛行制御システムの開発を行った。実験は、風洞内で安定飛行させることを目標とし制御が簡単だと思われる固定翼機から始め、最終的には自作した小型2枚翼羽ばたきロボットを用いて行った。

第 2 章 飛行制御システム

2.1 飛行制御システムの概要

風洞を含めた制御システム全体の概要を Fig. 2.1 に、システム構成を Fig. 2.2 に示す。機体の上面と側面にマーカーを取り付け、2 台の CCD カメラで上面と側面から撮影を行った。撮影した画像を画像処理装置に転送し、処理を行うことでマーカーの位置、角度を検出することができる。検出したデータもとに PC 内で PD 制御を用いたフィードバック制御を行い、D/A 変換器を通して赤外線送信機とインバータに制御電圧をかける。赤外線送信機を通して D/A 変換器から送られてくる機体のモーター電圧とラダー電圧を無線で機体に取り付けてある受信機に送りフィードバック制御している。低速風洞内の風速もインバータを通してパソコンで自由に設定できるようにしている。

2.2 低速風洞

実験に用いた低速風洞を Fig. 2.3 に詳細を Table 2.1 に示す。風洞は拡散胴、集合胴、縮流胴、送風機、測定部にて構成されている。風洞の風速を制御するために送風機のモーター回転数をインバータ 3G3MV-A2007 (オムロン製) を用いて制御した。インバータの写真を Fig. 2.4 に示す。ここで、アナログ電圧をインバータの FR ポート、FC ポートにかけることで送風機のモータ回転数を制御することができるようになっている。また風の流れを均一化させるための整流版としてプラスチック製のコルゲートハニカムを集合胴に配置した。コルゲートハニカムの写真を Fig. 2.5 示す。また、平成 21 年に風洞を木製から鉄製に変更しており、測定部にて局所的な風速の乱れが発生しているかの確認を熱線式風速計を用いて行った。実験は Y 方向 (左右) と Z 方向 (高さ) について X 方向 (前後) の距離を 0、30、60[cm] と変化させながら行った。実験の結果を Fig. 2.6 と Fig. 2.7 に示す。局所的な風速の乱れはほとんど発生していないことが分かった。

2.3 画像処理装置

飛行中の機体の位置座標やヨー角を検出するために KEYENCE 社製の画像処理装置 CV-3000 を用いた。画像処理装置の写真を Fig. 2.8 に CCD カメラの写真を Fig. 2.9 に示す。ここで機体の上面と側面にマーカーを貼りつけ、2 つの CCD カメラで上面と側面から撮影することで機体の前後左右と高さの位置座標、ヨー角、ピッチ角を取得すること

ができる。画像処理装置の設定として指定された色の塊が一番大きいものを検出する、プロブ計測という方法を使用した。取得したデータは演算装置へと送られる。

2.4 演算装置 (PC)

画像処理装置から送られてきたデータをもとに Windows 上の Visual Basic を用いて飛行中の機体のフィードバック制御を行った。制御には PD 制御を用いており、画面上の比例係数 K_p 、微分係数 K_d に数値を入力することで飛行実験中でもリアルタイムで自由に制御係数を変更することができる。プログラム実行時の制御パネルを Fig. 2.10 に示す。これにより計算された制御電圧は USB にてパソコンに接続された D/A 変換器によりアナログ電圧として出力される。D/A 変換機は、Measurement Computing Corporation の USB-1208FS を 2 台使用した。D/A 変換機の写真を Fig. 2.11 に示す。

2.5 赤外線送信機 (無線制御装置)

無線通信は市販されている機体に付属していたコントローラーの回路を利用した。この回路はモーターの強弱やラダーを左右に操作する操作レバーを通じて可変抵抗が連動して動くようになっている。可変抵抗の抵抗が変動している所の電圧を測定すると操作レバーに追従して電圧が 0[V]から 3.2[V]の範囲で変動していた。そこで可変抵抗から固定抵抗に変更し、そこに D/A 変換器からの信号電圧をかけることでパソコンからの信号に応じてモーターやラダーを動かすことで無線による制御を行った。赤外線送信機を Fig. 2.12 に示す。また回路の電源として AC100[V]から DC15[V]に変換する AC 安定化電源 Power Supply(TDK 社製)を使用していたが、電圧が高すぎたため 15[V]から 6[V]へ落とす可変電圧回路を利用した。

2.6 固定翼機

本研究では羽ばたき飛翔体を風洞内で安定飛行させ、その場観測を行うことを目的としている。しかし羽ばたき飛翔体は飛行中に重心が上下していることから固定翼機と比べ制御が難しいのではないかと考えた。そこで、実験の初期段階として制御が簡単だと思われる市販されている固定翼機を用いて飛行実験を行った。実験に使用した機体は株式会社タイヨー製のウルトラライトプレーン HF である。機体の写真を Fig. 2.13 に仕様を Table 2.2 に示す。

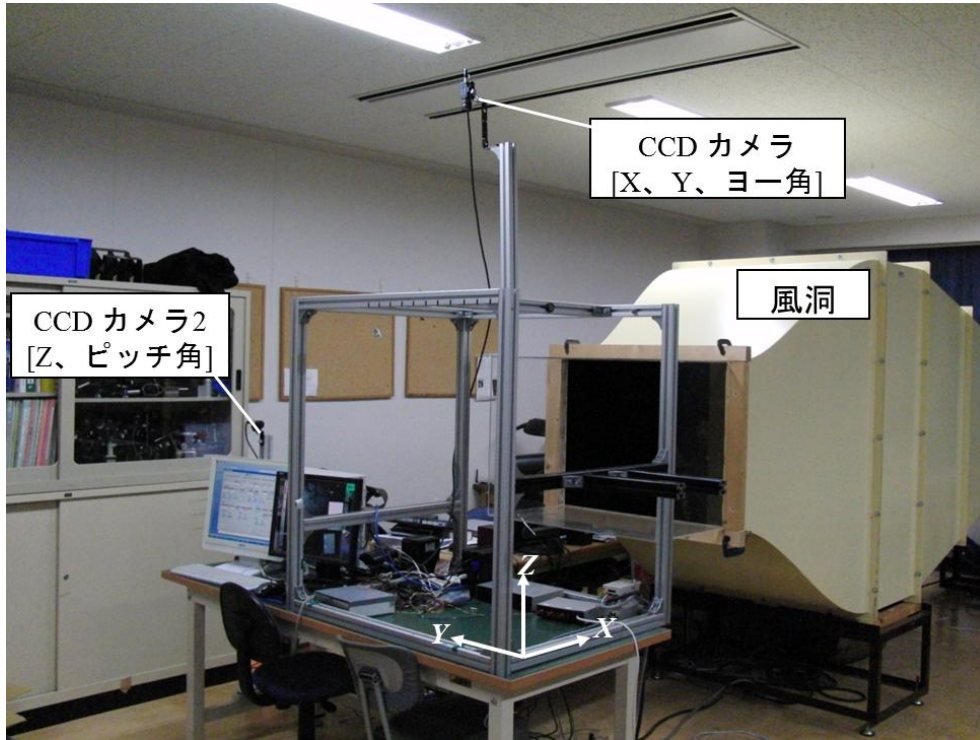


Fig. 2.1 飛行制御システム全体の概要

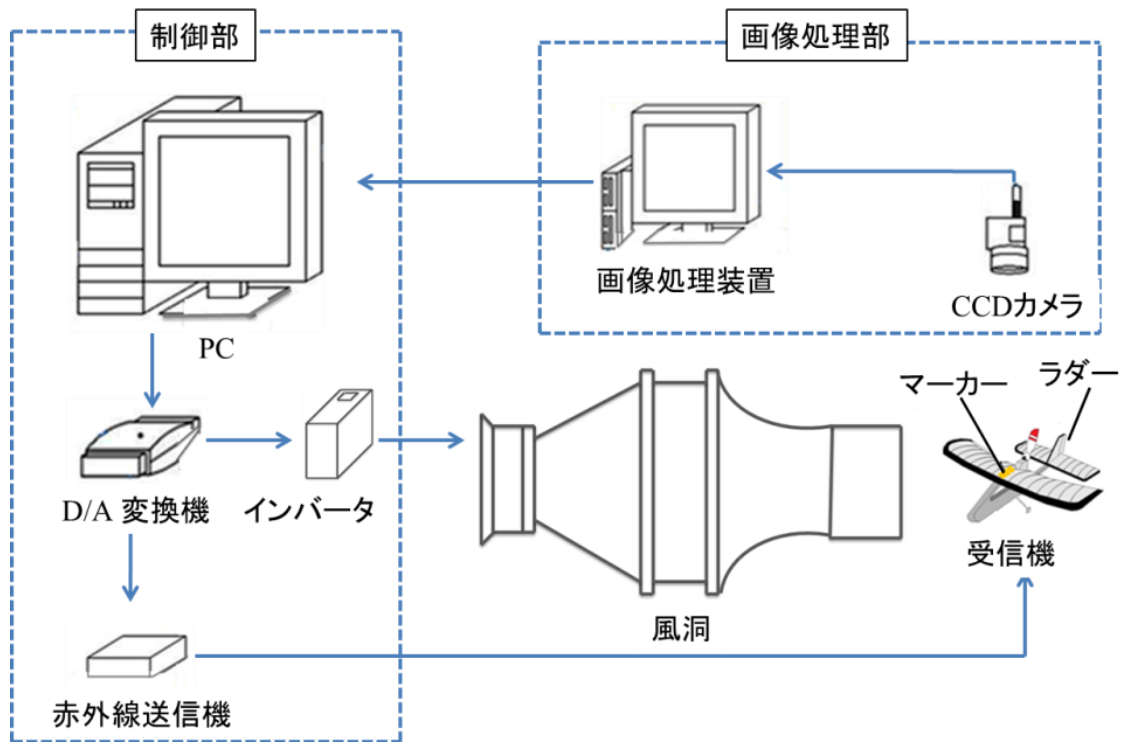


Fig. 2.2 飛行制御システムの構成図



Fig. 2.3 低速風洞



Fig. 2.4 インバータ

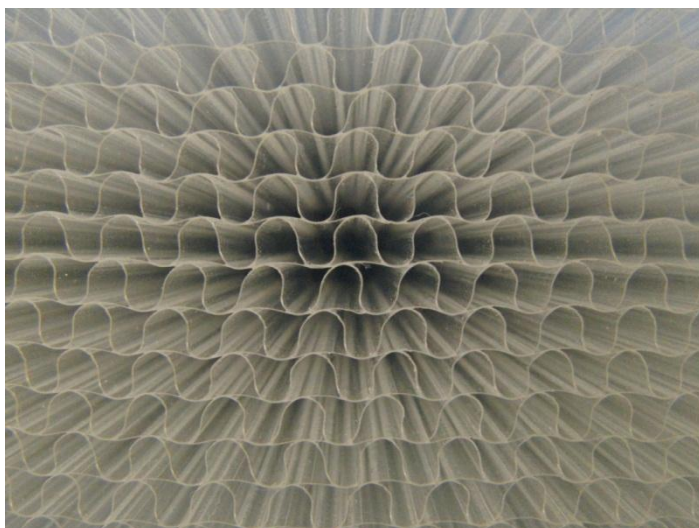


Fig. 2.5 プラスチック製コルゲートハニカム

Table 2.1 低速風洞の詳細

全長	4.8[m]
高さ	1.6[m]
幅	1.2[m]
開口部	600[mm]×750 [mm]
風速	~4.5 [m/s]
縮流比	3:1

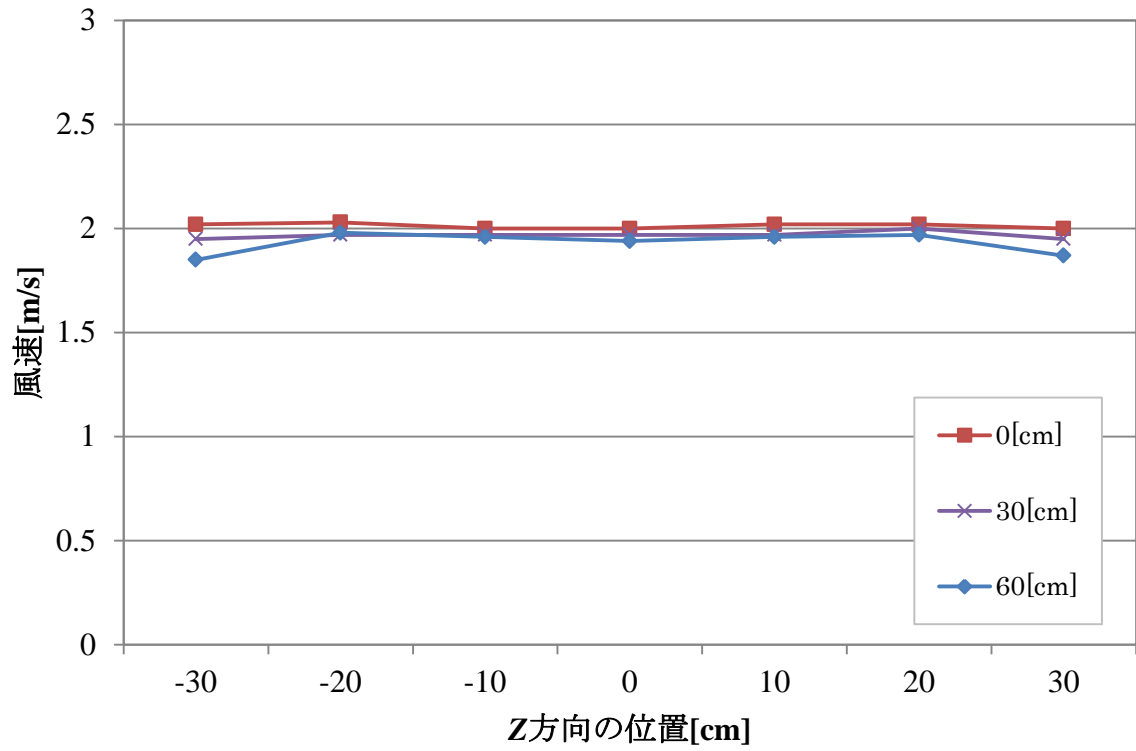


Fig. 2.6 Z方向の局所的な風速の変化

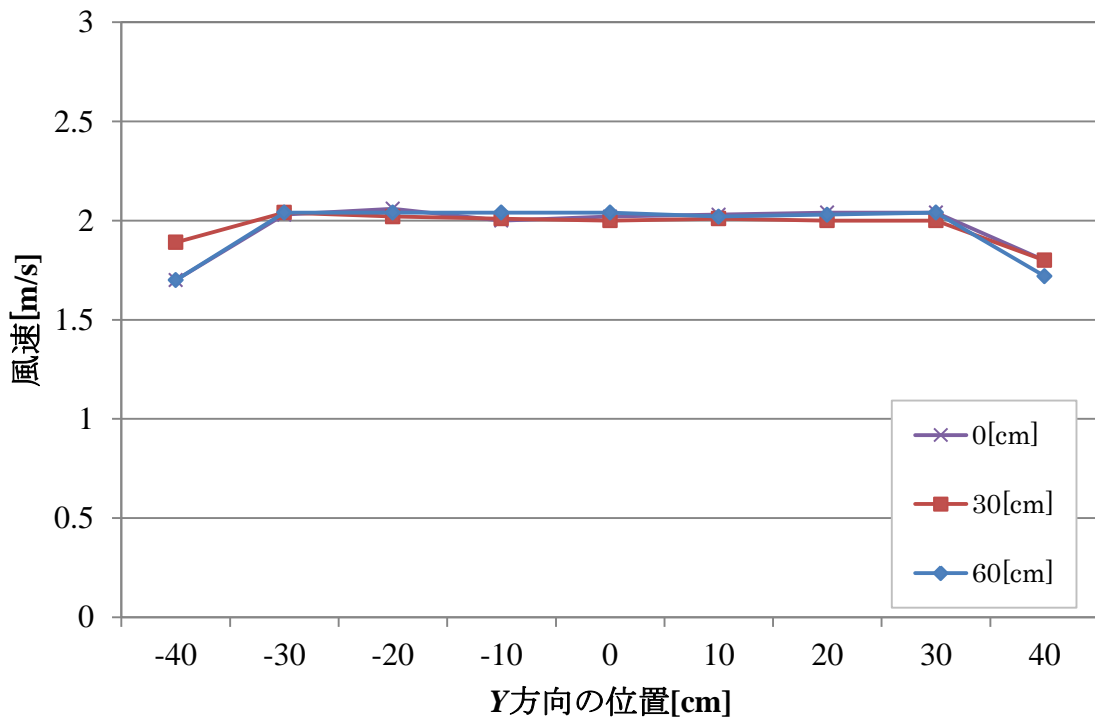


Fig. 2.7 Y方向の局所的な風速の変化



Fig. 2.8 画像処理装置(CV-3000)



Fig.2.9 CCD カメラ(CV-035C)

受信データ

463,+00144.024,-027.883,+00000.000,+00000.000,+000.000,0000176892

カメラ1			カメラ2			Count	Time
X	Y	角度 [deg]	X	Y	角度 [deg]		
126.956	144.347	-28.8129987	0	0	0	54	28.447

ラダー角度制御			モータ制御			
印加電圧	現在値 [deg]	ラダー中心電圧 [V]	現在値	目標値	印加電圧	モータ電圧
4.042339	-28.8129987	1.5	126.956	250	0.06300195	0

位置制御				風洞制御		
位置制御電圧	現在位置	目標位置	機体角度目標値 [rad]	印加電圧 [V]	周波数 [Hz]	風速 [m/s]
4.042339	144.347	235	0.2	0	0.00273964E	0.0893

位置制御		ヨー角制御	
比例	微分	比例	微分
Kp	Kd	Kp	Kd
3.25	-2.8	1.05	-0.7

高さ制御	
比例	微分
Kp	Kd
-0.0015	0.002

Ts 0.025

Fig. 2.10 プログラム実行時の制御パネル



Fig. 2.11 D/A 変換機(USB-1208FS)

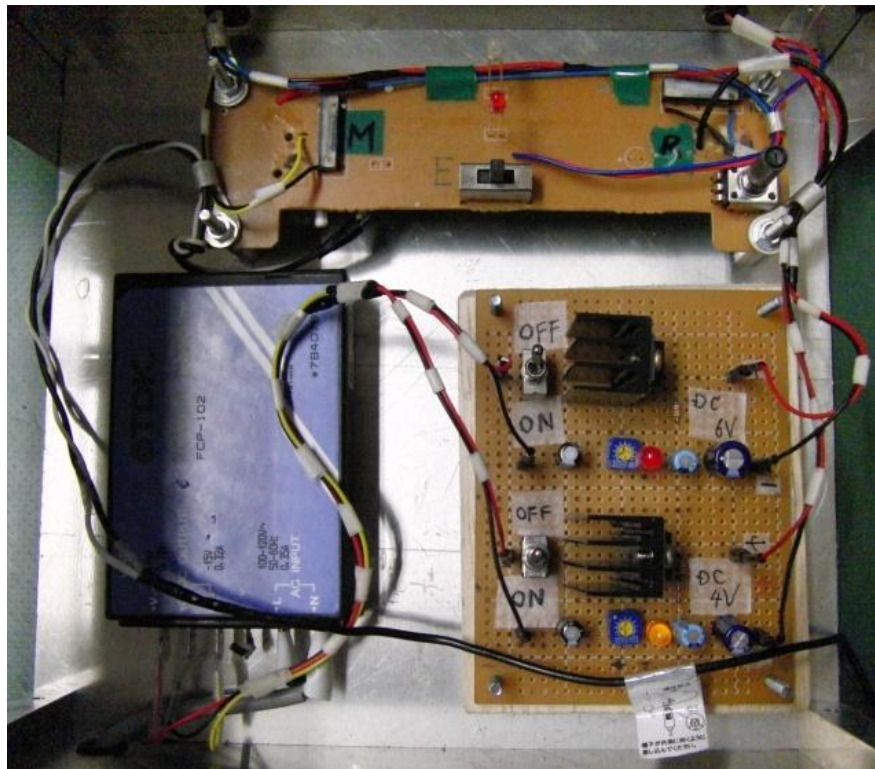


Fig. 2.12 赤外線送信機



Fig. 2.13 固定翼機（ウルトラライトプレーン HF）

Table 2.2 固定翼機の詳細

全翼長	270[mm]
全長	220[mm]
翼弦	85[mm]
重量	11.8[g]

第3章 機体の制御方法(Y方向)

3.1 ヨー角制御

飛行中における機体の制御は画像処理装置から送られてきたデータをもとに、PD制御を用いて行った。今回使用した機体は機体の後方にあるラダーを動かすことで飛行中に機体のヨー角を変更し飛行位置を変えることができる。よって機体を目標位置で安定飛行させるために、まずは飛行中に常に機体のヨー角を一定に保つことができるようヨー角のフィードバック制御を行った。ヨー角の制御式は

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

となる。ここで V はラダーにかける電圧、 θ_{Ta} が機体の目標ヨー角、 θ_n が現在のヨー角、 θ_{n-1} が現在のヨー角の1つ前のヨー角、 T_s がサンプリングタイムである。この制御式を用いた飛行実験結果を Fig. 3.1 に示す。機体は目標位置付近で安定飛行できたものの、ヨー角制御のみでは完全にY方向を制御することはできず、時間とともに飛行位置が左右にずれていく結果となった。

3.2 ヨー角制御にY座標成分(左右の位置座標)を組み込んだ制御

ヨー角制御のみでは機体の位置は受動的に決まってしまう完全に制御することはできなかった。そこで目標ヨー角 θ_{Ta} にY座標成分を組み込んだ制御式

$$\theta_{Ta} = K_{pY}(Y_{Ta} - Y_n) \quad (3.2)$$

を用いた。ここで Y_{Ta} はY座標目標位置、 Y_n は現在Y座標である。ここで計算した θ_{Ta} を式(3.1)に代入することで現在のY座標の目標位置との差分に比例して目標角を変えながら位置を制御するといった手法を用いた。この制御式を用いた飛行実験結果を Fig. 3.2 に示す。また飛行中にY座標目標位置を変更した場合の実験結果を Fig. 3.3 に示す。目標位置の変化に対して機体の位置が追従しているのが分かる。

また現段階では機体の高さ、ロール、ピッチの制御は行っていない。これは風洞の前で飛行させる場合、これらはある程度の自動安定が確認できたからである。よって飛行中最も不安定となる機体の左右の位置についてフィードバック制御を行っている。

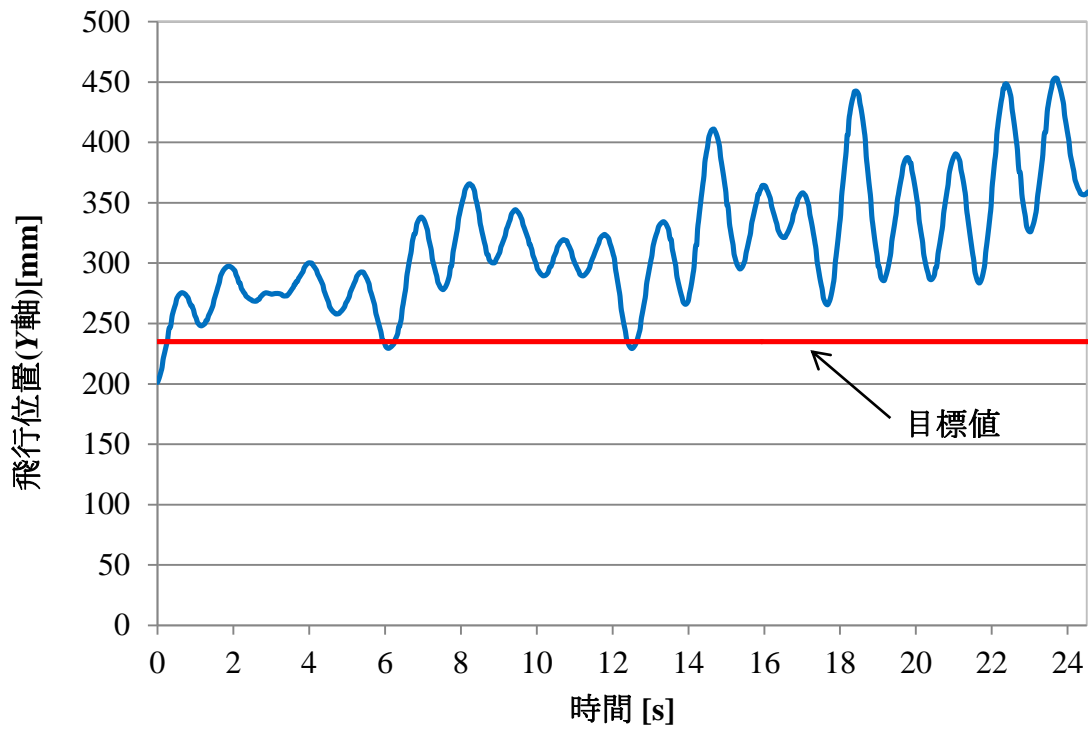


Fig. 3.1 飛行実験結果 (ヨ一角制御)

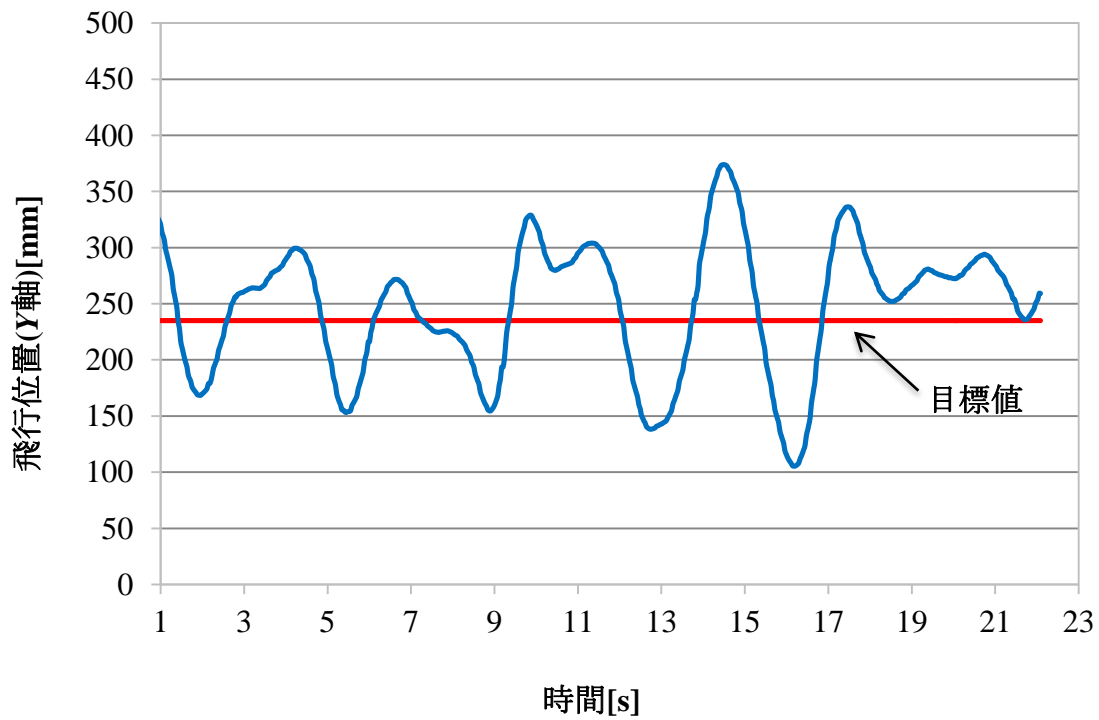


Fig. 3.2 飛行実験結果 (位置制御)

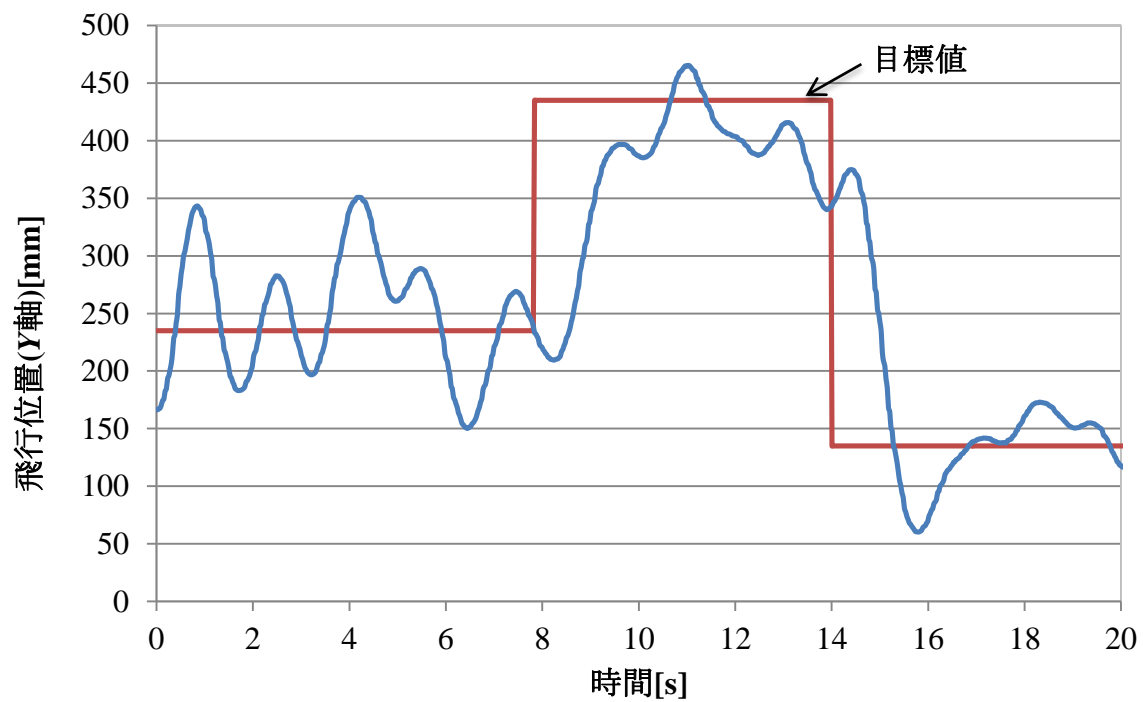


Fig. 3.3 飛行中のステップ応答 (位置制御)

第4章 演算装置の変更によるシステムの高速度化

4.1 シーケンサの導入

現在機体を制御するための演算装置として Windows 上の Visual Basic で作成したプログラムを使用している。しかしプログラムのサンプリング周期が最速で 25[ms]と遅く、パソコンゆえの割り込みプログラム等の影響でリアルタイム性が低かったため、画像処理装置と同じ KEYENCE 社製のシーケンサ KV-5000 に変更することで制御システム内に発生している遅れの改善とリアルタイム性の向上を図った。また以前は USB 接続の D/A 変換器をパソコンと接続していたが、シーケンサには D/A 変換機能があるため不必要となった。シーケンサの写真を Fig. 4.1 に示す。

制御システムの反応遅れがどれほど改善されたのかを確認するために機体を固定した状態でラダーにマーカーを付け、シーケンサから信号を送ってラダーを動かし、ラダーが動いた情報をシーケンサが受け取るまでにどれほどの時間がかかるのかをステップ応答により調べた。実験の結果を Fig. 4.2 に示す。今までであった 100[ms]の反応遅れが 60[ms]まで短縮できていた。またプログラムのサンプリング周期は 25[ms]から 0.2[ms]へと大幅に向上した。Fig. 4.3 にシーケンサによる制御と PC による制御の比較を示す。演算装置を変更することで標準偏差が 32.6[mm]から 20[mm]まで向上し、飛行精度の改善につながったと考えられる。

4.2 Hブリッチ回路を用いた有線制御装置

演算装置をパソコンからシーケンサへ変更するに伴い有線制御装置を製作した。今までは機体にバッテリーを搭載し無線制御を行っていたが、バッテリー容量の問題で満充電状態から実験が3分程度しか行えず、またバッテリーの劣化による実験の再現性の低さから有線制御装置を導入した。飛行中の機体はラダーを左右に動かすことで左旋回、右旋回を行っており、コイルアクチュエータには正負の電圧をかける必要がある。よって Hブリッチ機能を有した集積回路 TA7291P(TOSHIBA 製)を用いて回路の制作を行った。機体と回路をつなぐ導線は可能な限り軽量なものとするため $\phi 0.12$ [mm]のポリウレタンエナメルワイヤを用いている。集積回路の写真を Fig. 4.3 に、完成した回路の写真を Fig. 4.4、回路図を Fig. 4.5 に示す。またシーケンサと有線制御装置の導入により変更された飛行制御システムの全体図を Fig. 4.6 に示す。



Fig. 4.1 シーケンサ(KV-5000)

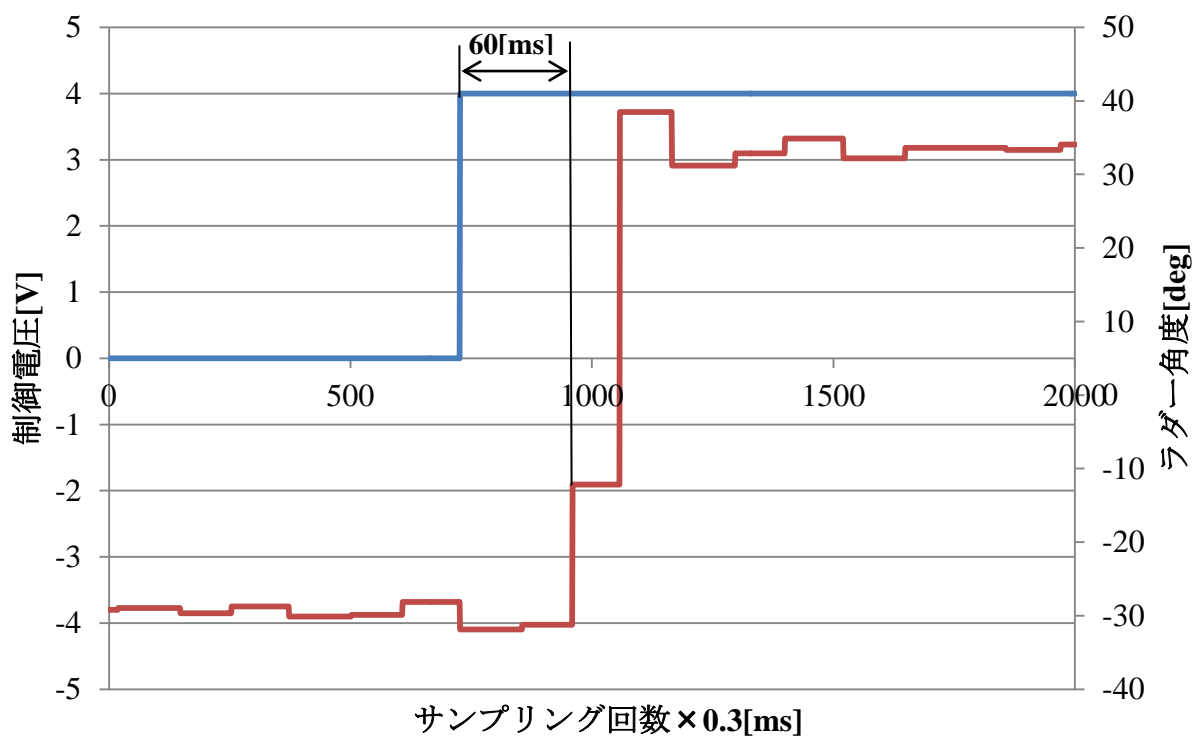


Fig. 4.2 制御システムの反応遅れの確認

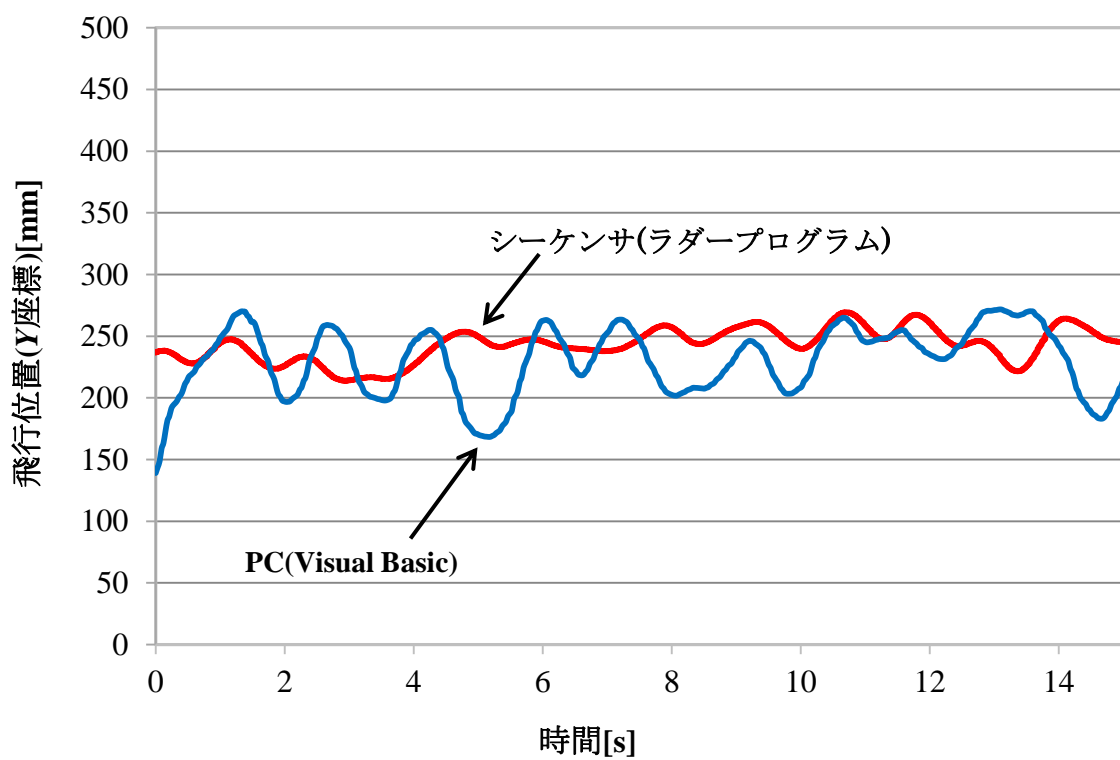


Fig. 4.3 シーケンサによる制御と PC による制御の比較

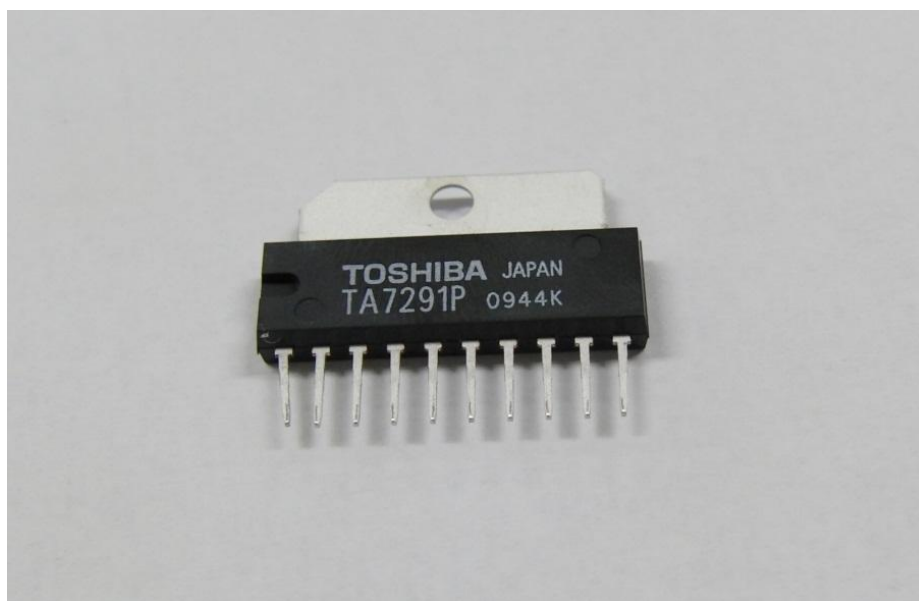


Fig. 4.3 集積回路 TA7291P(TOSHIBA 製)

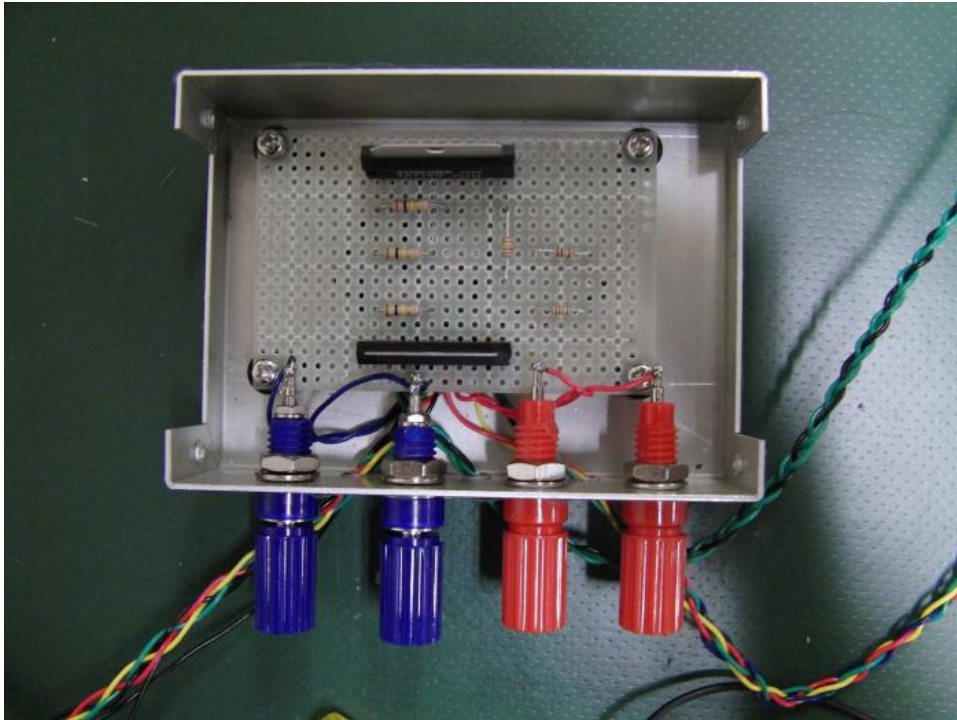


Fig. 4.4 有線制御装置

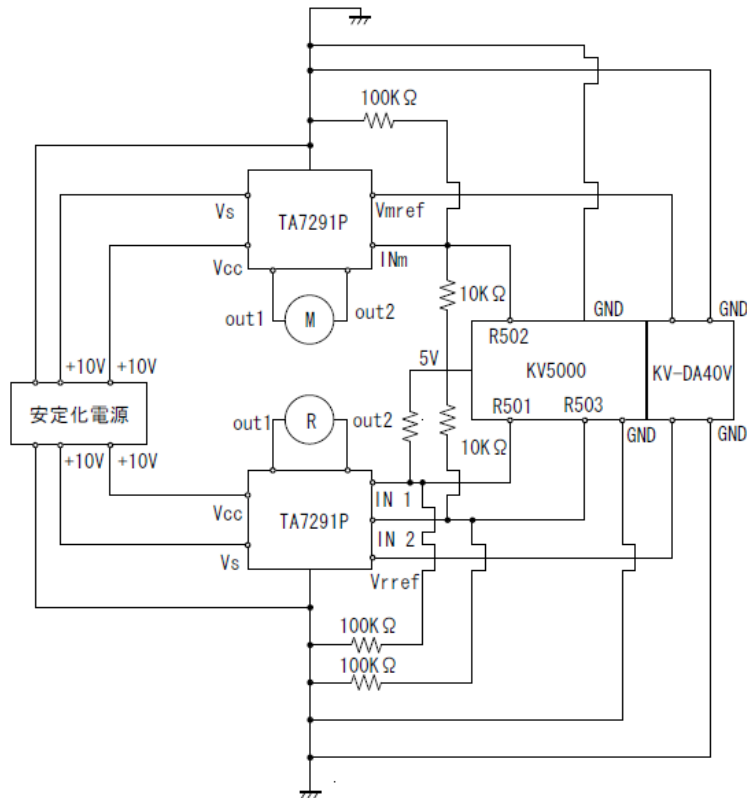


Fig. 4.5 有線制御装置の回路図

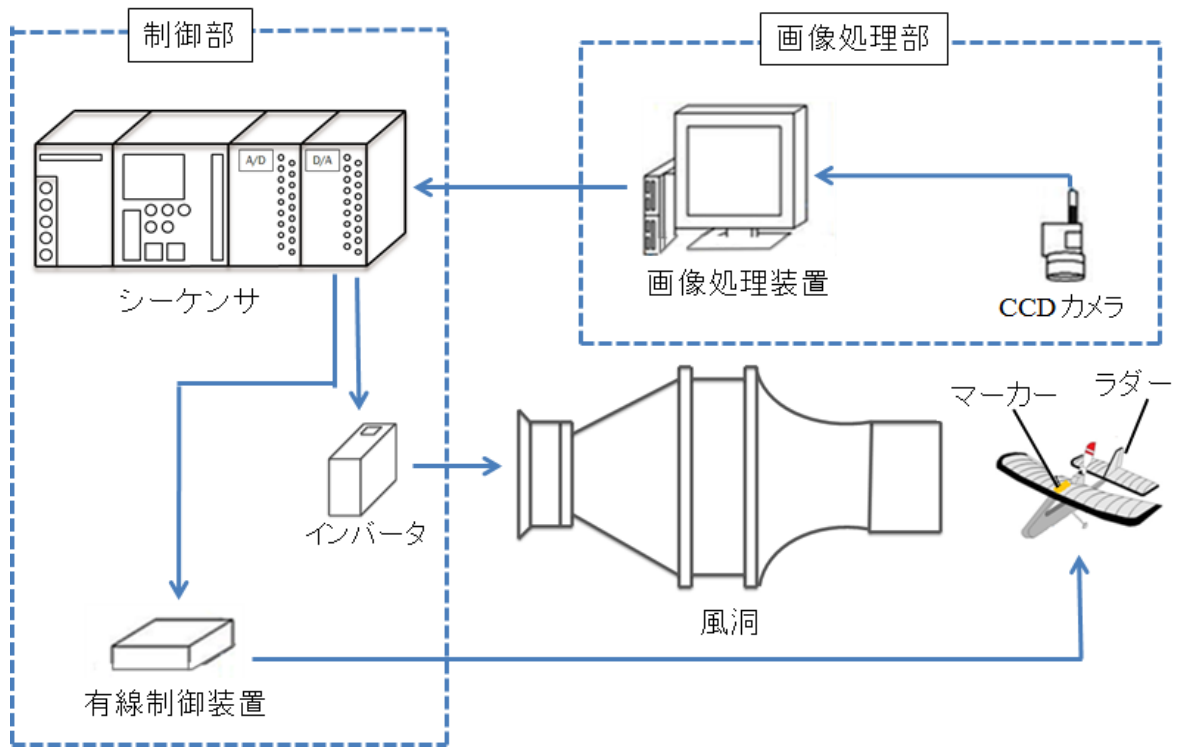


Fig. 4.6 シーケンサ導入後のシステム構成図

第5章 小型2枚翼羽ばたきロボットの製作

5.1 目的

本研究室では過去に4枚翼の羽ばたきロボットの製作に取り組み、全翼長100mm、総重量2.4[g]と非常に小型で軽量の機体の製作に成功した。この機体は Clapping と呼ばれる動作を行い、左右の羽を打ち合わせることで推力、揚力を向上させ飛行している。しかし自然界に生息する昆虫や鳥類にこのような方法で飛行するものは少なく、人工的なものであるため、今回はより生物に近づけることを目標とし2枚翼の機体を製作することにした。

5.2 教材バーディー号による製作練習

2枚翼羽ばたき機を製作するにあたり、その製作技術を学ぶために工房赤とんぼにて販売されている教材バーディー号の製作を行った。機体はゴム動力で飛行し、材料は主にヒノキとバルサで構成されている。完成した機体は20秒程度の飛行に成功した。

5.3 揚力測定による駆動部の最適化

本研究では羽ばたき飛行体を用いた飛行実験を目的としている。そこで実際に風洞内での飛行制御が可能な2枚翼羽ばたきロボットの製作を行った。機体を製作する上で最適なモーターと減速比を選定するため組み合わせを変えた機体を多数製作し、最も軽量で飛行するだけの揚力が発生するものを探した。揚力測定には VISHY 社の MODEL1004 定格荷重 600[gf] のロードセルを2本直角に組み合わせた2分力ロードセルを使用した。実験に使用したロードセル単体の写真を Fig. 5.1 に組み合わせた様子を Fig. 5.2 に揚力測定実験装置全体の概観を Fig. 5.3 に示す。機体を羽ばたかせた際に発生する推力と同じだけの風速を風洞から出すことで飛行状態を疑似的に再現し揚力の測定を可能としている。Fig. 5.4 に DIDEL 製のモーター MK06-4.5 を使用した場合のギア比変更による揚力の変動を示す。またマイクを使用した音声解析による周波数測定の結果を Fig. 5.5 に示す。実験の結果より最も高い揚力と周波数が得られた減速比 1:16 にて駆動部を製作することにした。

5.4 コイルアクチュエータの制作

飛行中に機体の位置を左右に旋回させるための方法としてコイルアクチュエータによる制御を行った。使用するコイルアクチュエータは軽量なものとするためポリウレタ

ンエナメルワイヤーを用いて自作した。コイルはポリウレタンエナメルワイヤーをポリプロピレン製のストローに400回巻きつけ瞬間接着剤で固めた後に取り外し製作した。コイルの抵抗は個体差もあるが70[Ω]程度となった。

5.5 完成した小型2枚翼羽ばたきロボット

機体の基本設計は海外サイトの ORNITHOPYER ZONE にて公開されているソフト FlapDesign2 を使用し、クランク構造による左右の翼の羽ばたき角の位相差を限りなく少なく、かつ製作しやすい寸法になるように設計した。FlapDesign2 によるクランク構造における羽ばたき動作シュミレーションの様子を Fig. 5.6 と Fig. 5.7 に示す。機体は軽量かつ丈夫なものとするため、主翼と背骨にはカーボンロッドを駆動部はバルサとカーボンシートを組み合わせたものを用いて製作した。完成した羽ばたきロボットの写真を Fig. 5.8 に、仕様を Table 5.1 に示す。上昇飛行、ラダーによる旋回が十分にできる機体が完成した。

5.6 モーター効率の計算

今回使用したモーターMK06-4.5 のモーター特性を測定することで、実際に羽ばたき機を駆動させた際にどれほどの効率で動いているのかを調べた。

まず、無負荷時回転数 N_0 [rpm] の測定を行った。Fig. 5.9 に測定方法を Table 5.2 に実験結果を示す。モーターに反射シールを張り付けたピニオンギアをはめ込み安定化電源によりモーターを動かす。ハーフミラーとフォトダイオードを用いて反射したレーザー光をオシロスコープで測定した。また、このときモーターに流れた電流を I_0 [mA] とし、トルク T_0 は無負荷時であると仮定して 0 [N・mm] とした。

次に停動トルク T_{MAX} [N・mm] の測定を行った。Fig. 5.10 に測定方法を Table 5.3 に実験結果を示す。ピニオンギアに棒を取り付け重量計を用いて測定した。このときモーターに流れた電流を I_{MAX} [mA] とした。このときの回転数を $N_{MAX}=0$ [rpm] とし、 $\omega_{MAX}=0$ deg/s とする。最大トルク T_{MAX} の計算式は

$$T_{MAX}=mgl \quad [\text{N} \cdot \text{m}] \quad (5.1)$$

となる。ここで m [kg] は重量計が示した重量、 g [m/s²] は重力加速度、 l [m] はモーター軸から棒端までの長さである。以上の結果より制作したモーター特性図を Fig. 5.11 に示す。ここでトルクに対する回転角速度と電流の傾きを表す係数 α_ω 、 α_I の計算式は

$$\alpha_{\omega} = \frac{\omega_{\text{MAX}} - \omega_0}{T_{\text{MAX}} - T_0} \quad (5.2)$$

$$\alpha_I = \frac{I_{\text{MAX}} - I_0}{T_{\text{MAX}} - T_0} \quad (5.3)$$

となる。よって任意のトルク T における回転角速度 ω と電流 I は

$$\omega = T\alpha_{\omega} + \omega_0 \quad (5.4)$$

$$I = T\alpha_I + I_0 \quad (5.5)$$

で表される。

次にモーター効率 η は

$$\eta = \frac{P_{\text{OUT}}}{P_{\text{IN}}} \quad (5.6)$$

で計算され、ここで P_{IN} は入力電力、 P_{OUT} は出力動力である。 P_{IN} と P_{OUT} の計算式は

$$P_{\text{IN}} = VI \quad (5.7)$$

$$P_{\text{OUT}} = \omega T \quad (5.8)$$

となり、それぞれ式(5.4)と式(5.5)を用いて計算する。Fig. 5.12 にモーター出力と効率のグラフを示す。制作した機体の動作点はモーター出力が最大のところにきており、最もパワーが最大となるところで駆動しているのが分かる。

なお、モーターの回転数は現在の羽ばたき周波数とギア比分母との積から求めることができる。羽ばたき周波数の測定はフリーソフトの **Sound Engine Free** を用いて、マイクで録音した羽ばたき時の音をから計測した。



Fig. 5.1 実験に使用したロードセル単体の写真

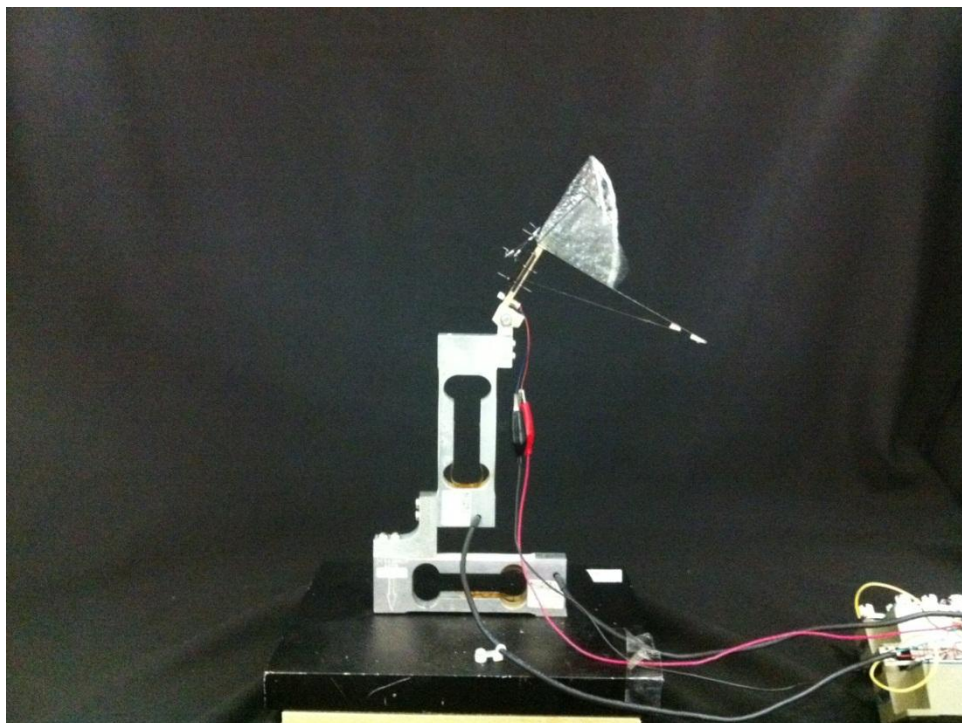


Fig. 5.2 ロードセルを組み合わせた様子

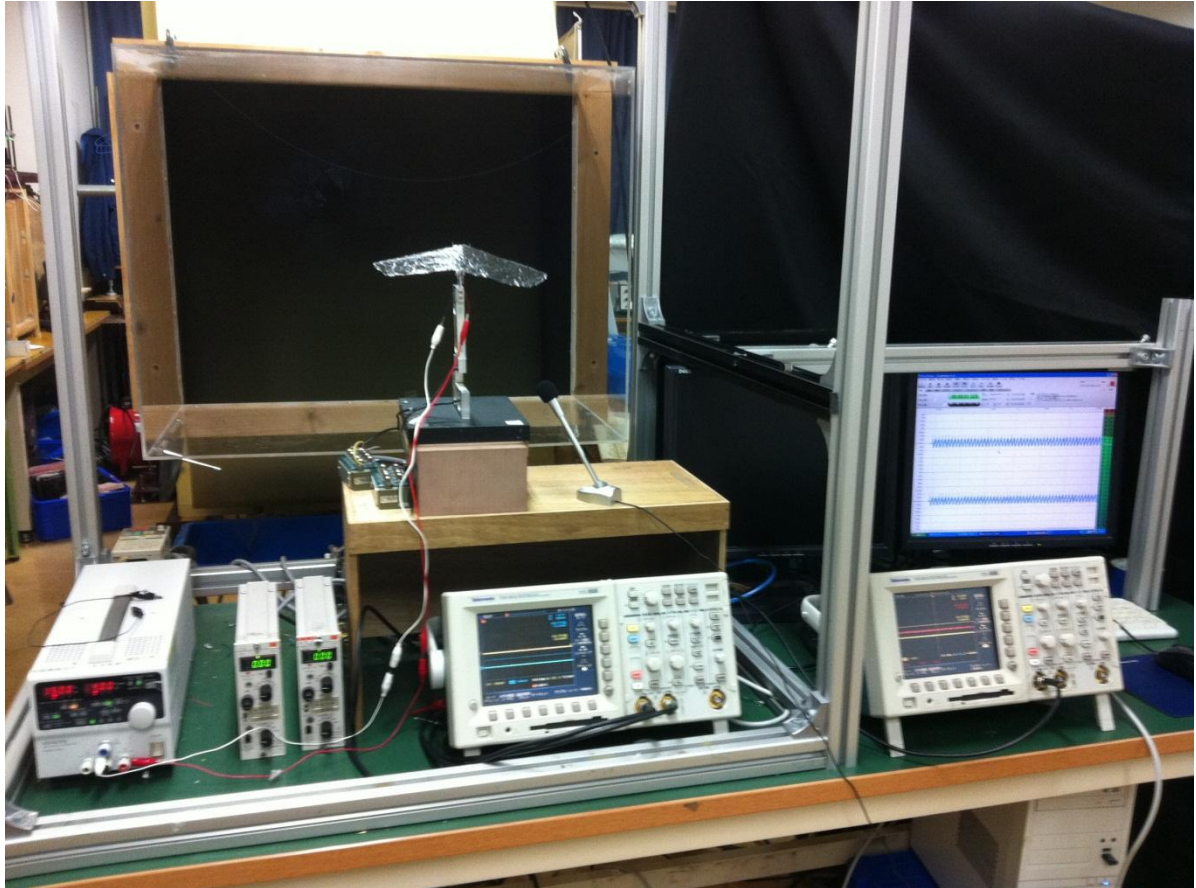


Fig. 5.3 揚力測定実験装置全体の概観

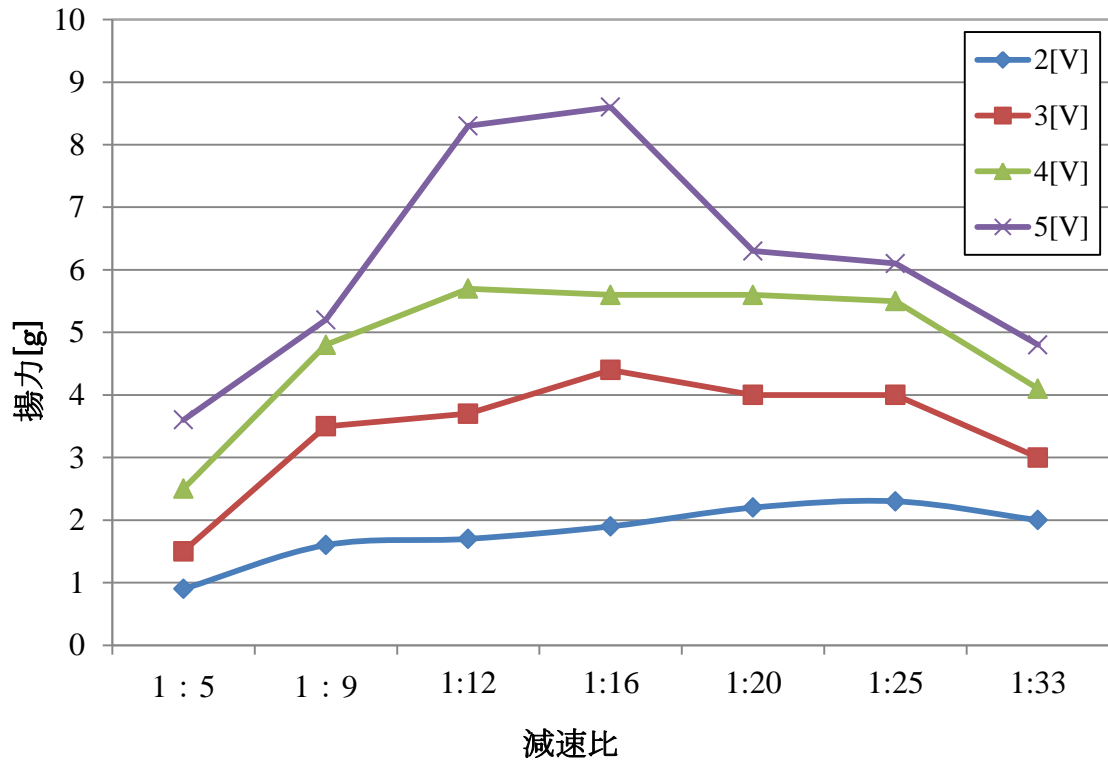


Fig. 5.4 減速比変更による揚力の変動

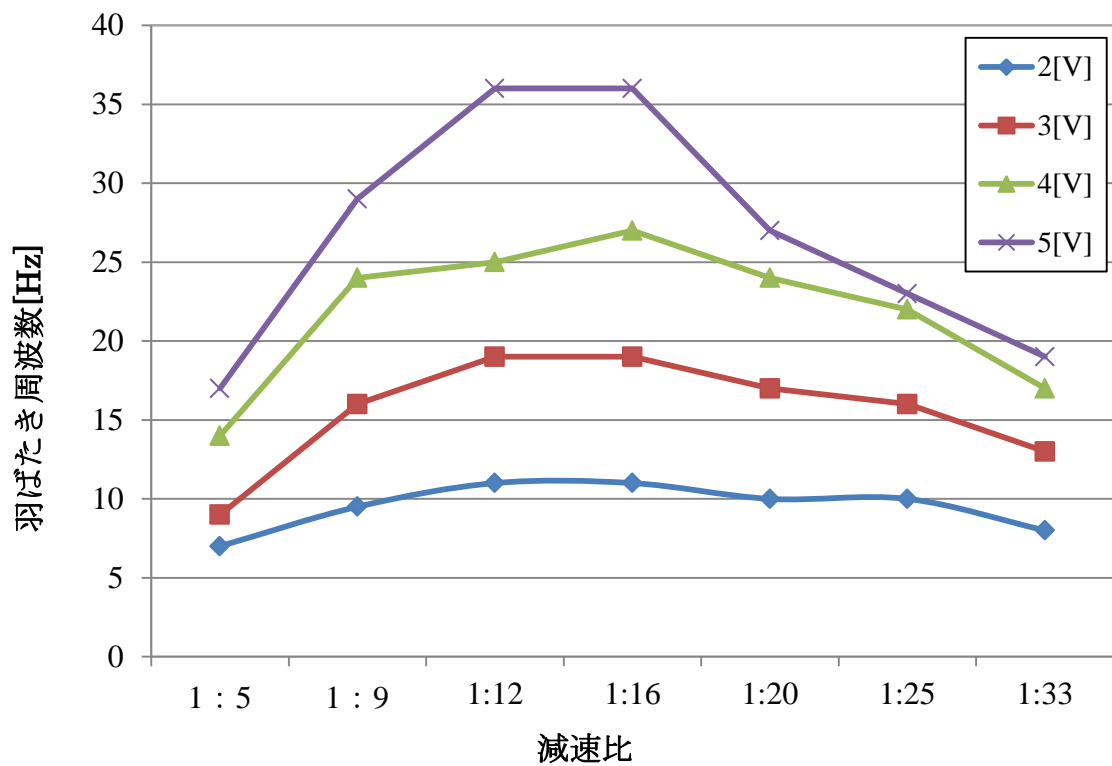


Fig. 5.5 音声解析による羽ばたき周波数測定

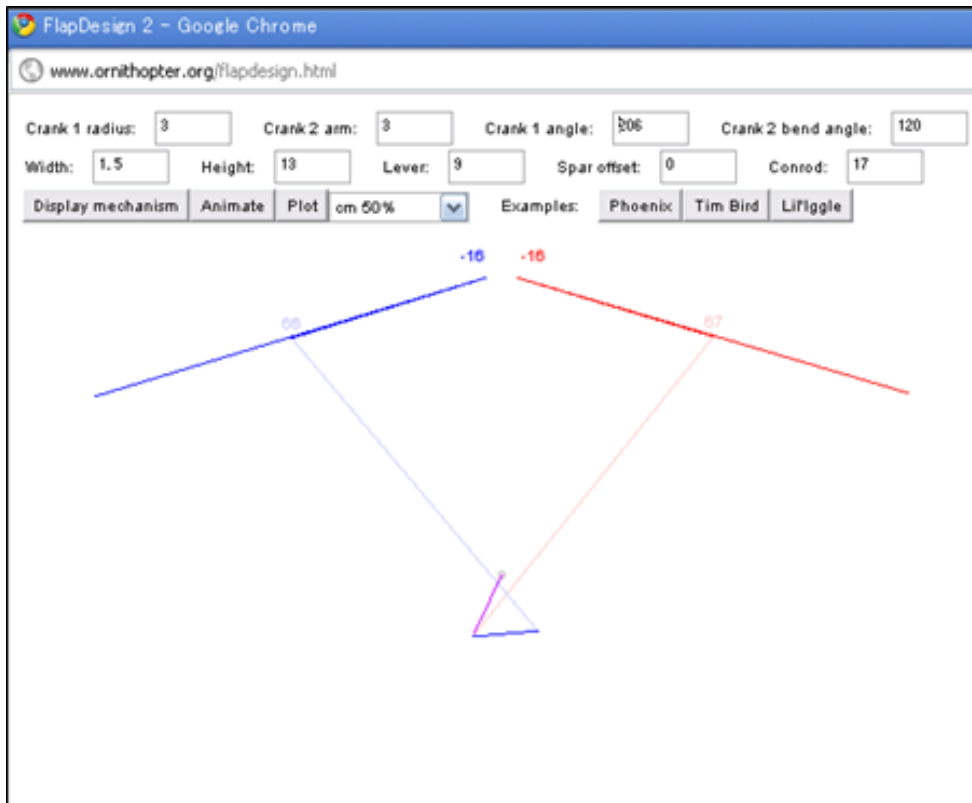


Fig. 5.6 FlapDesign2 による羽ばたき動作シュミレーション

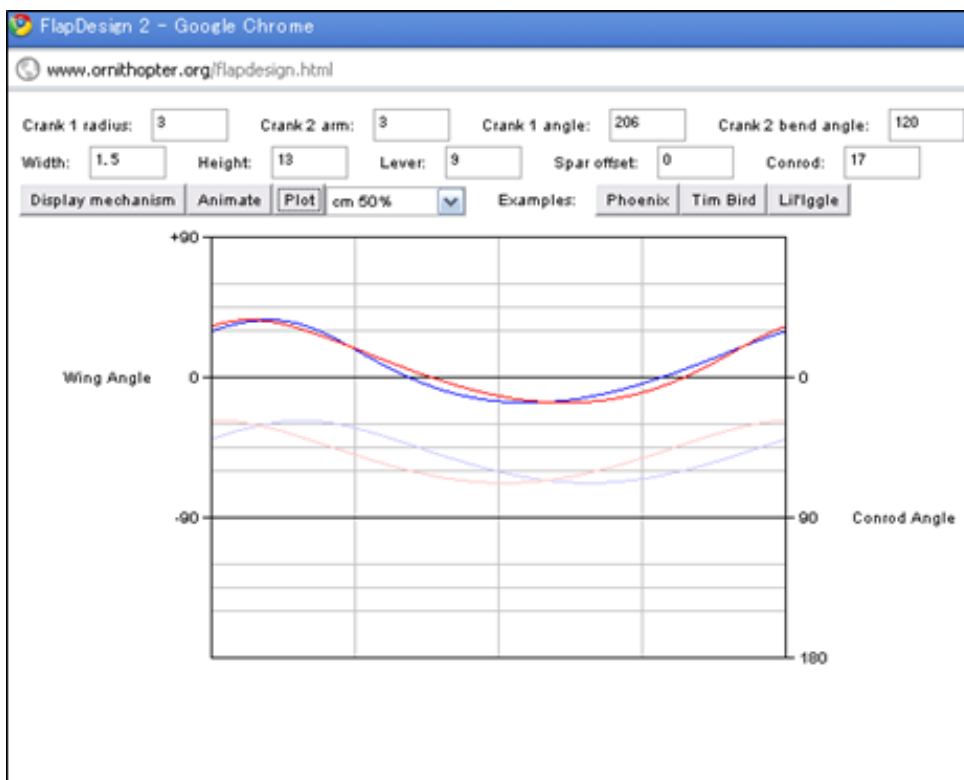


Fig. 5.7 クランク構造による左右の羽ばたき角の位相差

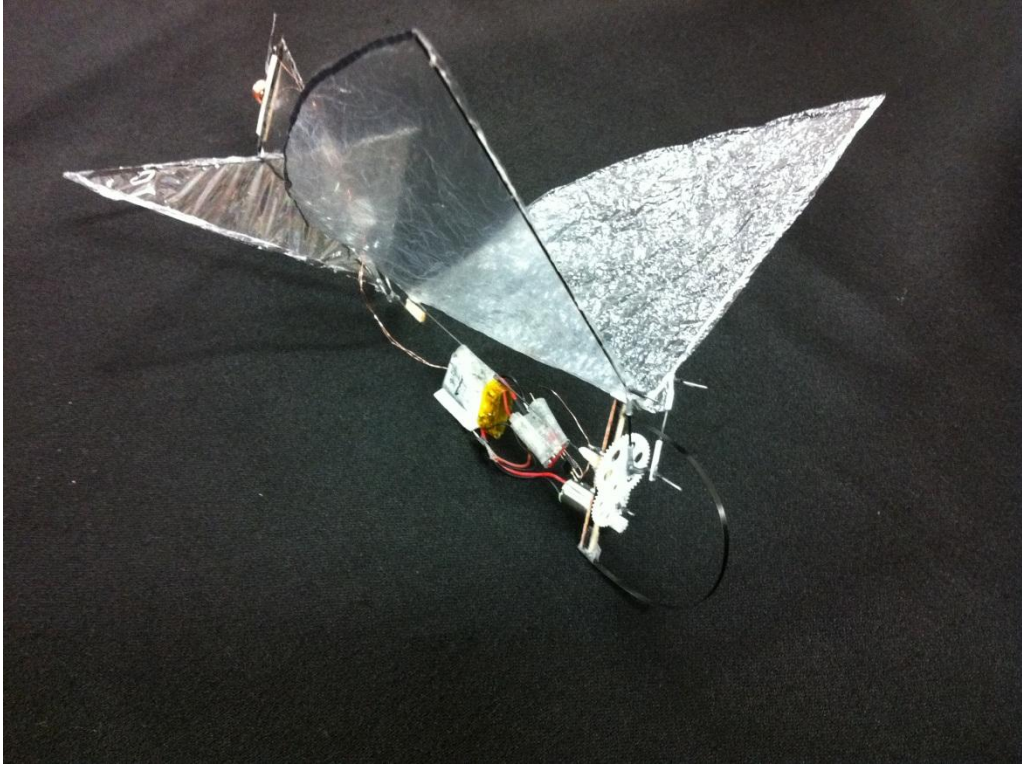


Fig. 5.8 完成した小型2枚翼羽ばたきロボット

Table 5.1 羽ばたきロボットの仕様

全翼長	180mm]
全長	160[mm]
翼弦	80[mm]
重量	4.2[g]

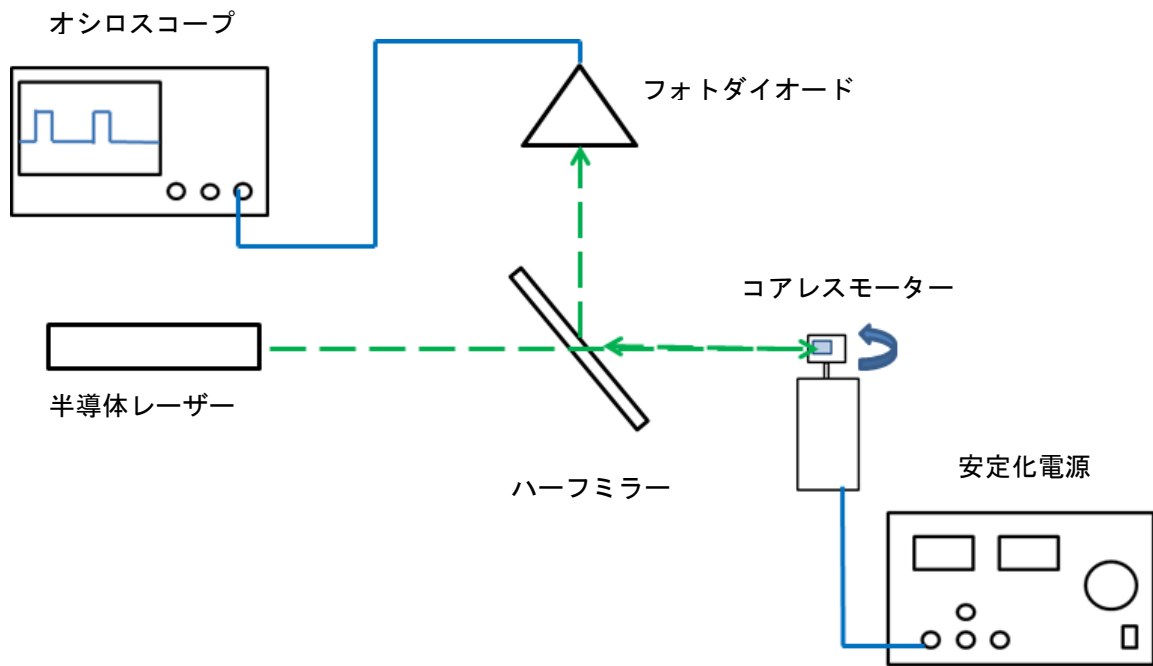


Fig. 5.9 無負荷時モーター回転数の測定方法

Table 5.2 無負荷時モーター回転の数測定結果

電圧[V]	2[V]	3[V]	4[V]
回転数[rps]	454[rps]	625[rps]	833[rps]
電流[mA]	40[mA]	60[mA]	80[mA]

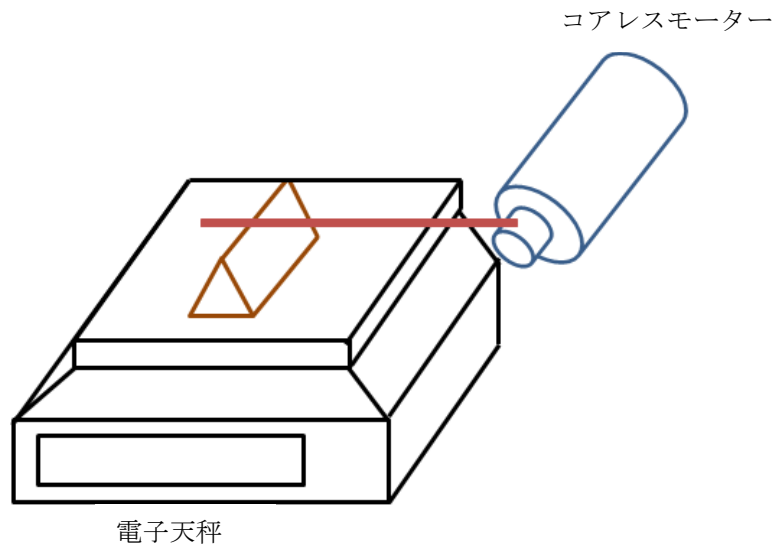


Fig. 5.10 停動トルクの測定方法

Table 5.3 停動トルクの測定結果

電圧[V]	2[V]	3[V]	4[V]
重量[g]	2.5[g]	3.8[g]	4.8[g]
電流[mA]	380[mA]	480[mA]	700[mA]

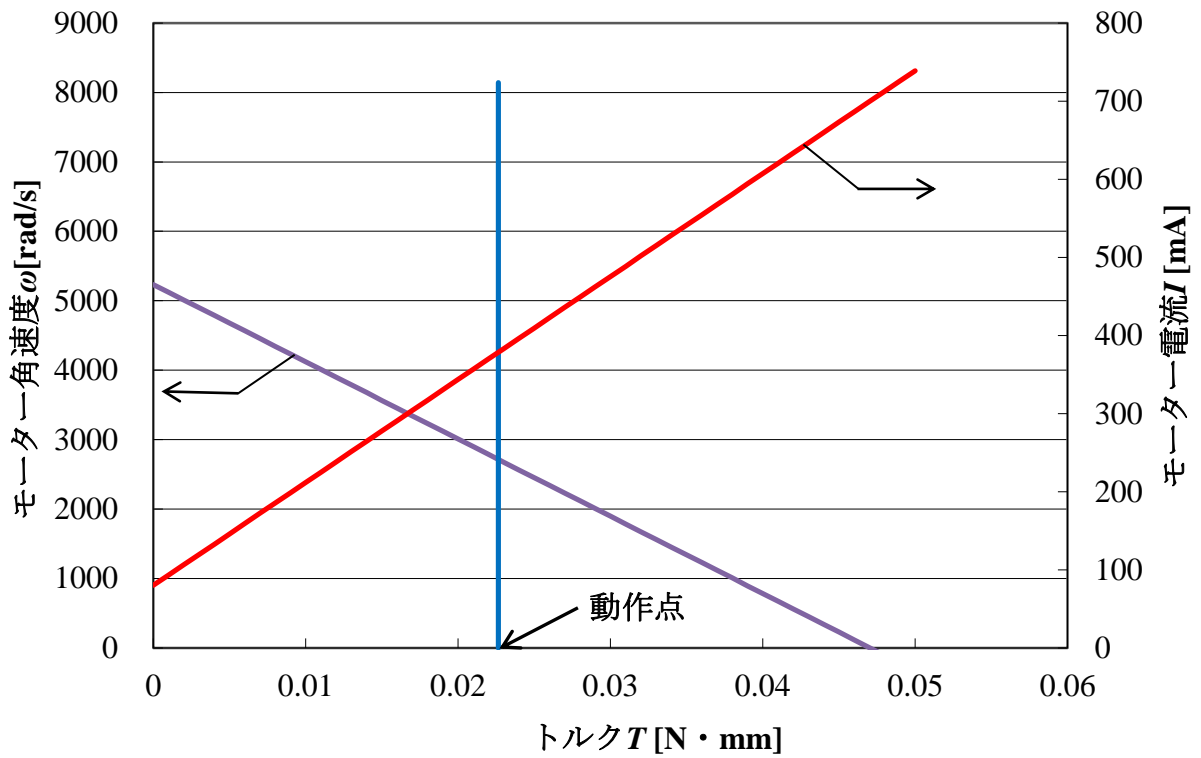


Fig. 5.11 モーターMK06-4.5 の特性図[4V 時]

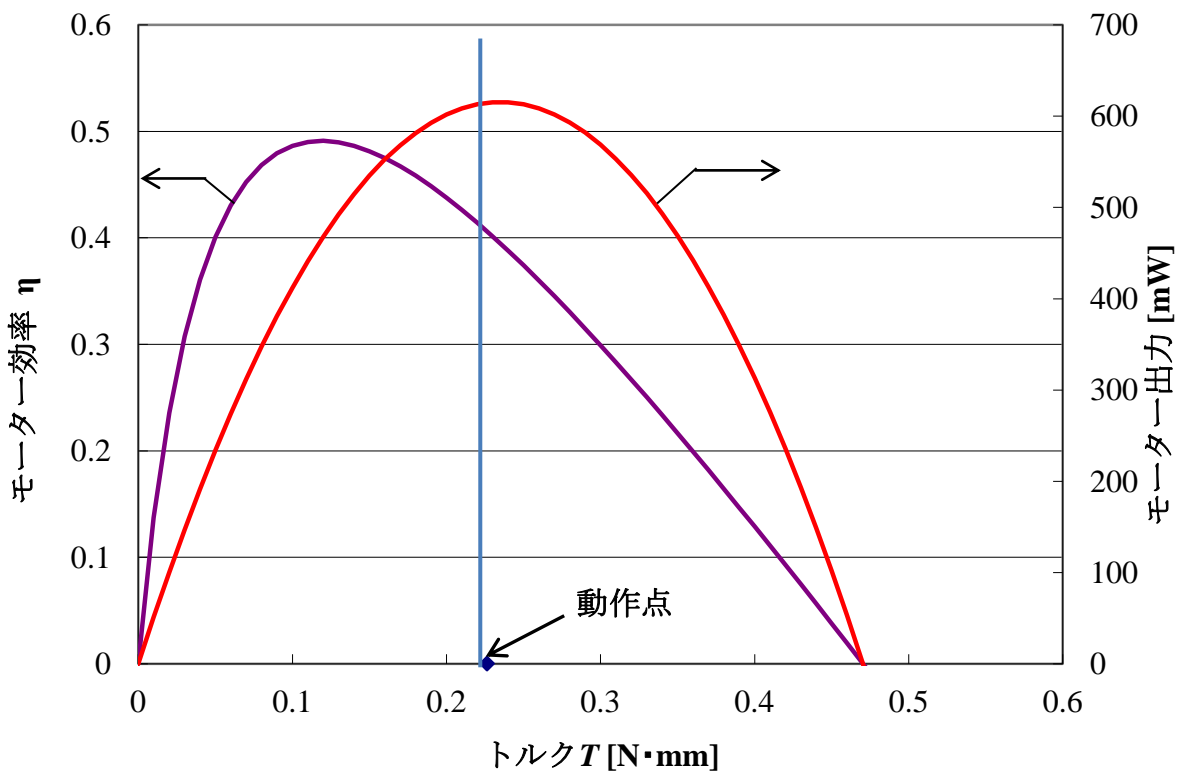


Fig. 5.12 減速比 1:16 におけるモーター出力と効率曲線

第 6 章 機体の制御方法(X,Z 方向)

6.1 飛行中における X,Z 方向の制御の必要性

本制御システムでは飛行中の機体の Y 方向とヨー角をフィードバック制御することで目標位置にて安定飛行させている。これは、飛行中の機体を風洞内で飛行させる場合 Y 方向の変化が最も激しく、X 方向（前後の位置）、Z 方向（高度）、ローリング角とピッチング角においてはある程度の自動安定が確認できたからである。しかし長時間機体を風洞内で飛行させた場合、機体が測定範囲の上方で安定してしまうことや、モーターの回転数が発熱等の影響で下がり機体の高度もそれに伴い下がってしまうといったことがあり実験に高い再現性が得られなかった。よって実験により再現性を持たせるために飛行中の機体の X 方向と Z 方向についてもフィードバック制御を行うことにした。

6.2 電圧変化による予想飛行軌跡の導出

飛行中の機体は、モーター電圧を上げた場合 Fig. 6.1 に示すように斜め前方に上昇し、風洞の風速を上げた場合は斜め後方に上昇する。電圧を下げた場合はそれぞれ逆の方向に移動する。よって飛行中の機体の X 方向と Z 方向を制御するにはモーター電圧と風速を同時に制御しなければならなかった。このダイナミクスで制御を行うために、予備実験として飛行中にモーター電圧を変化させた場合、風洞の風速を変化させた場合にそれぞれ機体がどのような動きをしているのかを定量的に測定し、機体が動くであろう飛行軌跡の近似直線を作成した。実験の結果をもとに作成した近似直線を Fig. 6.2 に示す。機体はモーター電圧を変化させた場合 $Z=1.2X$ の傾きで移動し、風速を変化させた場合は $Z=-1.3X$ の傾きで移動していることが分かった。

また、モーター電圧を変化させた場合の機体の X 方向と Z 方向の移動速度を Fig. 6.3、Fig. 6.4 に示す。モーター電圧はプラスマイナス 0.3[V]、0.4[V]、0.5[V]と変化させた。風洞の風速を変化させた場合の機体の X 方向と Z 方向の移動速度を Fig. 6.5、Fig. 6.6 に示す。風速はプラスマイナス 0.1[m/s]、0.15[m/s]、0.2[m/s]と変化させた。モーター電圧を変化させた場合と風速を変化させた場合はどちらも変化量が大きいほど機体の移動速度が速くなる傾向が見られた。

6.3 X,Z 方向の制御手法

X,Z 方向の制御の考え方を Fig. 6.7 に示す。前節で得た機体の飛行軌跡の近似直線 $Z=1.2X$ と $Z=-1.3X$ を $Z=X$ 、 $Z=-X$ と簡略化して X 方向と Z 方向の制御式を製作した。

制御はモーター電圧を変化させた場合、機体は直線 $Z=X$ の線上にそって動き Fig. 6.7 に示す距離 a が変化し、風速を変化させた場合は直線 $Z=-X$ の線上にそって動き距離 b が変化すると仮定して行った。

まず機体の現在の位置座標を (X_p, Z_p) とし、そこから $Z=X$ に平行な線 $Z=X+S$ を作る。ここで切片 S は

$$S = Z_p - X_p \quad (6.1)$$

で計算できる。次に直線 $Z=X+S$ と $Z=-X$ の交点 (X_p', Z_p') を求める。 X_p' と Z_p' の計算式は

$$Z_p' = \frac{S}{2}$$

$$X_p' = S - \frac{S}{2} \quad (6.2)$$

となる。次にピタゴラスの定理を用いて現在位置 (X_p, Z_p) と交点 (X_p', Z_p') の距離 a と直線 $Z=X+S$ から $Z=X$ までの垂直な距離 b を求める。 a と b それぞれの計算式は

$$a = \sqrt{(X_p - X_p')^2 + (Z_p - Z_p')^2} \quad (6.3)$$

$$b = \sqrt{(X_p' - 0)^2 + (Z_p' - 0)^2} \quad (6.4)$$

となる。この距離 a と b をゼロに近づけるようにフィードバック制御を行った。モーター電圧と風洞のインバーターにかける電圧の制御式は

$$V_M = K_{PM}a + V_{MO} \quad (6.5)$$

$$V_W = K_{PW}b + V_{WO} \quad (6.6)$$

となる。ここで V_M はモーターの制御電圧、 V_W は風洞のインバーターにかける制御電圧、 K_{PM} と K_{PW} は制御係数、 V_{MO} と V_{WO} はオフセット電圧である。また距離 a と b には正負の符号がないため $Z=X$, $Z=-X$ の境界線上で場合分けを行い目標位置にフィードバック制御ができるように制御電圧の増減を行った。制御を導入した場合の飛行実験結果を Fig. 6.8 に制御なしの実験結果を Fig. 6.9 に示す。グラフは側面のカメラで測定した座標であり、 X 方向が機体の前後の位置、 Z 方向が高さを示している。制御を導入することで機体が測定範囲の中心付近で飛行し続けるようになった。

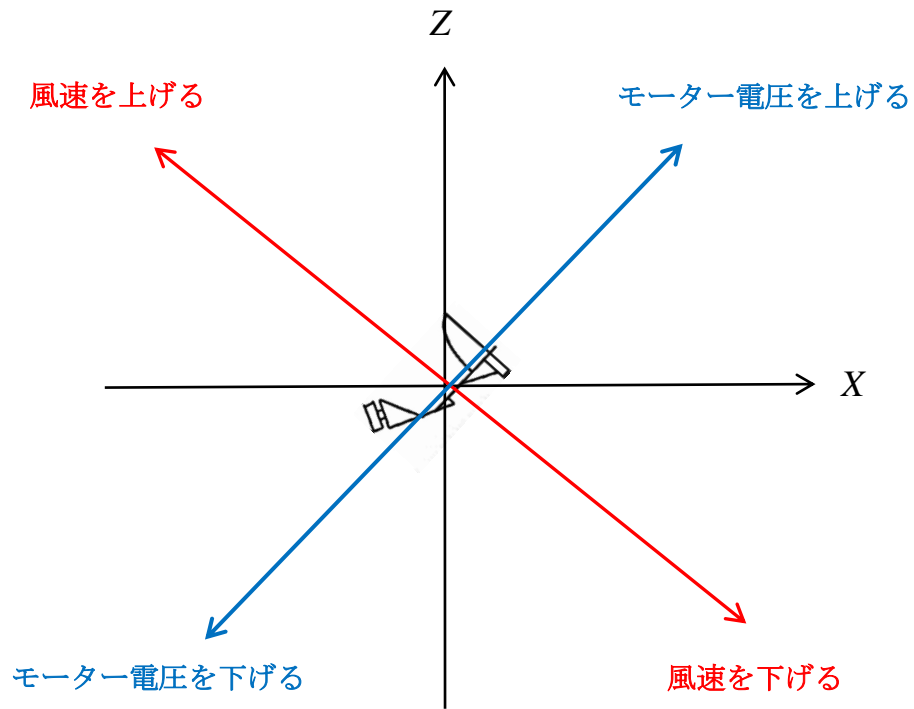


Fig. 6.1 モーター電圧または風洞の風速を変化させた場合の機体の飛行軌跡

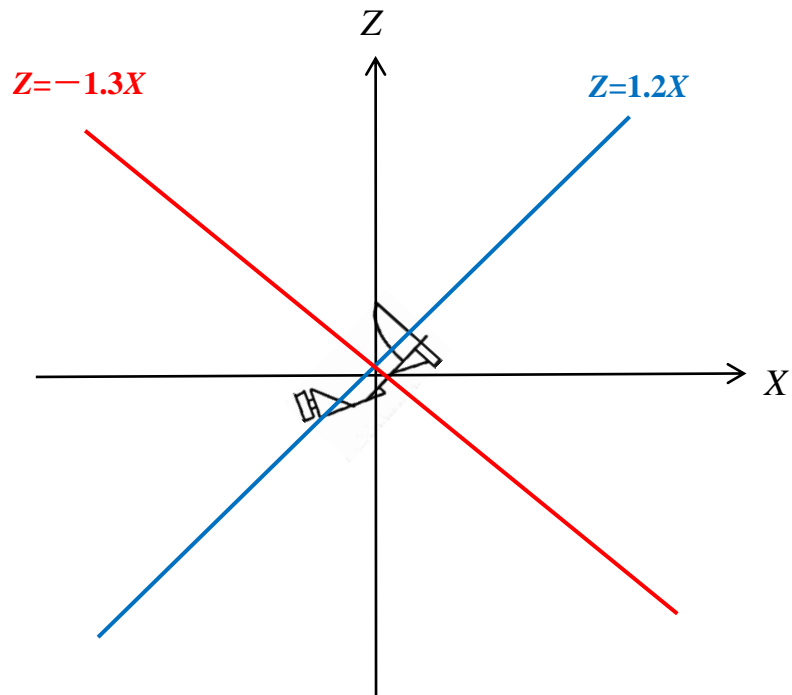


Fig. 6.2 飛行中にモーター電圧または風速を変化させた場合の飛行軌跡の近似直線

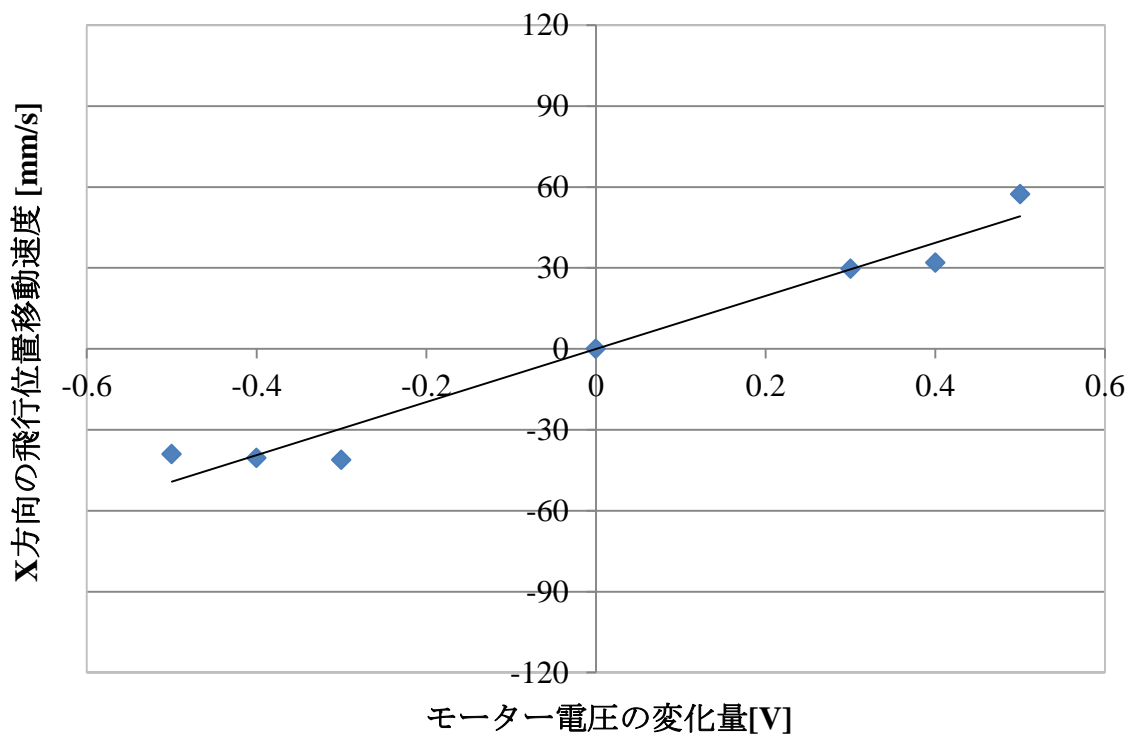


Fig. 6.3 飛行中にモーター電圧を変化させた場合の機体の X 方向の移動速度

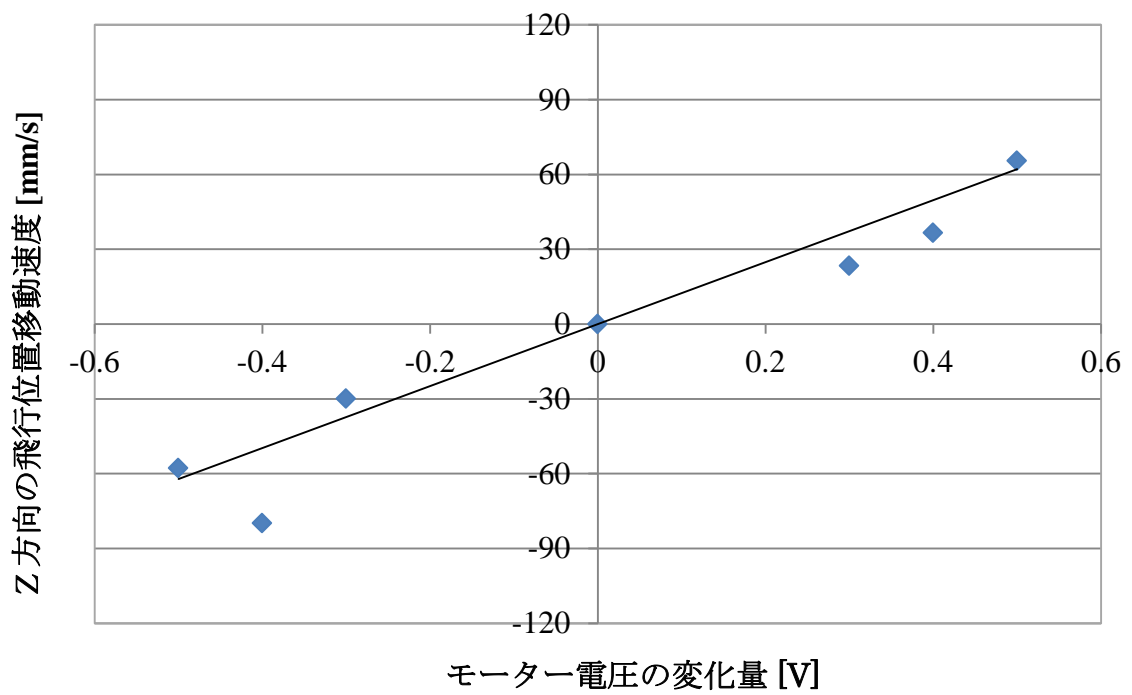


Fig. 6.4 飛行中にモーター電圧を変化させた場合の機体の Z 方向の移動速度

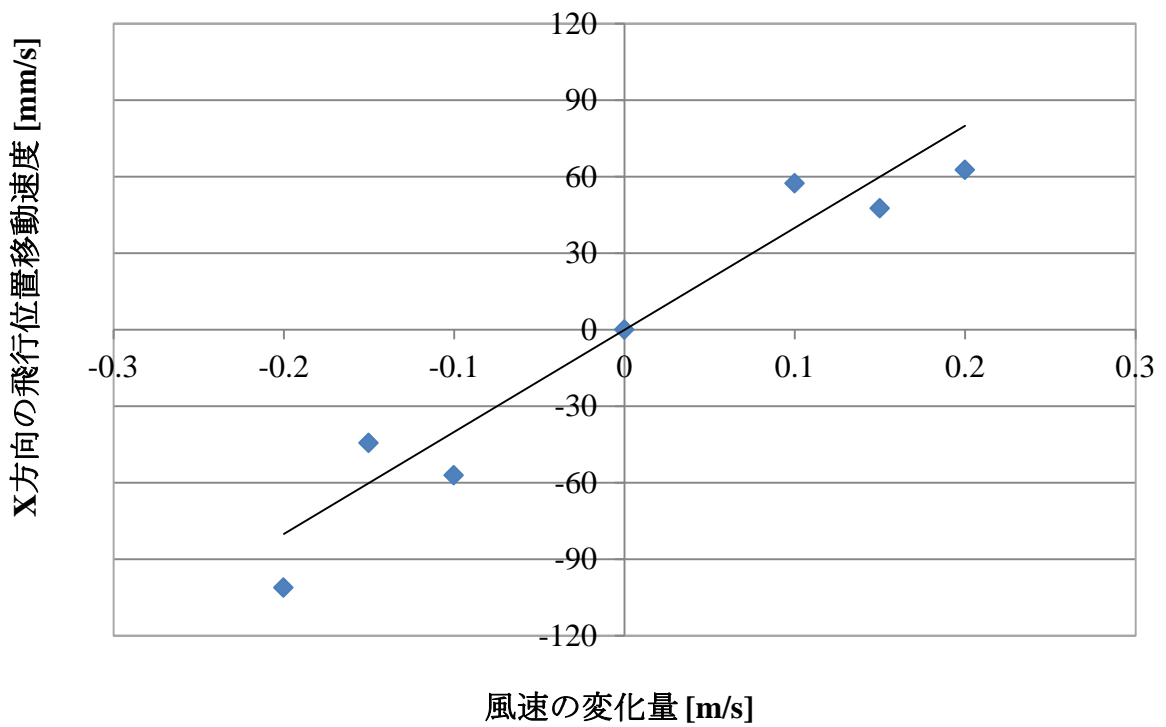


Fig. 6.5 飛行中に風速を変化させた場合の機体の X 方向の移動速度

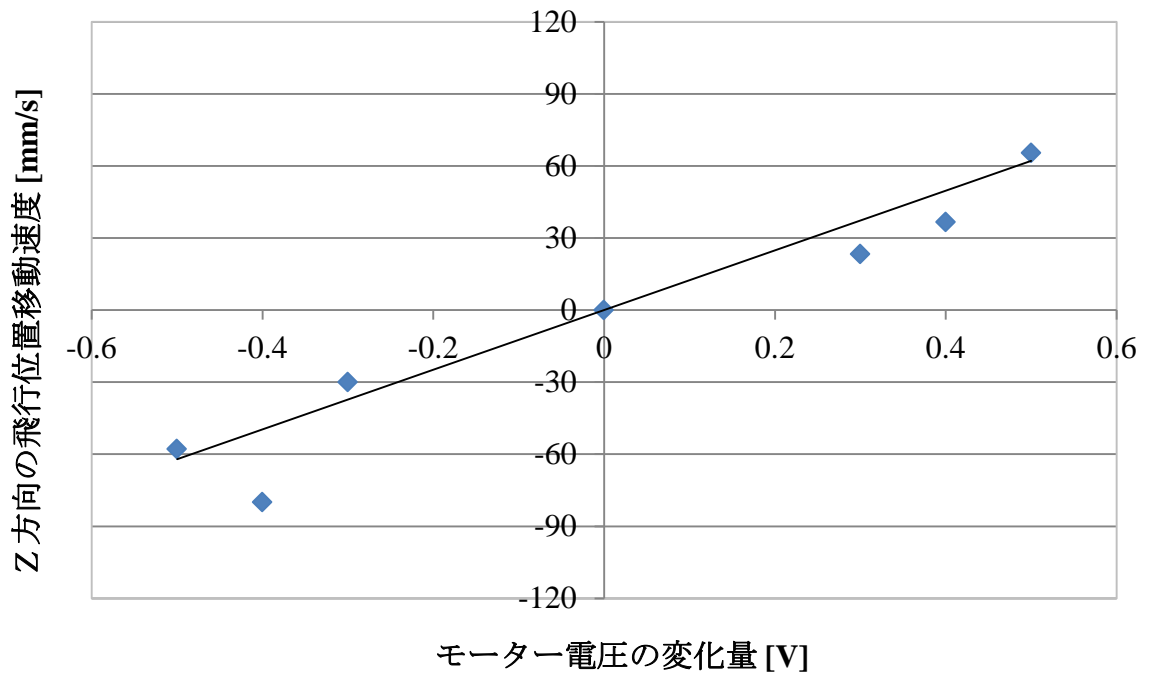


Fig. 6.6 飛行中に風速を変化させた場合の機体の Z 方向の移動速度

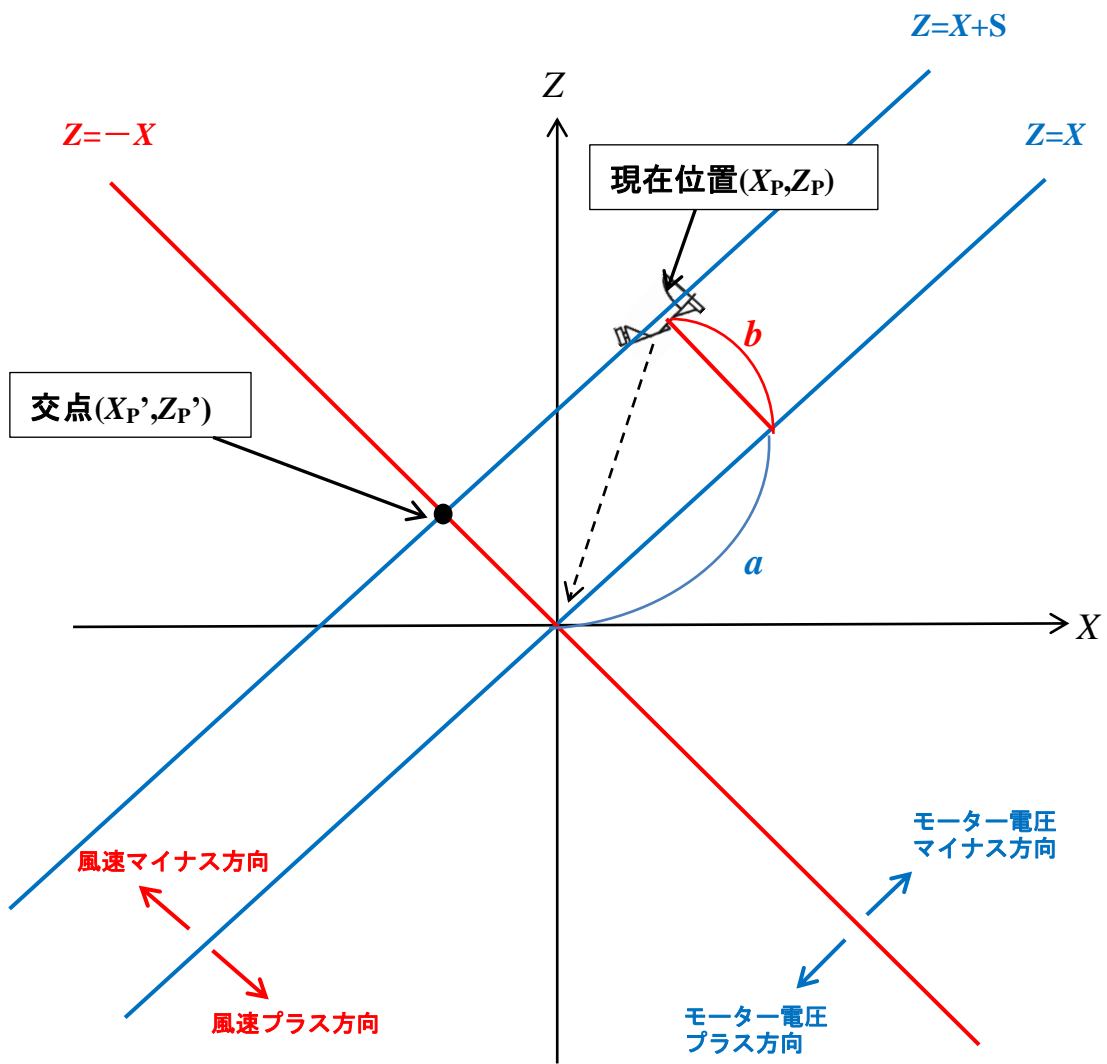


Fig. 6.7 X,Z 方向の制御の考え方

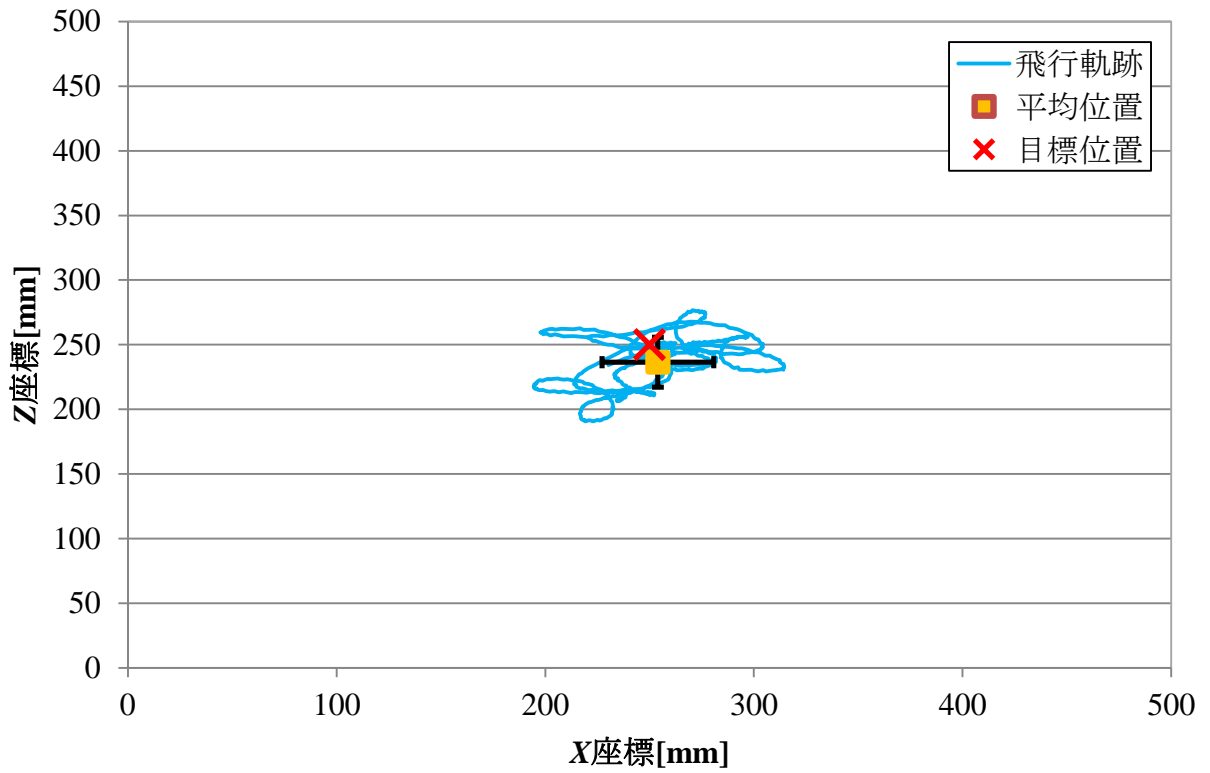


Fig. 6.8 X,Y方向の制御を導入した飛行実験結果(15秒間)

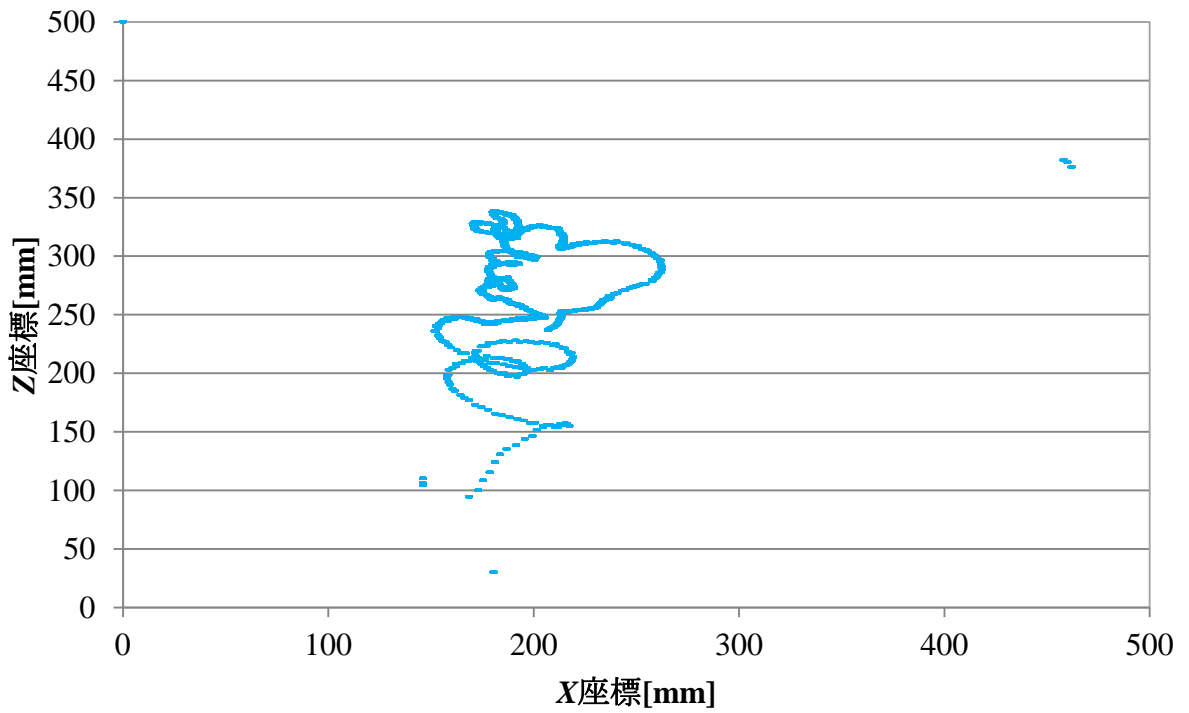


Fig. 6.9 X,Y方向の制御をしない場合の飛行実験結果(15秒間)

第7章 結言

本研究では画像処理装置を用いた小型飛翔体の風洞内飛行制御システムの制作を行った。飛行精度の向上のために演算装置を従来用いていた PC からシーケンサに変更することでシステムの遅れ時間を少なくし、より安定した飛行ができるようになった。さらに風洞の風速と機体の羽ばたき周波数を同時に制御することで飛行中の機体の高度についても制御を行った。

また実験に用いるための小型2枚翼羽ばたきロボットの制作を行った。完成した機体はバッテリーを含めた総重量が 4.2[g]となり、自由飛行、風洞内制御飛行ともに十分可能なものとなった。

謝辞

本論文は筆者が福岡工業大学大学院工学研究科 知能機械工学専攻に在籍中の研究成果をまとめたものとなります。同専攻教授の河村良行先生には指導教官として本研究の実施の機会を与えて戴き、その遂行にあたって終始ご指導を戴きました。ここに深謝の意を表します。付録3に示す実験では情報システム工学科の辻輝生教授にご助言を戴くとともに、実験の細部にわたりご指導を戴きました。ここに深謝の意を表します。

共に実験を行った平成 22 年度卒業生の岡永怜氏からは機体を製作する上で自身の経験からくる的確なアドバイスをして戴き、同じく平成 22 年度卒業生の黒田貴氏はシーケンサによる飛行制御プログラムの作成から固定翼機を用いた飛行実験まで忍耐強く取り組んでくれました。平成 23 年度卒業生の郷原祐己氏はその卓越した機体製作技術に驚かされ、2 枚翼羽ばたき機を用いての風洞内飛行実験に苦戦しながらも、本研究の最後までを共に行いました。彼らの援助がなければ本研究を最後までやり遂げることはできませんでした。ここに感謝の意を表します。

また3年間研究室で共に過ごした同期の松永龍太氏、牧崎敦氏からは研究に行き詰った際に思わぬ解決策を提案して戴き、効率よく実験に取り組むことが出来ました。ここに感謝の意を表します。

最後に同研究室の院生、学部生をはじめ多くの方にお世話になったことをここに感謝します。

研究業績

- (1) 山本清貴, 柴田光紀, 辻輝生, 河村良行 ”低速風洞内における小型飛翔体の飛行制御システムに関する研究” 日本機械学会 2010 年度年次大会, 名古屋, 9 月, 2010.
- (2) 山本清貴, 河村良行 ”低速風洞内における羽ばたき飛翔体のその場観測システムに関する研究” 日本機械学会 2011 年度年次大会, 東京, 9 月, 2011.
- (3) K. Yamamoto, H. Shibata, A. Kondo, Y. Kawamura : ” Study on the In-Situ Observation System of Flapping MAV in the Low Speed Wind Tunnel” 2011OSU-FIT Joint Seminar, November 21st-24th, 2011.

参考文献

- [1] 早田智史, 河村良行, 福岡工業大学大学院 平成 18 年度修士論文, 「ホバリング可能な小型羽ばたき飛行機の開発」.
- [2] 柴田光紀, 河村良行, 福岡工業大学大学院 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] 田中光一, 「みんなで作ろうインドア・プレーン」, CQ 出版.
- [4] 創作羽ばたき飛行機工房 赤とんぼ.
<http://homepage1.nifty.com/akatombo/index.html>
- [5] The Ornithopter Zone - Fly Like A Bird - Flapping Wing Flight.
<http://www.ornithopter.org/>