

2022（令和4）年度 修士学位論文

4発テイルトウィング機の傾斜地に対する着陸の検討

Landing on slope of the Quad rotor Tilt Wing.

2023年3月3日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻
航空宇宙工学コース

1255038 丹羽 拓巳

指導教員 岡 宏一 教授
原田 明德 准教授

目次

記号.....	4
1. 序論.....	5
1.1. 研究背景.....	5
1.2. 研究目的.....	6
2. 傾斜地着陸.....	7
3. 機体システム開発.....	8
3.1. システム概要.....	8
3.2. ティルト機構.....	8
3.3. フライトコントローラ.....	10
3.4. 地上局(GCS).....	12
4. 機体のモデル化.....	14
4.1. 座標系および回転行列.....	14
4.2. 並進の運動方程式.....	16
4.3. 回転の運動方程式.....	16
4.4. 非線形機体モデル.....	18
4.5. アクチュエータのモデル化.....	18
4.6. センサのモデル化.....	18
4.7. クォータニオンによる姿勢表現.....	19
4.7.1. クォータニオンの定義.....	19
4.7.2. クォータニオン同士の積.....	19
4.7.3. 角速度からクォータニオンへの変換.....	19
4.7.4. クォータニオンからオイラー角への変換.....	19
4.7.5. ベクトル間を変換するクォータニオン.....	20
4.8. 姿勢推定.....	20
5. システム同定.....	22
5.1. 重心.....	22
5.2. 慣性モーメント.....	22
5.3. プロペラ.....	25
5.3.1. 定常応答.....	25
5.3.1. 過渡応答.....	28
6. コントローラ.....	31
6.1. 線形化.....	31
6.2. LQR 制御の適用.....	34
7. シミュレーション.....	36
7.1. 概要.....	36
7.2. 目標値生成.....	36
7.3. シミュレーション結果.....	37
7.4. 考察.....	39

8. 実機での飛行実験.....	41
8.1. 実験概要.....	41
8.2. 実験結果.....	42
8.2.1. フライトコントローラの機能試験結果.....	42
8.2.2. ティルト機構の機能試験結果.....	45
8.2.3. 離陸実験の結果.....	46
9. 結論.....	48
謝辞.....	48
参考文献.....	48

記号

記号	説明	単位	記号	説明	単位
X, Y, Z	慣性座標	m	A_x, A_y, A_z	加速度センサの加速度	G
U, V, W	慣性座標系での速度	m/s	w_A	加速度センサのノイズ	G
X^B, Y^B, Z^B	機体座標	m	G_x, G_y, G_z	ジャイロセンサの角速度	deg/s
U^B, V^B, W^B	機体座標系での速度	m/s	w_G	ジャイロセンサのノイズ	deg/s
X^W, Z^W	翼座標	m	τ_M	プロペラモデルの時定数	s
ϕ, θ, ψ	ZXY系オイラー角	rad	K_M	プロペラモデルのゲイン	-
P, Q, R	角速度	rad/s	τ_ξ	テイルトモデルの時定数	s
ξ	テイルト角	rad	K_ξ	テイルトモデルのゲイン	-
$[R]^{EB}$	機体→慣性の回転行列	-	X_{CG}	先端基準 X^B 軸方向重心	m
$[R]^{BW}$	翼→機体の回転行列	-	Y_{CG}	機軸基準 Y^B 軸方向重心	m
$[R]^{EW}$	翼→慣性の回転行列	-			
T_{FR}	右前モータの推力	N			
T_{FL}	左前モータの推力	N			
T_{BR}	右後モータの推力	N			
T_{BL}	左後モータの推力	N			
Ω_{FR}	右前モータの回転数	rpm			
Ω_{FL}	左前モータの回転数	rpm			
Ω_{BR}	右後モータの回転数	rpm			
Ω_{BL}	左後モータの回転数	rpm			
B	モータの推力-トルク係数	Nm/N			
L_{FX}	前モータの X^B 軸距離	m			
L_{BX}	後モータの X^B 軸距離	m			
L_{FY}	前モータの Y^B 軸距離	m			
L_{BY}	前モータの Y^B 軸距離	m			
I_{xx}	X^B 周りの慣性モーメント	kg·m ³			
I_{yy}	Y^B 周りの慣性モーメント	kg·m ³			
I_{zz}	Z^B 周りの慣性モーメント	kg·m ³			
m	QTWの質量	kg			
g	重力加速度	m/s ²			

1. 序論

1.1. 研究背景

図 1.1 に示すようなマルチコプターやヘリコプターをはじめとする回転翼機は、垂直離着陸が可能で滑走路の必要がなく、定点でのホバリングや低速飛行が可能という利点があるが、長時間の飛行や高速での飛行には向かないという欠点がある。対して、ジェット機やグライダーなどの固定翼機は高速・長時間・長距離の飛行が可能であるという利点があるが、離着陸に滑走路が必要という欠点がある。



図 1.1 回転翼機(マルチコプター)の例

近年需要が高まっている垂直離着陸機（Vertical Take Off and Landing : VTOL）は滑走路を必要としない回転翼機の特徴と、高速・長時間の飛行が可能な固定翼機の特徴を併せ持った航空機の形態であり、滑走路が利用できない災害現場や不整地などでの運用が期待されている。

4発ティルトウィング機（Quad rotor Tilt Wing : QTW）は垂直離着陸機的一种である。図 1.2 に本研究で研究対象とする QTW の外観図を示す。前後の主翼の機軸に対しての角度を変える（＝ティルト）ことが特徴で、離陸時には翼を地面に対して 90° にすることでクアッドコプターのように垂直離陸を行い（回転翼機モード:図 1.2 右）、徐々に翼を水平に近づけていく遷移飛行を経て固定翼機のように水平飛行を行う（固定翼機モード:図 1.2 左）。着陸時には逆のプロセスを経てホバリングしながら垂直に着陸する。

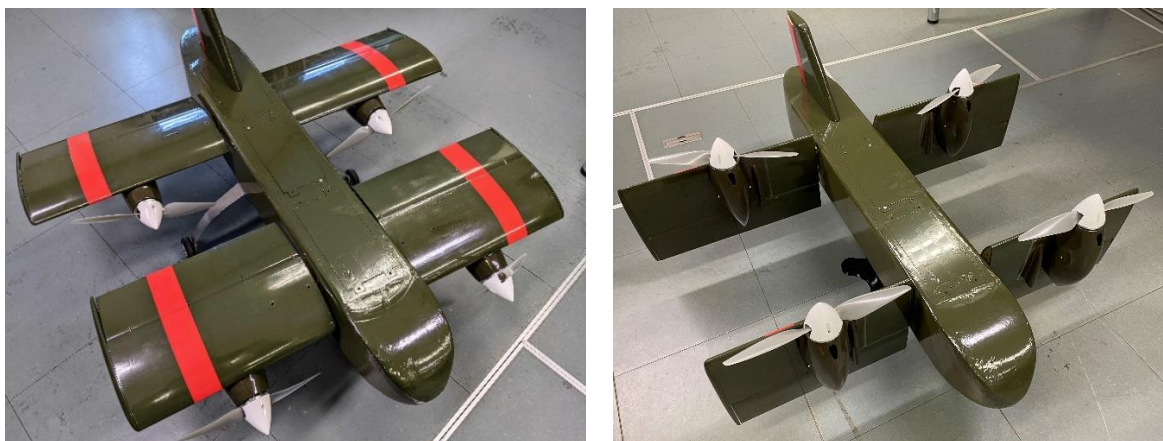


図 1.2 QTW の外観図

1.2. 研究目的

VTOL 機は低速域でのホバリングと高速域での巡行飛行が両立できる一方、モード変更のためのアクチュエータや機構を搭載する必要があるため、低速域に限れば回転翼機に、高速域に限れば固定翼機に性能が劣る。また、モード変更により機体の空力特性が変化することから、制御系設計が困難となる⁽⁴⁾。

QTW についても同様の欠点が課題とされるが、ティルト機構を活用することで、回転翼機には難しい運用が可能であると考えられる。

先述したような VTOL 機の活躍が期待される災害時運用では、滑走路はもとより、平坦な離着陸地点が確保できず、傾斜地への着陸が求められる可能性がある。ヘリコプターやクアッドコプターなどの回転翼機は推力軸が機軸に垂直なため、機軸を水平面に対して傾けたまま、定点でのホバリングを保つことができず、傾斜地への着陸は困難である。

一方、QTW は推力軸をティルト機構により操作でき、常に重力と逆の方向に推力を生じさせることができるため、図 1.3 に示すように機軸を水平面に対して傾けた定点ホバリングおよび、傾斜地への着陸が可能であると考えられる。

よって本稿では、傾斜地着陸のための QTW のシステム開発および、Matlab/Simulink を用いて、QTW のモデル化と制御系設計を行いシミュレーションによって傾斜地への着陸が可能であることを確認するとともに、実機での飛行実験をもってシミュレーションと比較し、傾斜地着陸の実現性と課題の検討を行うことを目的とする。

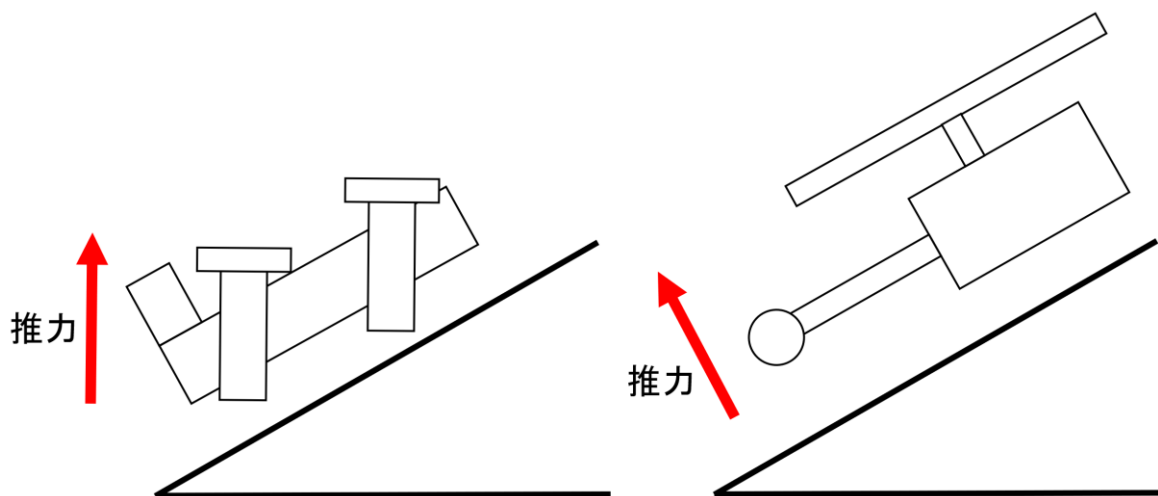


図 1.3 QTW と回転翼機の傾斜地に対する着陸の比較

2. 傾斜地着陸

本稿での傾斜地着陸の定義として、着陸面の角度が水平ではない平面への着陸を指すものとする。実際の運用を想定した場合、凹凸面や傾斜角が変化する面等が考えられるが、簡単のため傾斜角が一定の平面とする。

傾斜地への着陸のためには、定点でのホバリングを保ったうえで、機体のピッチ角を傾斜地の角度に合わせ姿勢変更する必要がある。

QTW が以上の動作を実現するため、図 2.1 および以下に示すような制御手法を提案する。

- ① 着地地点上でホバリング状態(つりあい状態)を保つ。
- ② 着地地点傾斜面の傾斜角を、目標ピッチ角としてコントローラに与える。
- ③ 瞬間的に前後のプロペラが生み出す推力のバランスを崩す。
- ④ つりあっていた推力バランスが崩れることで、機体にピッチングモーメントが与えられ、ピッチ角速度が生じ、ピッチ角が変化する。
- ⑤ その間、ティルト角をピッチ角の逆符号の角度に追従させる。
- ⑥ 目標ピッチ角と現在のピッチ角の偏差に応じて推力を操作し、ピッチ角を目標ピッチ角に収束させる。

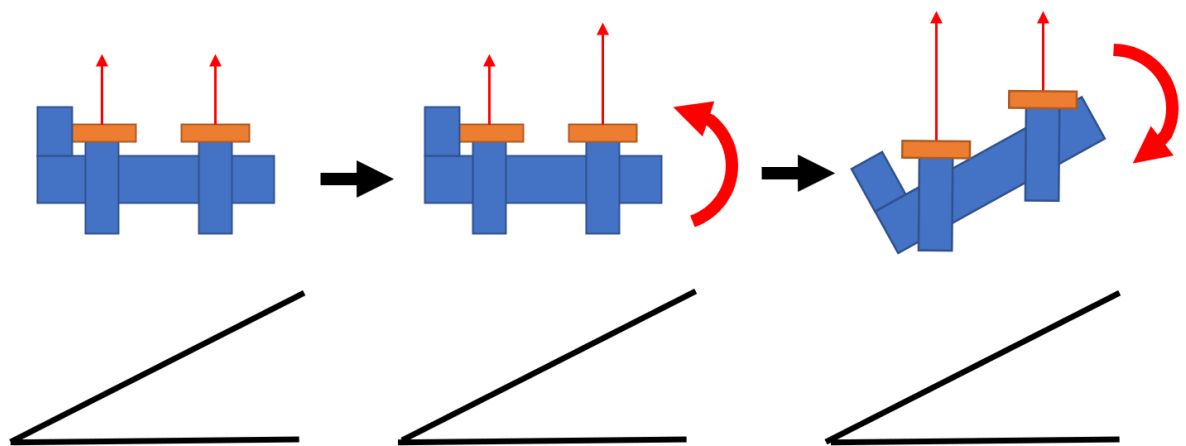


図 2.1 制御フロー

3. 機体システム開発

3.1. システム概要

機体(Aircraft)は先行研究により製作されたものを使用する⁽²⁾。機体の諸元を表 3.1 に示す。

表 3.1 機体諸元

全長	0.9 m	重量	4.1 kg
高さ	0.41 m	使用モータ	OMA-3815
前主翼スパン	0.72 m	使用バッテリー	3セル Li-Po / 2セル Li-Po
後主翼スパン	0.82 m	プロペラ	10 x 5E

ティルト機構，フライトコントローラについては今回の研究で新たに製作したものを搭載する。詳細については以降の節で述べる。

また，フラップロン，ラダーについては本稿では使用しない。

3.2. ティルト機構

図 3.1 に製作したティルト機構の図面を，図 3.2 に実際の写真を示す。また表 3.2 に部品表を示す。

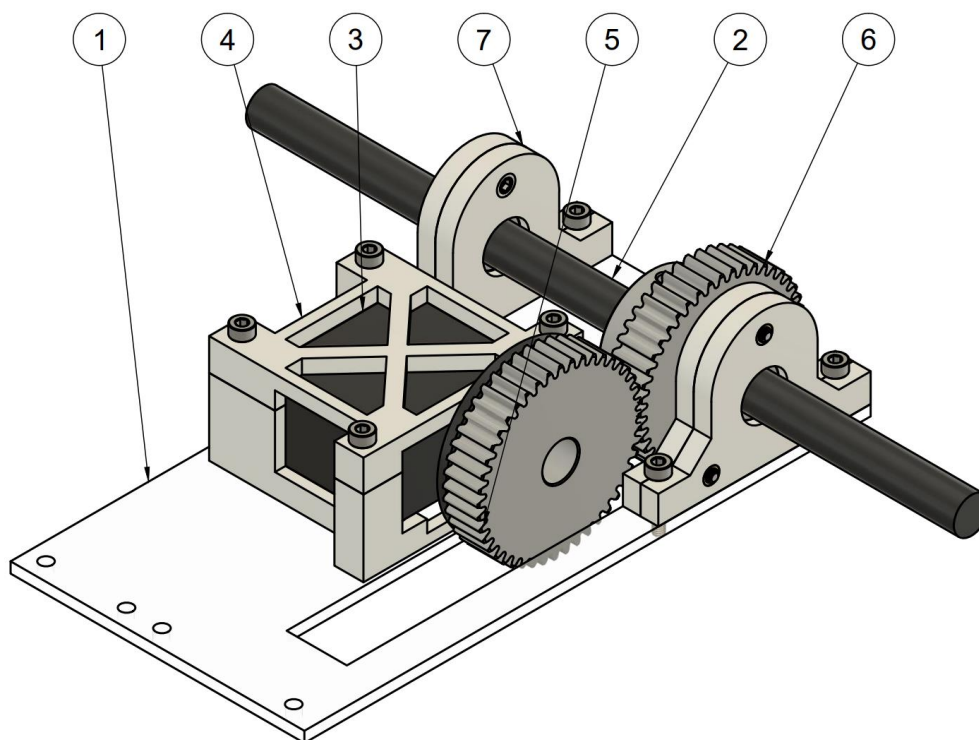


図 3.1 ティルト機構図

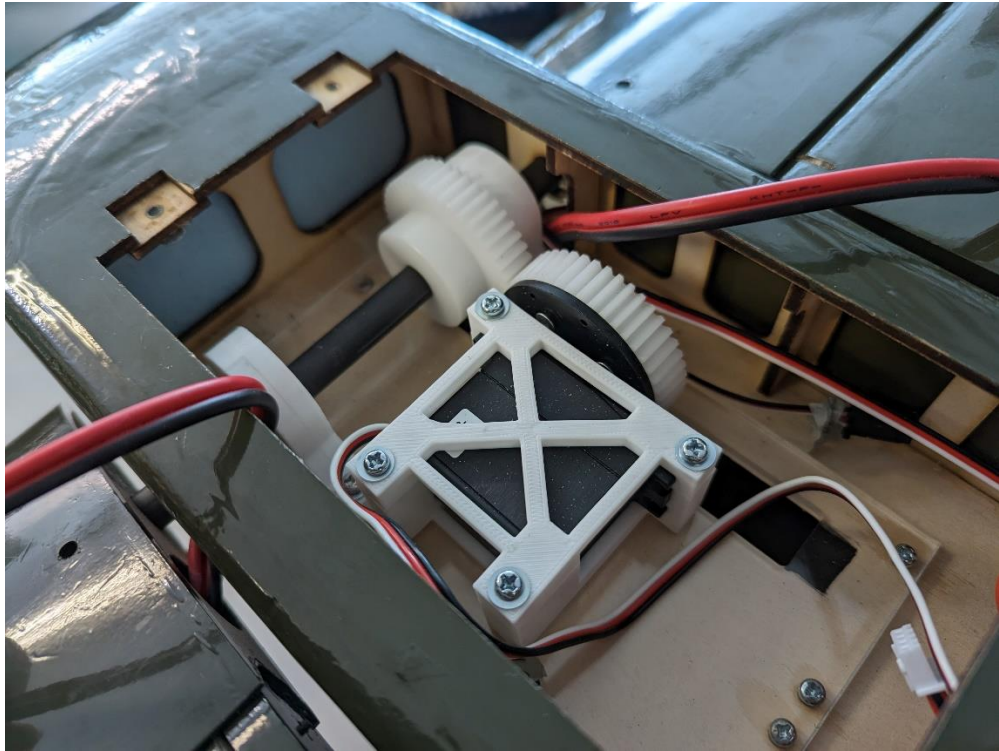


図 3.2 ティルト機構

表 3.2 ティルト機構部品表

番号	名称	素材	備考
1	ベースプレート	PMMA	
2	ウィングシャフト	カーボン	
3	サーボモータ	アルミ等	最大トルク : 1.64 Nm
4	サーボマウント	PLA	
5	歯車 1(モジュール 1 歯数 45)	POM	許容トルク : 5.95 Nm
6	歯車 2(モジュール 1 歯数 45)	POM	許容トルク : 5.95 Nm
7	ベアリングホルダ	PLA	

先行研究で製作されたティルト機構は 3D プリンタ製パーツを中心としたリンク機構により動力を伝達する設計であったが、強度やティルトの可動範囲に問題があった。

問題を解決するため、一定の強度が担保され、サーボモータの出力角度範囲全体を使用できる既製品の歯車を用いた機構を設計した。

プロペラ駆動時に機構を作動するためには、少なくともプロペラの推力がウィングシャフトまわりに生むトルクより、①サーボモータの生むトルクが大きく、また②機構が破損しない必要がある。

歯車の許容トルク 5.95 Nm、サーボモータの最大トルク 1.64 Nm より、①の条件を満たしていれば②も満たす。

このときサーボモータが許容できる最大のプロペラ推力 F_{max} を求める。

ウィングシャフトからプロペラまでのモーメントアームは約 40 mm である。1つのウィングシャフトは2つのプロペラの推力を受ける。よって式(3.1)となる。

$$F_{max} = \frac{1.64}{0.04} \times \frac{1}{2} = 20.5 \text{ N} \quad (3.1)$$

また、実際にはモータ自体の重量が推力と逆側に生じるため、ウイングシャフトまわりのトルクはさらに小さくなる。使用するモータのプロペラ推力は最大 18 N 程度であるため、①の条件を満たす。

3.3. フライトコントローラ

フライトコントローラは先行研究⁽³⁾による、センシング・制御・アクチュエータ駆動という、QTW のフライトコントローラに求められる 3 つの機能に対し、それぞれ 1 つのマイコンを割り当てるといふ設計思想を踏襲したうえで、ROS2(Robot Operating System 2)を用いたシステムとして改良を行った。

ハードウェアシステム概念図を図 3.3 に、実際のフライトコントローラの外観を図 3.4 に示す。制御コントローラを担うメインモジュールには Raspberry Pi 4B を採用し、センサを読むセンシングモジュール、アクチュエータを駆動する駆動モジュールには Raspberry Pi Pico を採用する。

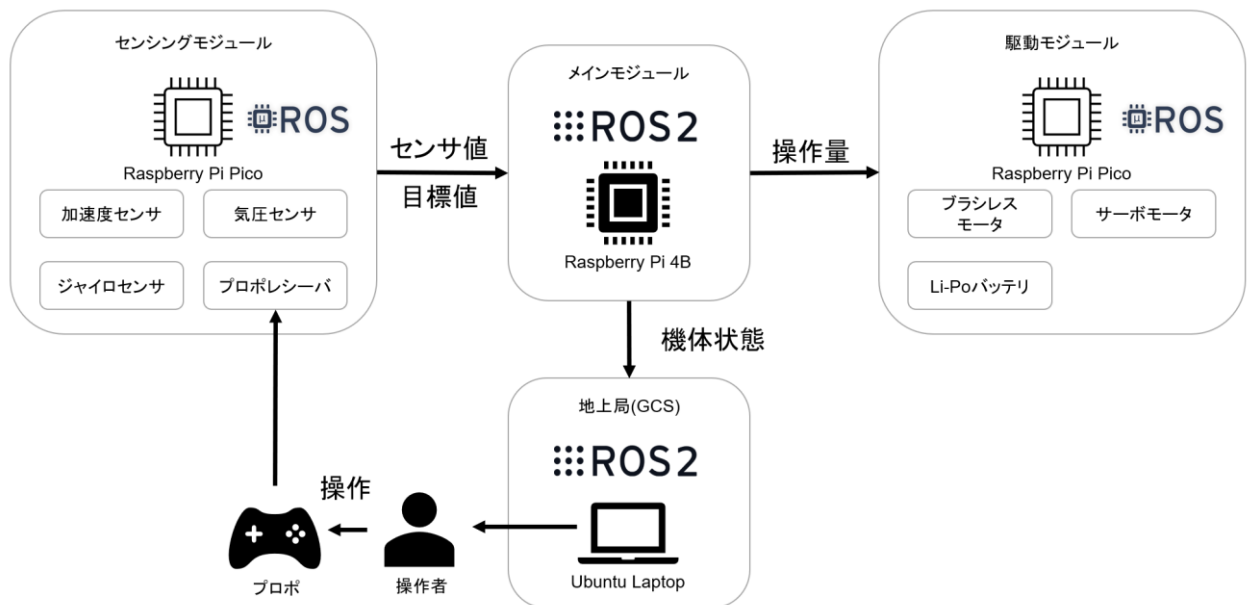


図 3.3 システム概念図

ROS2 とは、ロボット開発に用いられるオープンソースのミドルウェアである。役割ごとにノード(Node)と呼ばれる単位を作り、ノード間はメッセージ(Message)をトピック(Topic)という仕組み(Pub/Sub 型の通信モデル)でやり取りを行う。役割はノードごとに分離され、トピックという仕組みで緩く結びついているため、新たな機能の追加や削除もノードを増やす、減らすだけで済むという利点がある。

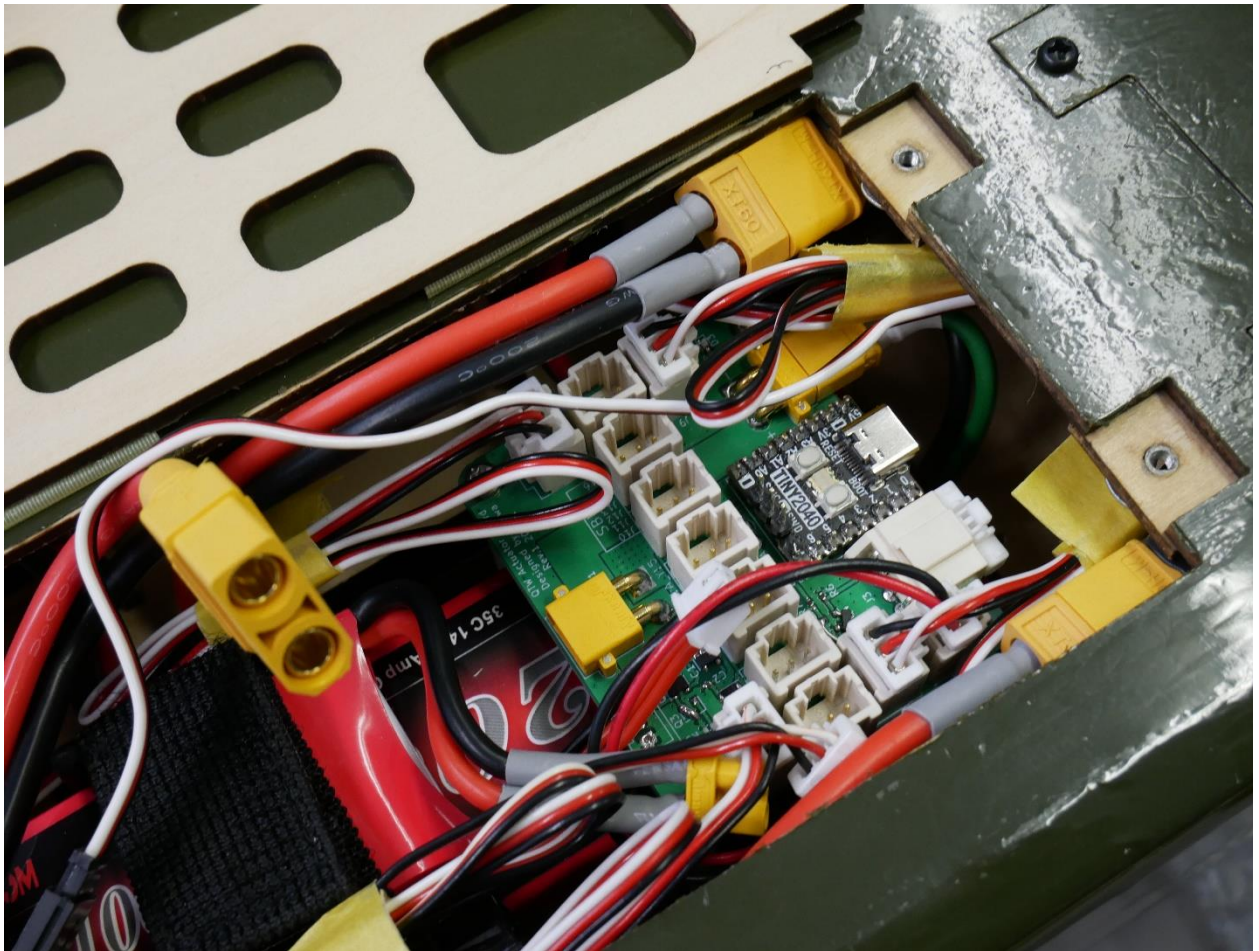


図 3.4 フライトコントローラ外観

ROS2 を採用した意図を以下に示す.

- 先行研究における, 役割ごとにモジュールを分離するという設計思想と, 役割ごとにノードに分けるという ROS2 の仕組みとの相性が良いため.
- 実際にセンサを読む, アクチュエータを動かすといった C 言語によるマイコンの低レイヤ処理をブラックボックスとして完全に分離できるため.
- 制御コントローラを C++や Python のリッチな機能を活用し実装が行えるため.
- 今後, デプスカメラを用いた SLAM(Simultaneous Localization and Mapping)等を行う場合, ROS2 フレームワークを用いることで連結が容易となるため.

図 3.5 に ROS2 のシステム概要を示す. Raspberry Pi 4B のメインモジュールでは, マイコン用 ROS2 フレームワークである micro-ROS を実行するための Agent を起動し, 他モジュールを ROS2 ネットワークに接続する. Agent の通信プロトコルとしては UART を使用する.

センシングモジュールでは Sensing ノードを立ち上げ, 加速度センサ, 角速度センサ, 気圧センサ, 3セル Li-Po 電圧を計測し, Sensor メッセージとして Publish する. また, 操作者からのプロポ信号を受信器を介して目標値として受け取り, Target メッセージとして Publish する.

メインモジュールでは Estimator ノード, Controller ノード, Recorder ノードを立ち上げる.

Estimate ノードでは, Sensor メッセージを Subscribe し, センサのデータをもとに姿勢・高度の推定を行い, Estimate メッセージとして Publish する.

Controller ノードでは Target メッセージ, Estimate メッセージを Subscribe し, アクチュエータへの操作量を計算し Actuator メッセージとして Publish する.

Recorder ノードでは, システムで扱うすべてのメッセージを Subscribe し記録を行う.

駆動モジュールでは Actuator ノードを立ち上げ, Actuator メッセージを Subscribe し, 操作量をもとにプロペラ, ティルト機構を駆動する.

また, 3つのモジュールは現在の状態(起動済み, 実行中, エラー等)を Status メッセージとして Publish する.

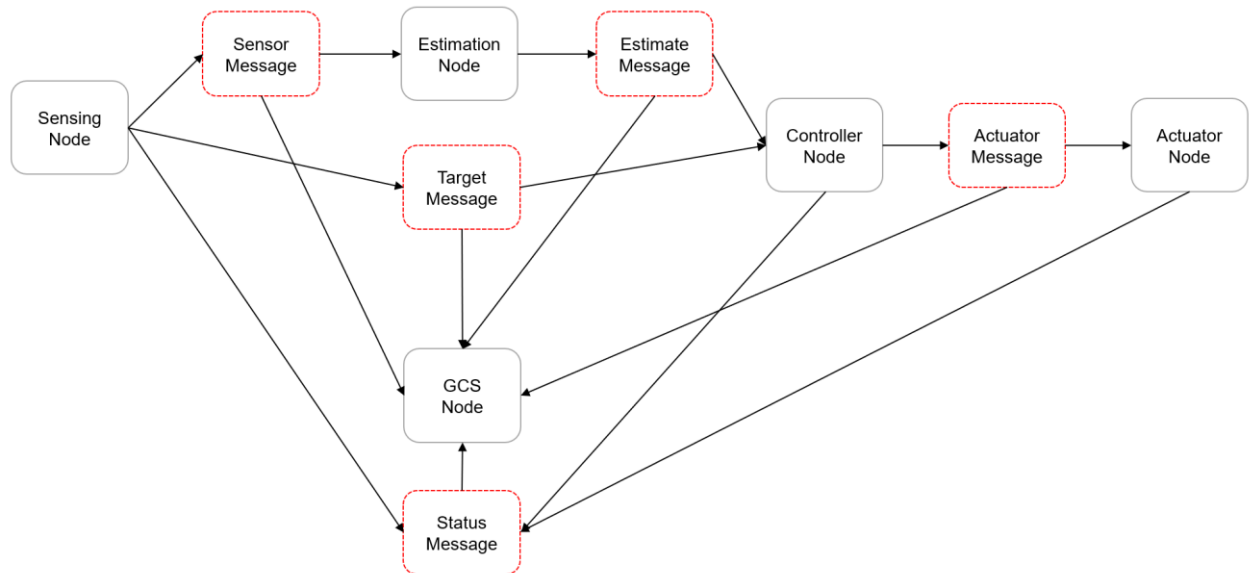


図 3.5 ROS2 システム概要

3.4. 地上局(GCS)

地上局(GCS : Ground Control Station)は操作者が機体の状態確認やモード変更を行うためのものである. ROS2 と GUI フレームワークである Qt を使用し GCS アプリを作成した. アプリのメイン画面を図 3.6 に示す.



図 3.6 GCS アプリ

GCS アプリは以下の機能を持つ。

- センサの生情報のリアルタイム表示・グラフ化
- プロポ目標値のリアルタイム表示・グラフ化
- 状態推定値のリアルタイム表示・グラフ化
- アクチュエータ操作量のリアルタイム表示・グラフ化
- 各モジュールのステータス表示
- 各 ROS2 メッセージの記録
- 機体のアーム・ディスアーム

4. 機体のモデル化

シミュレーションおよび、制御コントローラ的设计のため、運動方程式をもとに機体の数理モデル化を行った。

4.1. 座標系および回転行列

図 4.1, 図 4.2 は機体の模式図である。

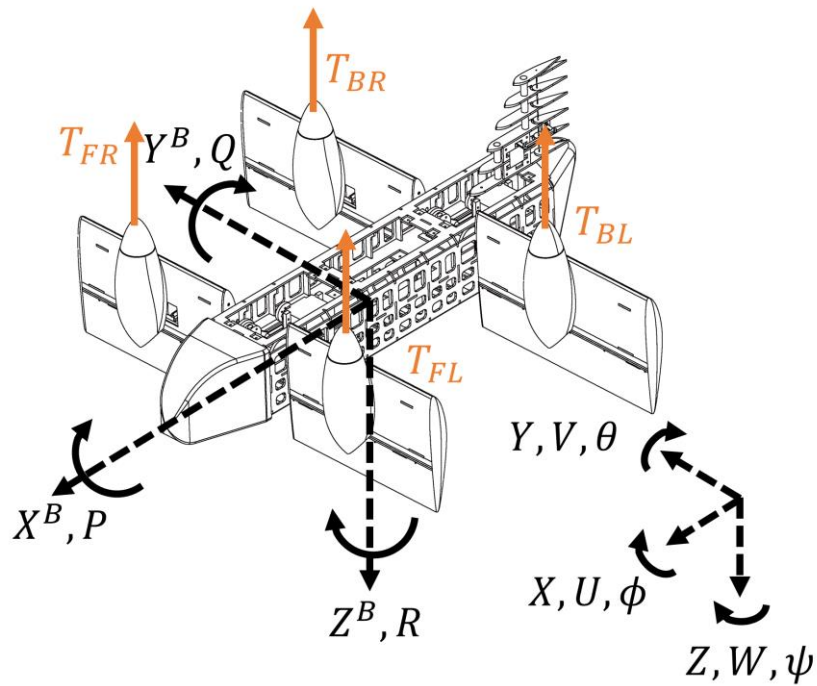


図 4.1 機体模式図

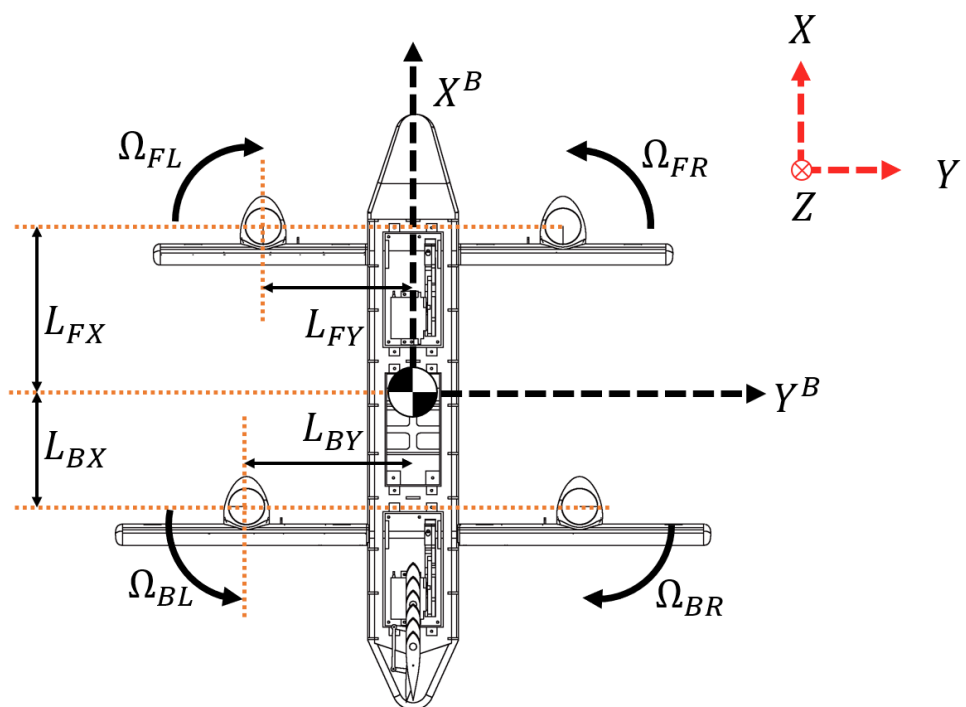


図 4.2 上面から見た機体模式図

モデル化を行うにあたり、3つの座標系を定義する。

1つ目が、地面に固定された慣性座標系(慣性座標系:Inertial Earth Frame)であり、 XYZ からなる。この座標系上の速度を UVW とする。また、それぞれの軸まわりに Z - X - Y 系のオイラー角 $\phi\theta\psi$ を定義する。

2つ目が、機体に固定された座標系(機体座標系:Body Frame)であり、 $X^B Y^B Z^B$ からなる。それぞれの軸まわりに角速度 PQR 、慣性モーメント $I_{xx} I_{yy} I_{zz}$ を定義する。

3つ目が、図 4.3 に示すような主翼に固定された平面座標系(翼座標系:Wing Frame)であり、 $X^W Z^W$ からなる。Wing Frame は Body Frame に対してティルト角 ξ で回転する。プロペラの推力はこの座標系 Z^W 軸に沿って発生する。なお、QTW の主翼が地面に対して垂直の時のティルト角を $\xi = 0 \text{ deg}$ とする。

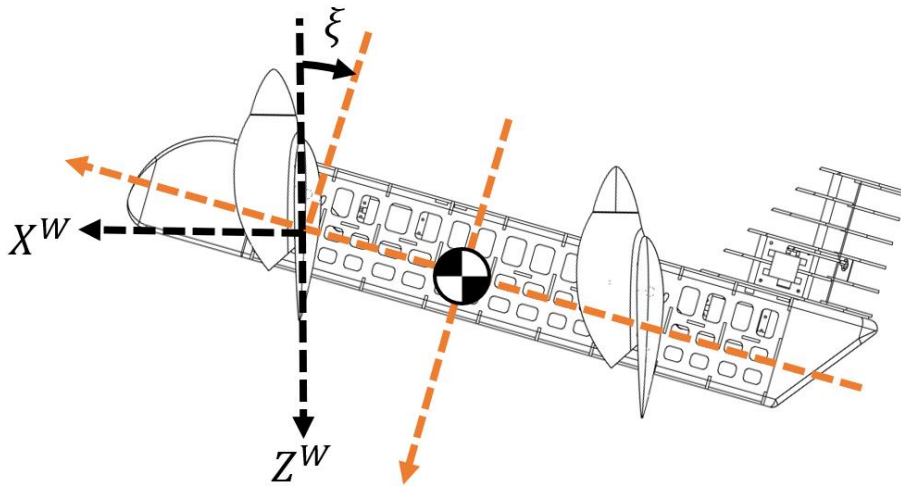


図 4.3 翼座標系

それぞれの座標系間の回転行列は、 Z - X - Y 系オイラー角 $\phi\theta\psi$ 、ティルト角 ξ を用いると、機体座標系→慣性座標系が式(4.1)、翼座標系→機体座標系が式(4.2)となる⁽⁴⁾。

$$[R]^{EB} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\cos \phi \sin \psi & \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \cos \theta \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \theta \cos \psi \\ -\cos \phi \sin \theta & \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$[R]^{BW} = \begin{bmatrix} \cos \xi & 0 & \sin \xi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \xi & 0 & \cos \xi \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

また、翼座標系→慣性座標系への回転行列は式(4.1)、式(4.2)を用いて式(4.3)となる。

$$[R]^{EW} = [R]^{EB} [R]^{BW}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\xi + \theta) \cos \psi - \sin \phi \sin(\xi + \theta) \sin \psi & -\cos \phi \sin \psi & \sin(\xi + \theta) \cos \psi + \sin \phi \cos(\xi + \theta) \sin \psi \\ \cos \theta(\xi + \theta) \sin \psi + \sin \phi \sin(\xi + \theta) \cos \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin(\xi + \theta) \sin \psi - \sin \phi \cos(\xi + \theta) \cos \psi \\ -\cos \phi \sin(\xi + \theta) & \sin \phi & \cos \phi \cos(\xi + \theta) \end{bmatrix}$$

逆方向への座標系変換は回転行列の逆行列を用いる。

$$\begin{aligned}
[R]^{EW} &= [R]^{EB}[R]^{BW} \\
&= \begin{bmatrix} \cos(\xi + \theta) \cos \psi - \sin \phi \sin(\xi + \theta) \sin \psi & -\cos \phi \sin \psi & \sin(\xi + \theta) \cos \psi + \sin \phi \cos(\xi + \theta) \sin \psi \\ \cos \theta(\xi + \theta) \sin \psi + \sin \phi \sin(\xi + \theta) \cos \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin(\xi + \theta) \sin \psi - \sin \phi \cos(\xi + \theta) \cos \psi \\ -\cos \phi \sin(\xi + \theta) & \sin \phi & \cos \phi \cos(\xi + \theta) \end{bmatrix} \quad (4.3)
\end{aligned}$$

4.2. 並進の運動方程式

プロペラ推力は翼座標系 Z^W 軸に沿って発生するため、機体座標系での力 \mathbf{F} は式(4.4)となる。

$$\begin{aligned}
\mathbf{F} &= [R]^{BW} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} -(T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \sin \xi \\ 0 \\ -(T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (4.4)
\end{aligned}$$

式(4.4)を用いて、慣性座標系における並進の運動方程式を立てると式(4.5)となる。なお、 $\cos \theta = c\theta$, $\sin \theta = s\theta$ などのように簡略化している。

$$\begin{aligned}
m \frac{d^2}{dt^2} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} &= [R]^{EB} \mathbf{F} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \\
\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\frac{1}{m} (c\theta c\psi s\xi + (c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi) c\xi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (c\theta s\psi s\xi + (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) c\xi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (-s\theta s\xi + c\phi c\theta c\xi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \end{bmatrix} \quad (4.5)
\end{aligned}$$

4.3. 回転の運動方程式

機体に発生するトルク \mathbf{M} の要素は2つある。

1つ目はプロペラと機体重心間をモーメントアームとし、推力が発生させるトルク \mathbf{M}_F である。

トルクは重心からの位置ベクトル \mathbf{r} と力 \mathbf{F} の外積で求められることから、それぞれのプロペラ位置を図4.2を参考に $\mathbf{r}_{FR}\mathbf{r}_{FL}\mathbf{r}_{BR}\mathbf{r}_{BL}$ とすると、 \mathbf{M}_F は式(4.6)となる。

$$\begin{aligned}
\mathbf{M}_F &= \mathbf{r}_{FR} \times [R]^{BW} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{FR} \end{bmatrix} + \mathbf{r}_{FL} \times [R]^{BW} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{FL} \end{bmatrix} + \mathbf{r}_{BR} \times [R]^{BW} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{BR} \end{bmatrix} + \mathbf{r}_{BL} \times [R]^{BW} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_{BL} \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} -L_{FY}T_{FR} \cos \xi \\ L_{FX}T_{FR} \cos \xi \\ L_{FY}T_{FR} \sin \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{FY}T_{FL} \cos \xi \\ L_{FX}T_{FL} \cos \xi \\ -L_{FY}T_{FL} \sin \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -L_{BY}T_{BR} \cos \xi \\ -L_{BX}T_{BR} \cos \xi \\ L_{BY}T_{BR} \sin \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{BY}T_{BL} \cos \xi \\ -L_{BX}T_{BL} \cos \xi \\ -L_{BY}T_{BL} \sin \xi \end{bmatrix} \quad (4.6)
\end{aligned}$$

2つ目はモータ-プロペラの反トルク \mathbf{M}_R である。同じく図4.2のプロペラ回転方向に従うと式(4.7)となる。

$$\mathbf{M}_R = \begin{bmatrix} -B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ 0 \\ -B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

\mathbf{M}_F と \mathbf{M}_R を足したものが機体に発生するトルク \mathbf{M} となる.

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_F + \mathbf{M}_R \quad (4.8)$$

オイラーの運動方程式より, 機体座標系における回転の運動方程式は式(4.9)となる.

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = - \left(\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \right)^T \times \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \mathbf{M} \\ \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} (-I_{zz} - I_{yy})QR + (-L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL}))c\xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL})s\xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xx} - I_{zz})RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL}))c\xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{xx})PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL}))s\xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL})c\xi \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

次に, 機体座標系の角速度 PQR から Z-X-Y 系オイラー角 $\phi\theta\psi$ の時間微分への関係として式(4.10)が導ける.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ \frac{\sin \phi}{\cos \phi} \sin \theta & 1 & -\frac{\sin \phi}{\cos \phi} \cos \theta \\ -\frac{\sin \theta}{\cos \phi} & 0 & \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

式(4.9), 式(4.10)を用いて, 式(4.11)の回転に関する微分方程式を得る.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \cos \theta + R \sin \theta \\ P \tan \phi \sin \theta + Q - R \tan \phi \cos \theta \\ -P \frac{\sin \theta}{\cos \phi} + R \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \\ \frac{1}{I_{xx}} (-I_{zz} - I_{yy})QR + (-L_{FY}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \cos \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xx} - I_{zz})RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{xx})PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

4.4. 非線形機体モデル

式(4.5), 式(4.11)より, 式(4.12)の QTW の非線形機体モデルを得る.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \cos \theta + R \sin \theta \\ P \tan \phi \sin \theta + Q - R \tan \phi \cos \theta \\ -P \frac{\sin \theta}{\cos \phi} + R \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \cos \psi + \sin \phi \cos(\xi + \theta) \sin \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \sin \psi - \sin \phi \cos(\xi + \theta) \cos \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\cos \phi \cos(\xi + \theta)) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \\ \frac{1}{I_{xx}} (-I_{zz} - I_{yy}) QR + (-L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \cos \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xx} - I_{zz}) RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{xx}) PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

4.5. アクチュエータのモデル化

プロペラ推力, ティルト機構の出力角度それぞれを一次系のシステムとして近似して表現する.

$$T(s) = \frac{K_M}{\tau_M s + 1} u_M(s)$$

$$\dot{T}(t) = -\frac{1}{\tau_M} T(t) + \frac{K_M}{\tau_M} u_M(t) \quad (4.13)$$

$$\xi(s) = \frac{K_\xi}{\tau_\xi s + 1} u_\xi(s)$$

$$\dot{\xi}(t) = -\frac{1}{\tau_\xi} \xi(t) + \frac{K_\xi}{\tau_\xi} u_\xi(t) \quad (4.14)$$

4.6. センサのモデル化

センサとして加速度センサ, 角速度センサを用いる. それぞれ式(4.15), 式(4.16)のようにモデル化する.

また, 両センサの測定レンジ, それぞれ $\pm 2 \text{ G}$, $\pm 2000 \text{ deg/s}$ を分解能 16 bit で量子化する.

$$\begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} = [[R]^{EB}]^T \left[\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \right] + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \mathbf{w}_A \quad (4.15)$$

$$\begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \mathbf{w}_G \quad (4.16)$$

4.7. クォータニオンによる姿勢表現

シミュレーションおよび、加速度センサ、角速度センサかによる姿勢推定を行うにあたって、姿勢の表現方法としてクォータニオン⁽⁶⁾を用いる。

オイラー角ではなくクォータニオンを用いる理由は以下である。

- 角速度による姿勢の更新を、三角関数を用いない代数演算で処理することができる
- 実装が簡潔である
- オイラー角には存在するジンバルロックが存在しない

4.7.1. クォータニオンの定義

クォータニオンは1要素のスカラーと3要素のベクトルから姿勢を表現する手法である。また、各パラメータ $q_0q_1q_2q_3$ のノルムは1という制限がある。

$$\mathbf{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \quad (4.17)$$

また、クォータニオンは回転軸の単位ベクトル \mathbf{n} と回転角 θ [rad]で表すことができる。

$$\mathbf{q} = \cos\frac{\theta}{2} + \mathbf{n} \sin\frac{\theta}{2} \quad (4.18)$$

4.7.2. クォータニオン同士の積

クォータニオン同士の積は、それぞれのクォータニオン \mathbf{q} , \mathbf{p} が表す姿勢変換の足し合わせとなり、以下の式で計算できる。

$$\mathbf{qp} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

4.7.3. 角速度からクォータニオンへの変換

角速度からクォータニオンの時間変化への変換は以下で表せる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -P & -Q & -R \\ P & 0 & R & -Q \\ Q & -R & 0 & P \\ R & Q & -P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

4.7.4. クォータニオンからオイラー角への変換

機体座標系から慣性座標系への座標系回転行列 $[R]^{EB}$ は以下で表せる。

$$[R]^{EB} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

式(4.21)と式(4.1)は等しいので、クォータニオンからオイラー角への変換は以下で表せる。

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arcsin(2(q_2q_3 + q_0q_1)) \\ \arctan\left(-\frac{2(q_1q_3 - q_0q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \\ \arctan\left(-\frac{2(q_1q_2 - q_0q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

4.7.5. ベクトル間を変換するクォータニオン

あるベクトル \mathbf{a} を \mathbf{b} に変換するクォータニオンを求める。

ベクトル間の回転軸単位ベクトル \mathbf{n} は外積を用いることで求められる。

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{a} \times \mathbf{b}}{|\mathbf{a} \times \mathbf{b}|} \quad (4.23)$$

ベクトル間の回転角 θ は内積を用いることで求められる。

$$\theta = \arccos(\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}) \quad (4.24)$$

回転軸単位ベクトル、回転角から式(4.18)を用いることでベクトル間のクォータニオンが得られる。

4.8. 姿勢推定

姿勢推定法として、加速度センサによる姿勢推定値を参照姿勢とし、現在姿勢との差を角速度バイアス誤差としてジャイロセンサの測定値にフィードバックする、ジャイロバイアス誤差推定法⁽⁶⁾を用いる。

概要を図 4.4 に示す。

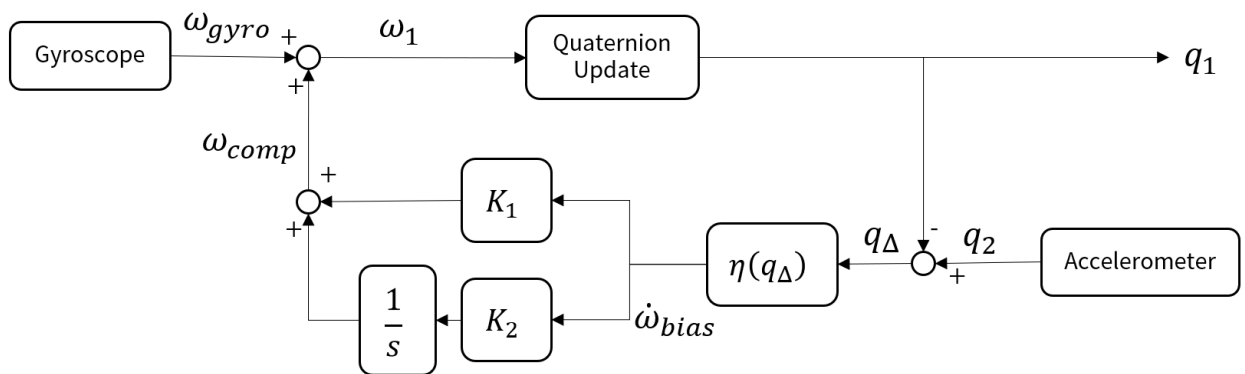


図 4.4 姿勢推定法のブロック線図

ジャイロセンサから得られる角速度ベクトルを ω_{gyro} 、ジャイロセンサのバイアス誤差補正ベクトル

ルを $\boldsymbol{\omega}_{comp}$ ，補正後の角速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega}_1 = \boldsymbol{\omega}_{gyro} + \boldsymbol{\omega}_{comp}$ とする。

式(4.20)を用いることで， $\boldsymbol{\omega}_1$ はクォータニオンを更新し \mathbf{q}_1 とする。この \mathbf{q}_1 を現在の推定姿勢とする。

一方，加速度センサから得られた加速度ベクトル \mathbf{A} と重力加速度ベクトル \mathbf{g} 間のクォータニオンを4.7.5項より \mathbf{q}_2 とし，参照姿勢とする。また，式(4.20)より， \mathbf{q}_2 を満足する角速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega}_2$ とする。参照姿勢の角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}_2$ は，角速度センサに存在する誤差成分ベクトル $\boldsymbol{\omega}_{bias}$ を用いることで，ジャイロセンサから得られる角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}_{gyro} = \boldsymbol{\omega}_2 + \boldsymbol{\omega}_{bias}$ と表せるとする。

参照姿勢 \mathbf{q}_2 と推定姿勢 \mathbf{q}_1 の誤差を0に収束するため， $\boldsymbol{\omega}_{comp} + \boldsymbol{\omega}_{bias} \rightarrow \mathbf{0}$ を満たす誤差推定器を構築する。参考文献では比例・積分を用いたフィードバック系が提案されており，本稿においてもその誤差推定器を用いる。

推定姿勢と参照姿勢の誤差を式(4.19)より \mathbf{q}_Δ とし，クォータニオンのベクトル成分のみを抽出し $\boldsymbol{\eta}$ とする。この $\boldsymbol{\eta}$ を $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{bias}$ とし，式(4.25)の誤差推定器を得る。

$$\boldsymbol{\omega}_{comp} = K_1 \dot{\boldsymbol{\omega}}_{bias} + K_2 \boldsymbol{\omega}_{bias} \quad (4.25)$$

5. システム同定

制御コントローラ的设计およびシミュレーションのため、式(4.12)内の未知パラメータの同定を行った。

5.1. 重心

機体は着陸時に、1つの前輪、2つの後輪で重量を支える設計になっている。それぞれの車輪が受ける重量を、重量計を用いて計測し、重量および重心の推定を行った。

測定結果を表 5.1 に示す。

表 5.1 各車輪の先端からの距離および負荷重量

	前輪	後輪 1	後輪 2
X^B 位置 [m]	0.130	0.495	0.495
Y^B 位置 [m]	0	0.410	-0.410
重量 [kg]	0.881	1.639	1.628

表 5.1 より、 X^B 方向の重心 X_{CG} および、 Y^B 方向の重心 Y_{CG} は以下となる。

$$X_{CG} = \frac{0.130 \times 0.881 + 0.495 \times 1.639 + 0.495 \times 1.628}{0.881 + 1.639 + 1.628} = 0.417 \text{ m} \quad (5.1)$$

$$Y_{CG} = \frac{0.410 \times 1.639 - 0.410 \times 1.628}{0.881 + 1.639 + 1.628} = 0.00108 \text{ m} \quad (5.2)$$

式(4.12)には Y^B 方向の重心位置を組み込んでいないが、機軸から前プロペラとの Y^B 方向距離 $L_{FY} = 0.22 \text{ m}$ であり、仮に Y_{CG} 重心がずれたことによる左右のモーメントアーム比は $(0.22 - 0.0011)/0.22 = 99.5\%$ で0.5%にとどまるため、大きな影響はないと考えられる。

また、機体重量は $m = 4.148 \text{ kg}$ となった。

5.2. 慣性モーメント

2点吊り法⁽⁷⁾を用いて、機体軸各軸まわりの慣性モーメントの推定を行った。

2点吊り法は、慣性モーメントを推定したい物体を、重心を挟んで2本のワイヤーで支持し、推定したい軸まわりに振動させることで、その振動数から慣性モーメントを推定する手法である。

ワイヤー間の距離を D [m]、ワイヤーの長さを h [m]、物体の質量を m [kg]、重力加速度を g [m/s^2]、振動数を ω_n [rad/s]とすると、慣性モーメント I は以下で求められる。

$$I = \frac{mgD^2}{4h\omega_n^2} \quad (5.3)$$

実験時の様子を図 5.1 に示す。

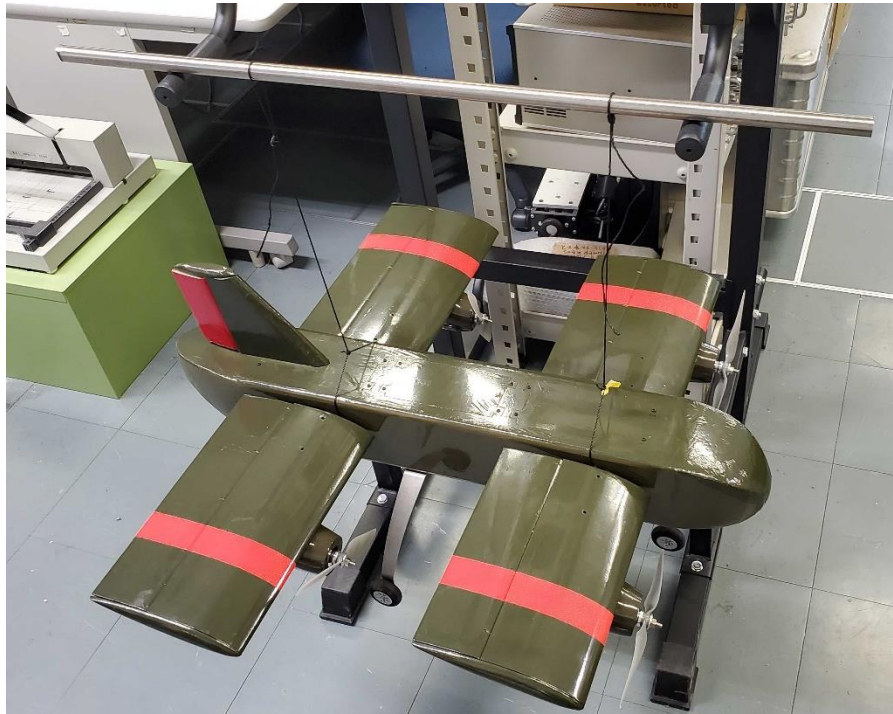


図 5.1.2 点吊り法の実験の様子

X^B 軸まわりに振動させた際の X^B 軸角速度の時間履歴と、角速度を離散フーリエ変換し、周波数帯ごとの振幅スペクトルをプロットしたグラフを図 5.2 に示す。同様に、 Y^B 軸回り、 Z^B 軸回りに振動させた場合のグラフを図 5.3, 図 5.4 に示す。

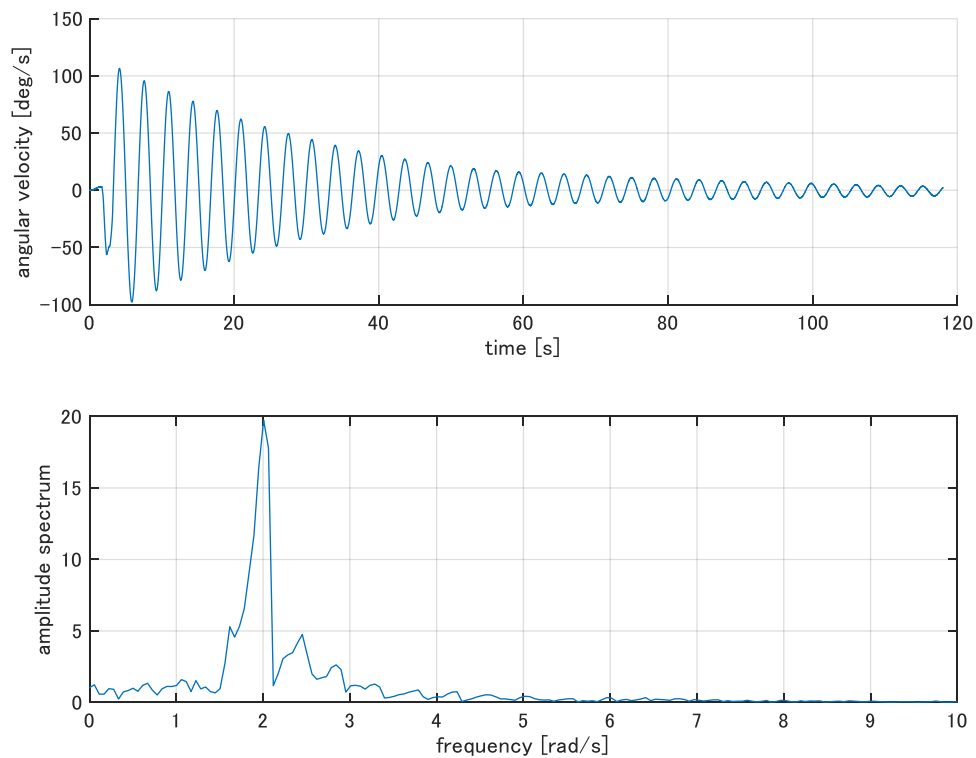


図 5.2 X^B 軸まわりの角速度履歴および振幅スペクトル

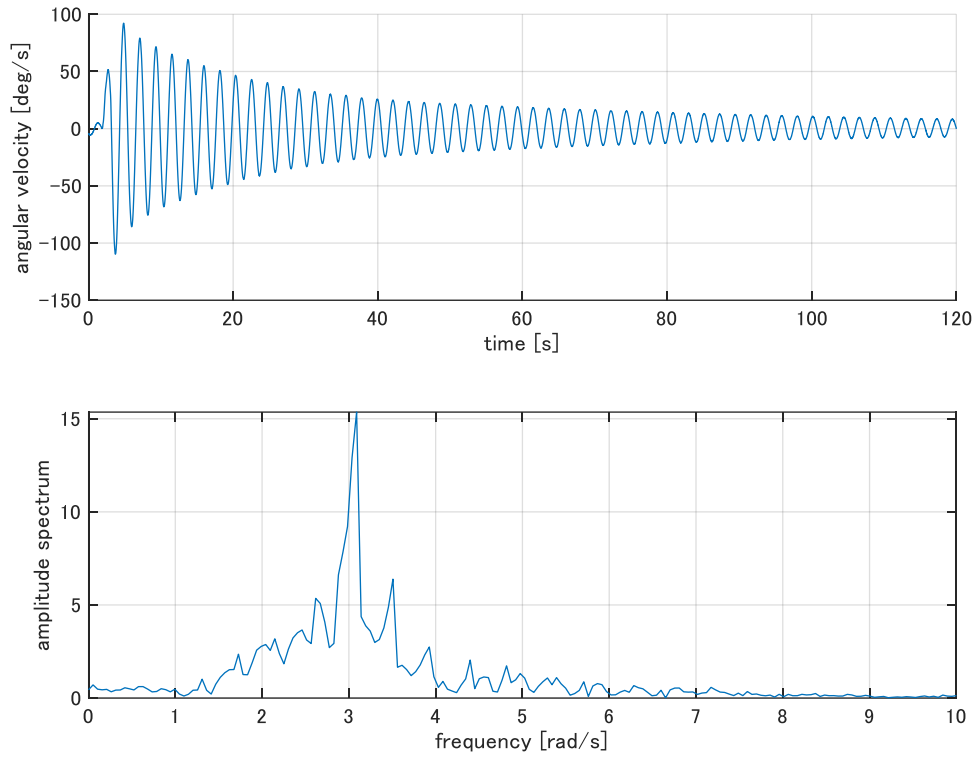


図 5.3 Y^B 軸まわりの角速度履歴および振幅スペクトル

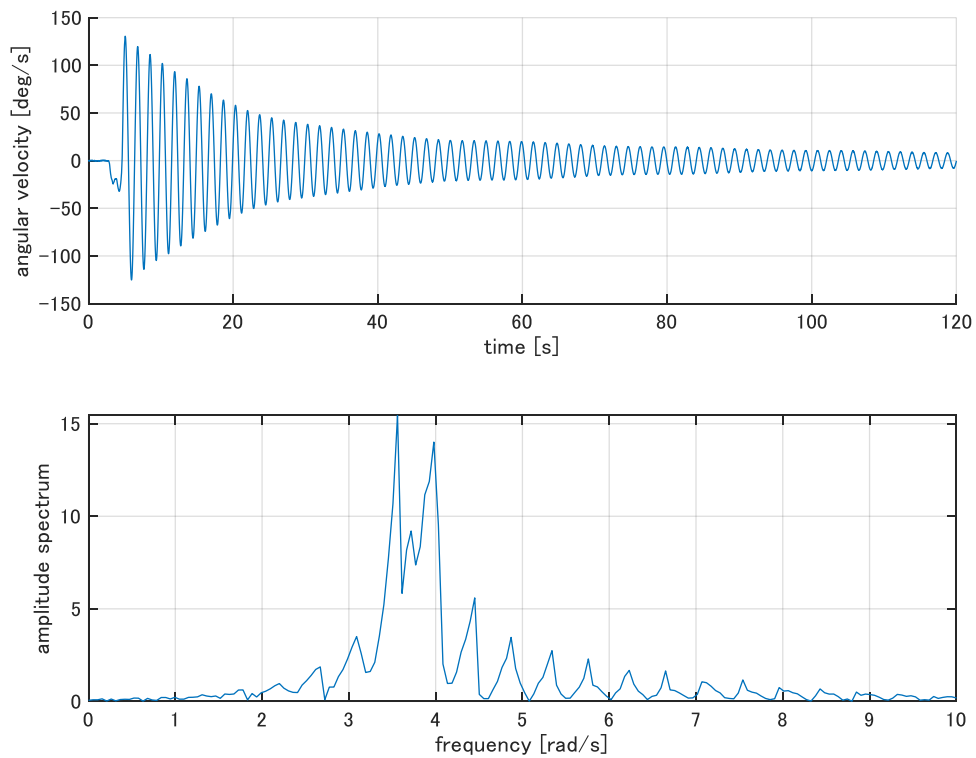


図 5.4 Z^B 軸まわりの角速度履歴および振幅スペクトル

実験の設定と結果を表 5.2 に示す。

表 5.2.2 点吊り法の条件設定および結果

回転軸	D [m]	h [m]	ω_n [rad/s]	I [kg · m ³]
$X^B(\phi)$	0.135	0.420	2.01	0.110
$Y^B(\theta)$	0.245	0.450	3.09	0.142
$Z^B(\psi)$	0.367	0.450	3.56	0.240

5.3. プロペラ

プロペラおよび、アクチュエータであるブラシレスモータ，それを駆動する ESC の一連のシステムに対し，ESC への PWM 入力パルス幅を，最大パルス幅を 100%とした場合の割合で表したものを入力，発生する推力を出力としてパラメータの同定を行った。

推力については，6 軸力覚計を用いて計測した。

実験の様子を図 5.5 に示す。



図 5.5 プロペラのシステム同定実験の様子

5.3.1. 定常応答

定常応答として，ある入力に対してどれだけの出力を得られるかを調べた。PWM 入力を 10%から 100%まで，10%刻みで上げていき，それぞれの割合における推力とトルクを，6 軸力覚計を用いて 180 秒間計測し，その平均をその割合での推力とした。その際，実験に用いる Li-Po バッテリは都度充電をし，すべての割合で満充電の状態で行った。

実験結果を、横軸を入力割合、縦軸を推力としたグラフで図 5.6 に示す。

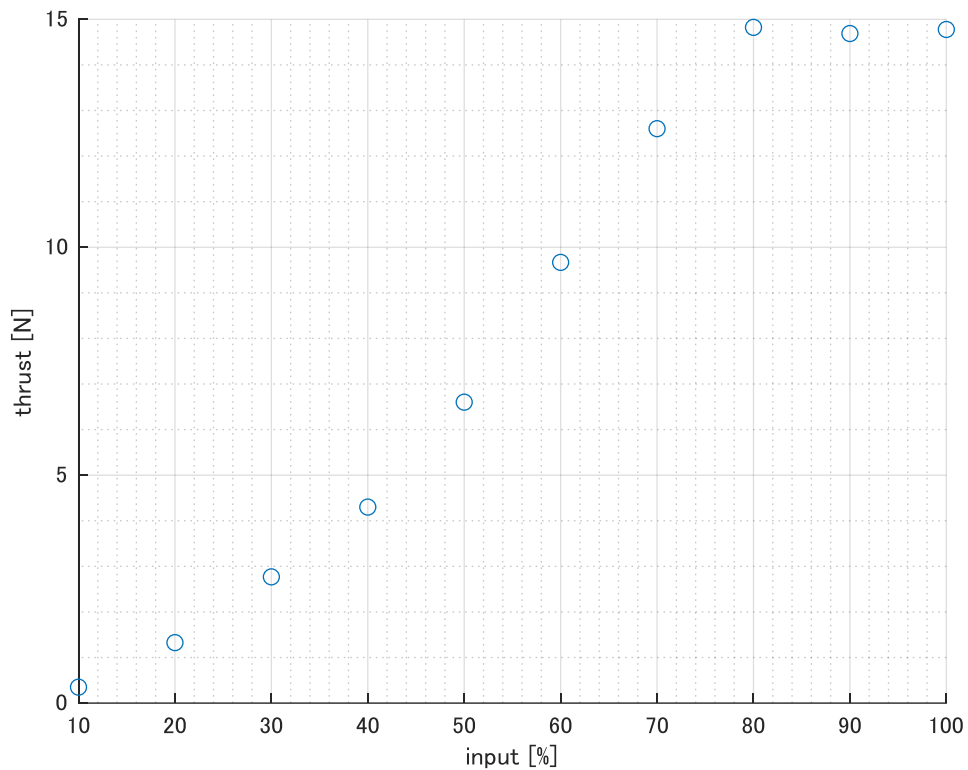


図 5.6 入力割合と推力の関係

図 5.6 から、入力 80%以降で推力は頭打ちになっていることがわかる。これは ESC 側で、入力の上限を制限しているためであると考えられる。

ある推力を発生させたい場合にどれだけの入力を与えればよいかをモデル化するため、図 5.6 の軸を入れかえ、推力と入力関係を二次の近似式で表したもののプロットを追加したグラフを図 5.7 に示す。

推力を変数 x 、必要な入力を y としたとき、近似式は以下で表される。

$$y = -0.0017x^2 + 0.0704x + 0.103 \quad (5.4)$$

次に、推力とトルクの関係式を求める。

計測した推力とトルク関係および、推力とトルク関係を一次の近似式で表したグラフを図 5.8 に示す。

推力を変数 x 、トルクを y としたとき、近似式は以下で表される。

$$y = 0.0177x - 0.02 \quad (5.5)$$

式(5.5)より、推力-トルク係数 $B = 0.0177$ と定める。

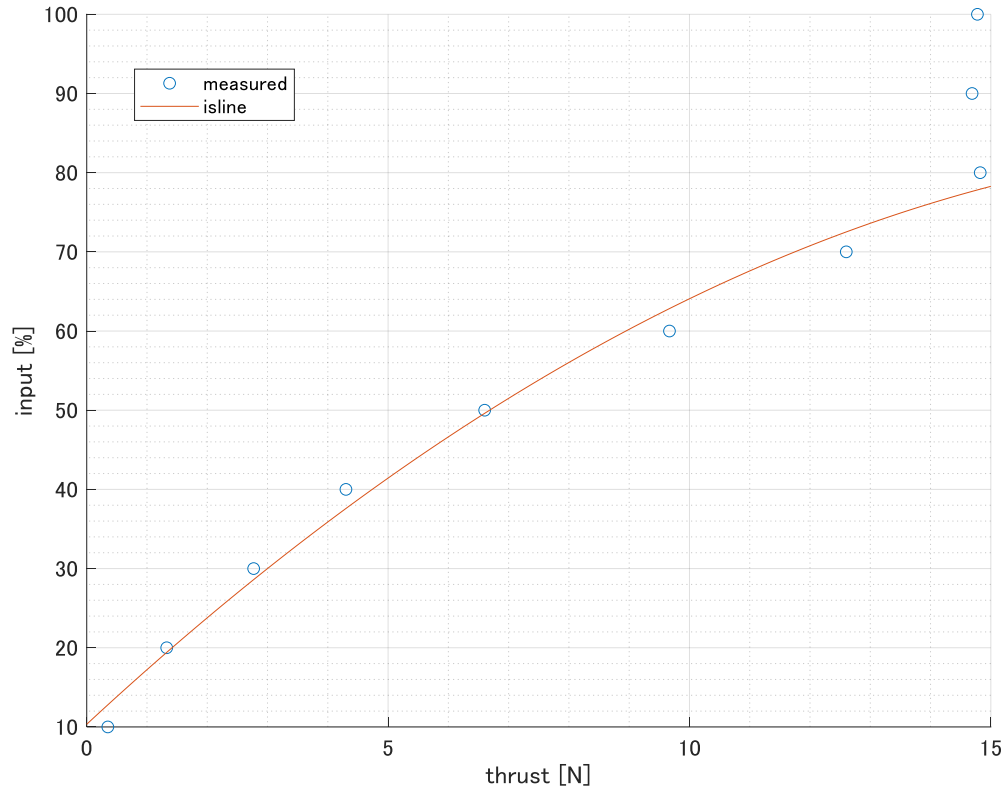


図 5.7 推力-入力の関係と近似線

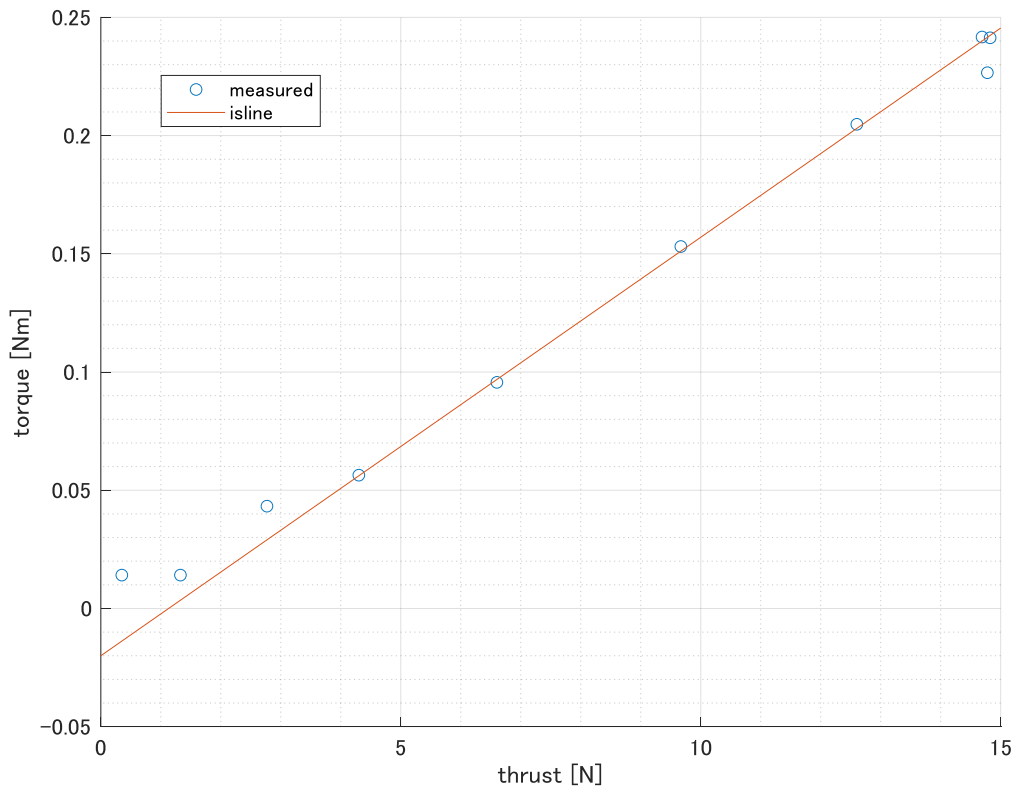


図 5.8 推力-トルクの関係と近似線

5.3.1. 過渡応答

次に、式(4.13)のパラメータを同定するため、M 系列信号⁽⁸⁾を入力とした応答を用いたシステム同定を行った。

まず、M 系列信号のパラメータを定めるため、10%を LOW、80%を HI としたステップ入力の応答を計測した。結果を図 5.9 に示す。なお、左縦軸が入力、右縦軸が推力である。

図 5.9 より、定常状態への立ち上がり時間は約 800 ms であることがわかった。参考文献より、M 系列信号の最大持続パルスは立ち上がり時間を十分上回る必要がある。よって、シフトレジスタ個数 $n = 5$ 、クロック周期時間 $T_c = 300 \text{ ms}$ とした。このパラメータの場合、最大持続パルスは $5 \times 300 \text{ ms} = 1500 \text{ ms}$ となり、立ち上がり時間を上回る。

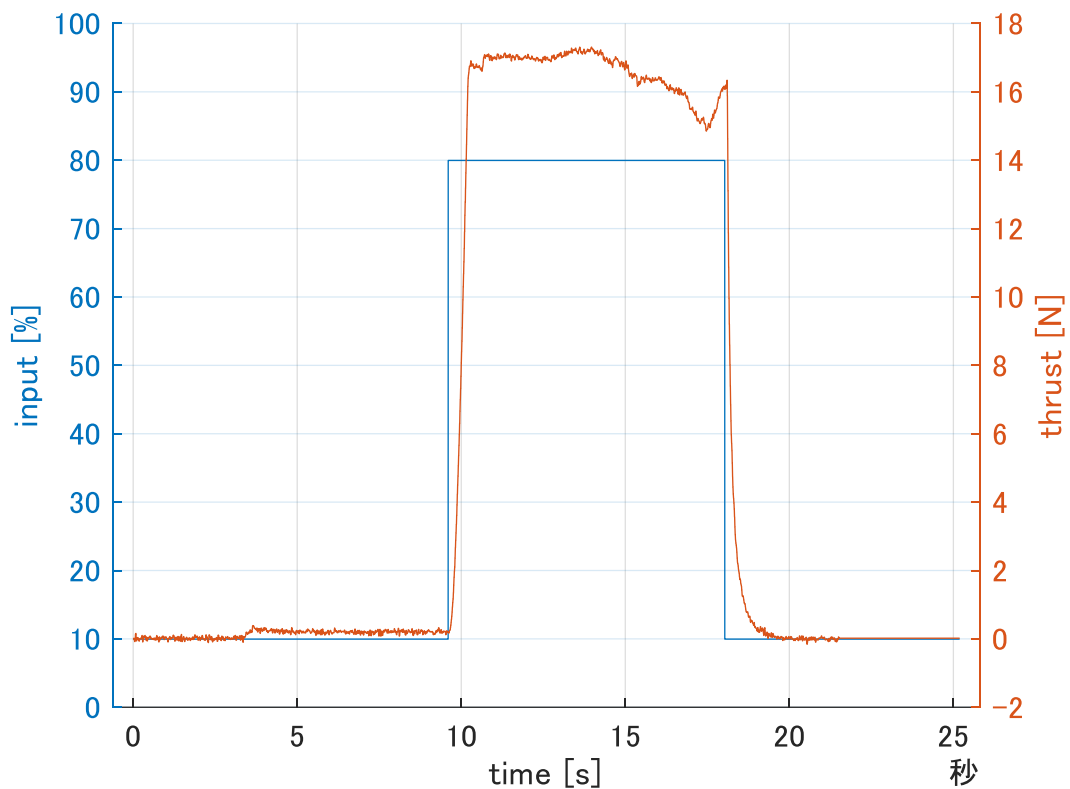


図 5.9 ステップ応答

設定したパラメータの M 系列信号と入力の応答を図 5.10 に示す。

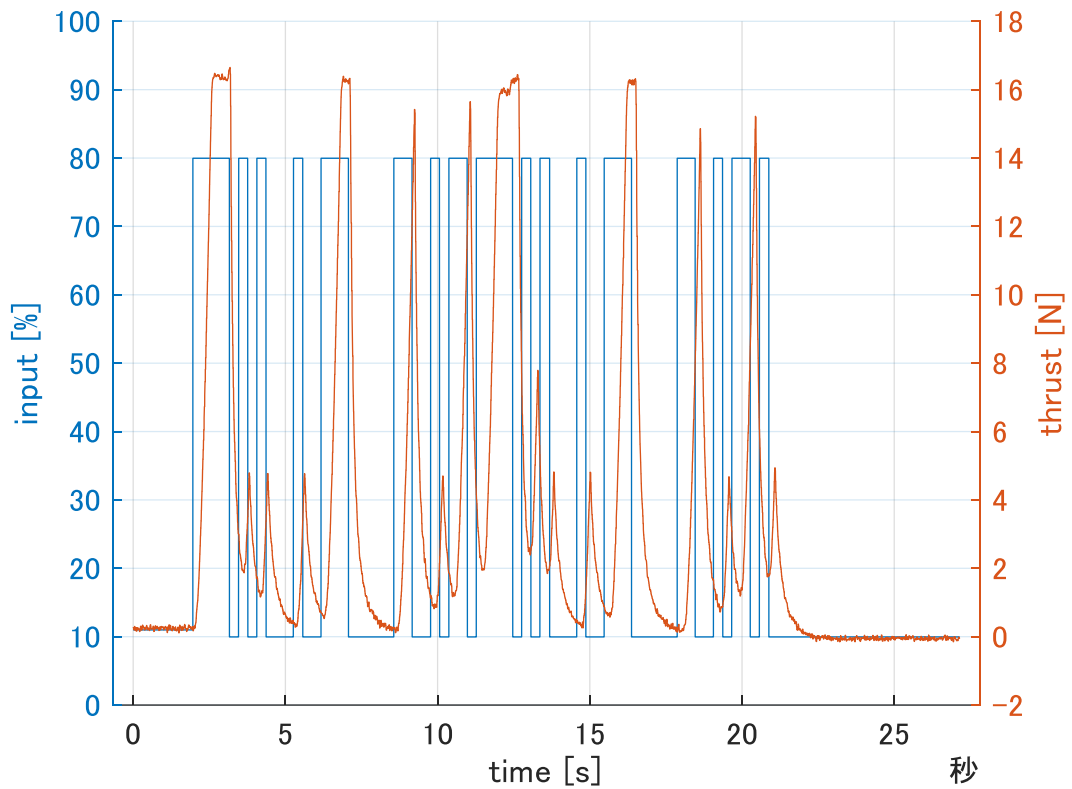


図 5.10 M 系列信号の応答

M 系列信号の入力と応答から，Matlab の Control System Toolbox™ 内 PID 調整器を用いてシステムの同定を行い，以下のシステムを得た．なお，パーセンテージから 11 bit(0~2047)の値に正規化したものを入力としている．

$$G(s) = \frac{0.0115}{0.3s + 1} \quad (5.6)$$

式(4.13)と式(5.6)を比較すると $\tau_M = 0.3$ ， $K_M = 0.0115$ となる．

図 5.11 に，式(5.6)のシステムに M 系列信号を入力したときの応答と，実際に計測した応答との比較を示す．また，図 5.12 に，図 5.9 に式(5.6)のシステムにステップ入力を与えた時の応答を追加した図を示す．

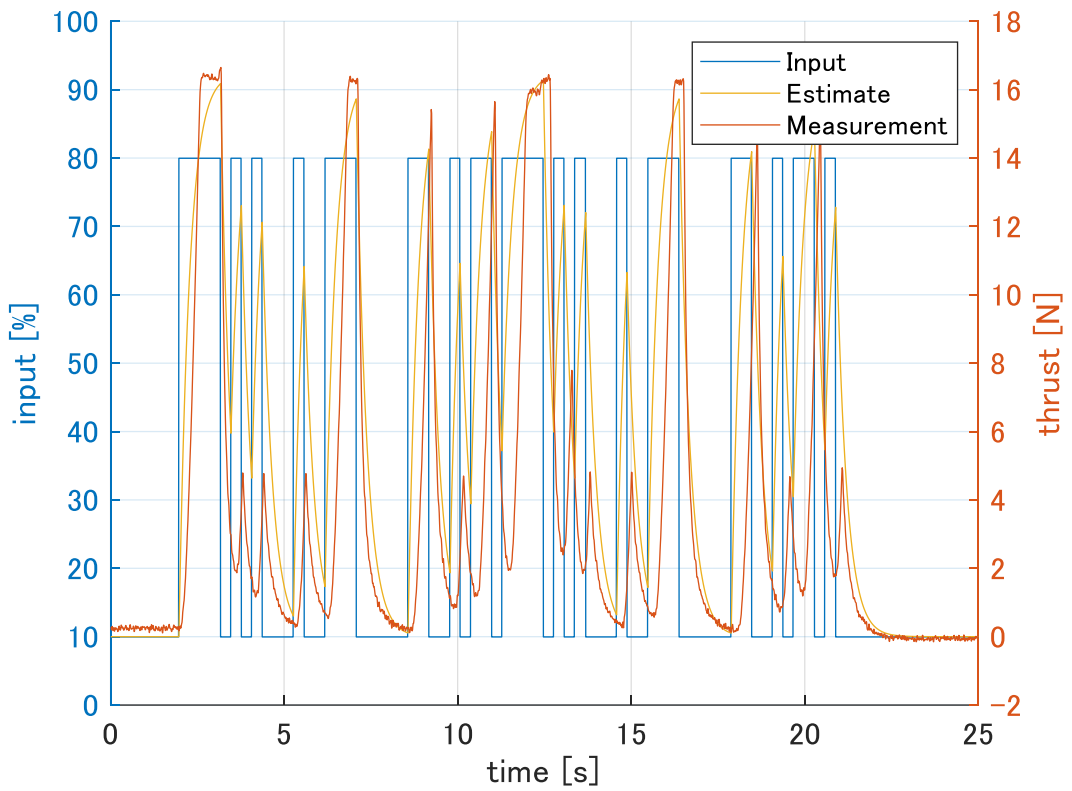


図 5.11 M 系列信号に対する推定したシステムと計測値の比較

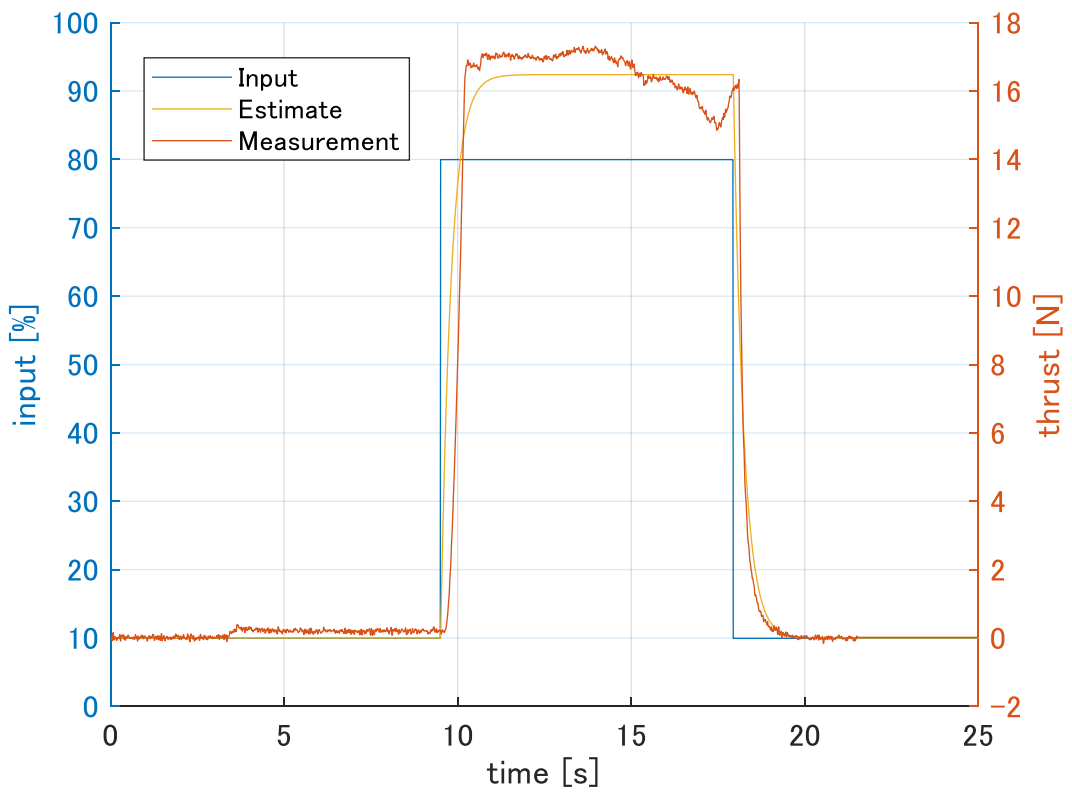


図 5.12 ステップ入力に対する推定したシステムと計測値の比較

6. コントローラ

システムとコントローラとして、式(4.12)の非線形システムを、 $\phi = \theta = \psi = \xi = 0 \text{ deg}$ かつホバリング状態を平衡状態として線形化を行い、LQR 制御を用いた。

操作者の操縦による操作を想定し、高度(Z)、高度方向速度(W)、姿勢角($\phi\theta\psi$)、姿勢角速度(PQR)を制御量とした。平面方向の位置(XY)については、操作者が目視で原点からの偏差に応じて姿勢角の目標値を操作することで制御を行う。また、推力($T_{FR}T_{FL}T_{BR}T_{BL}$)、ティルト角(ξ)を操作量とした。

6.1. 線形化

式(4.12)より引用した式(6.1)の非線形システムの線形化を行う。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \cos \theta + R \sin \theta \\ P \tan \phi \sin \theta + Q - R \tan \phi \cos \theta \\ -P \frac{\sin \theta}{\cos \phi} + R \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \cos \psi + \sin \phi \cos(\xi + \theta) \sin \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\sin(\xi + \theta) \sin \psi - \sin \phi \cos(\xi + \theta) \cos \psi) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) \\ -\frac{1}{m} (\cos \phi \cos(\xi + \theta)) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \\ \frac{1}{I_{xx}} (-I_{zz} - I_{yy}) QR + (-L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \cos \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xx} - I_{zz}) RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{zz}) PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

まず、状態変数を必要な制御量の項のみ残して変換する。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W \\ P \cos \theta + R \sin \theta \\ P \tan \phi \sin \theta + Q - R \tan \phi \cos \theta \\ -P \frac{\sin \theta}{\cos \phi} + R \frac{\cos \theta}{\cos \phi} \\ -\frac{1}{m} (\cos \phi \cos(\xi + \theta)) (T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \\ \frac{1}{I_{xx}} (-I_{zz} - I_{yy}) QR + (-L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \cos \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \sin \xi \\ \frac{1}{I_{yy}} (-I_{xx} - I_{zz}) RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ \frac{1}{I_{zz}} (-I_{yy} - I_{zz}) PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \end{bmatrix} \quad (6.2)$$

各変数を、平衡値と微小偏差変数の形に変換し代入する。

平衡値には添え字 0 を、微小偏差にはプレフィックスに δ を付与している。平衡値が 0 の場合と、微小偏差同士の積は 0 とみなし無視する。

微小偏差の三角関数については、マクローリン展開を用いることで以下のように線形化できる。

$$\begin{aligned}\sin \delta\theta &\cong \delta\theta \\ \cos \delta\theta &\cong 1\end{aligned}\tag{6.3}$$

式(6.2)の1から4行目は以下となる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta Z \\ \delta\phi \\ \delta\theta \\ \delta\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta W \\ \delta P \\ \delta Q \\ \delta R \end{bmatrix}\tag{6.4}$$

5行目右辺を計算する。

$$\begin{aligned}&-\frac{1}{m}(\cos\phi \cos(\xi + \theta))(T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} + T_{BL}) + g \\ &= -\frac{1}{m}(T_{FR0} + \delta T_{FR} + T_{FL0} + \delta T_{FL} + T_{BR0} + \delta T_{BR} + T_{BL0} + \delta T_{BL}) + g\end{aligned}\tag{6.5}$$

ここで、平衡状態において、以下の式が成り立つ。

$$\begin{aligned}-\frac{1}{m}(T_{FR0} + T_{FL0} + T_{BR0} + T_{BL0}) + g &= 0 \\ T_{FR0} + T_{FL0} + T_{BR0} + T_{BL0} &= mg\end{aligned}\tag{6.6}$$

よって、5行目は以下となる。

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{1}{m}(\delta T_{FR} + \delta T_{FL} + \delta T_{BR} + \delta T_{BL})\tag{6.7}$$

6行目右辺を計算する。

$$\begin{aligned}&\frac{1}{I_{xx}}(-(I_{zz} - I_{yy})QR + (-L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) - L_{BY}(T_{BR} - T_{BL}))\cos\xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL})\sin\xi) \\ &= \frac{1}{I_{xx}}(-L_{FY}T_{FR0} - L_{FY}\delta T_{FR} + L_{FY}T_{FL0} + L_{FY}\delta T_{FL} - L_{BY}T_{BR0} - L_{BY}\delta T_{BR} + L_{BY}T_{BL0} + L_{BY}\delta T_{BL}) \\ &\frac{dP}{dt} = \frac{1}{I_{xx}}(-L_{FY}\delta T_{FR} + L_{FY}\delta T_{FL} - L_{BY}\delta T_{BR} + L_{BY}\delta T_{BL})\end{aligned}\tag{6.8}$$

ここで平衡状態において、以下の式が成り立つ。

$$-L_{FY}T_{FR0} + L_{FY}T_{FL0} - L_{BY}T_{BR0} + L_{BY}T_{BL} = 0 \quad (6.9)$$

式(6.9)は現状まだ解けないため、先に7行目右辺、8行目右辺を計算する。
7行目右辺を計算する。

$$\begin{aligned} & \frac{1}{I_{yy}}(-I_{xx} - I_{zz})RP + (L_{FX}(T_{FR} + T_{FL}) - L_{BX}(T_{BR} + T_{BL})) \cos \xi \\ &= \frac{1}{I_{yy}}(L_{FX}T_{FR0} + L_{FX}\delta T_{FL} + L_{FX}T_{FL0} + L_{FX}\delta T_{FL} - L_{BX}T_{BR0} - L_{BX}\delta T_{BR} - L_{BX}T_{BL0} - L_{BX}\delta T_{BL}) \\ & \frac{dQ}{dt} = \frac{1}{I_{yy}}(L_{FX}\delta T_{FL} + L_{FX}\delta T_{FL} - L_{BX}\delta T_{BR} - L_{BX}\delta T_{BL}) \end{aligned} \quad (6.10)$$

ここで平衡状態において以下の式が成り立つ。

$$L_{FX}T_{FR0} + L_{FX}T_{FL0} - L_{BX}T_{BR0} - L_{BX}T_{BL0} = 0 \quad (6.11)$$

8行目右辺を計算する。

$$\begin{aligned} & \frac{1}{I_{zz}}(-I_{yy} - I_{zz})PQ + (L_{FY}(T_{FR} - T_{FL}) + L_{BY}(T_{BR} - T_{BL})) \sin \xi - B(-T_{FR} + T_{FL} + T_{BR} - T_{BL}) \cos \xi \\ &= \frac{1}{I_{zz}}(-B(-T_{FR0} - \delta T_{FR} + T_{FL0} + \delta T_{FL} + T_{BR0} + \delta T_{BR} - T_{BL0} - \delta T_{BL})) \\ & \frac{dR}{dt} = \frac{1}{I_{zz}}(-B(-\delta T_{FR} + \delta T_{FL} + \delta T_{BR} - \delta T_{BL})) \end{aligned} \quad (6.12)$$

ここで平衡状態において以下の式が成り立つ。

$$-T_{FR0} + T_{FL0} + T_{BR0} - T_{BL0} = 0 \quad (6.13)$$

式(6.6), 式(6.9), 式(6.11), 式(6.13)を連立し、推力の初期値を求める。

$$\begin{cases} T_{FR0} + T_{FL0} + T_{BR0} + T_{BL0} = mg \\ -L_{FY}T_{FR0} + L_{FY}T_{FL0} - L_{BY}T_{BR0} + L_{BY}T_{BL} = 0 \\ L_{FX}T_{FR0} + L_{FX}T_{FL0} - L_{BX}T_{BR0} - L_{BX}T_{BL0} = 0 \\ -T_{FR0} + T_{FL0} + T_{BR0} - T_{BL0} = 0 \end{cases}$$

$$\begin{bmatrix} T_{FR0} \\ T_{FL0} \\ T_{BR0} \\ T_{BL0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{L_{BX}mg}{2(L_{BX} + L_{FX})} \\ \frac{L_{BX}mg}{2(L_{BX} + L_{FX})} \\ \frac{L_{FX}mg}{2(L_{BX} + L_{FX})} \\ \frac{L_{FX}mg}{2(L_{BX} + L_{FX})} \end{bmatrix} \quad (6.14)$$

以上より、非線形システムを以下の状態方程式に線形化した。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta Z \\ \delta \phi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \\ \delta W \\ \delta P \\ \delta Q \\ \delta R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta Z \\ \delta \phi \\ \delta \theta \\ \delta \psi \\ \delta W \\ \delta P \\ \delta Q \\ \delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} \\ -\frac{L_{FY}}{I_{xx}} & \frac{L_{FY}}{I_{xx}} & -\frac{L_{BY}}{I_{xx}} & \frac{L_{BY}}{I_{xx}} \\ \frac{L_{FX}}{I_{yy}} & \frac{L_{FX}}{I_{yy}} & -\frac{L_{BX}}{I_{yy}} & -\frac{L_{BX}}{I_{yy}} \\ \frac{B}{I_{zz}} & \frac{B}{I_{zz}} & \frac{B}{I_{zz}} & -\frac{B}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta T_{FR} \\ \delta T_{FL} \\ \delta T_{BR} \\ \delta T_{BL} \end{bmatrix} \quad (6.15)$$

6.2. LQR 制御の適用

式(6.15)より、以下の状態方程式および、観測方程式を得る。

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (6.16)$$

なお、各変数は以下とする。

$$\mathbf{x} = [\delta Z \ \delta \phi \ \delta \theta \ \delta \psi \ \delta W \ \delta P \ \delta Q \ \delta R]^T, \mathbf{y} = [Z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} & -\frac{1}{m} \\ -\frac{L_{FY}}{I_{xx}} & \frac{L_{FY}}{I_{xx}} & -\frac{L_{BY}}{I_{xx}} & \frac{L_{BY}}{I_{xx}} \\ \frac{L_{FX}}{I_{yy}} & \frac{L_{FX}}{I_{yy}} & -\frac{L_{BX}}{I_{yy}} & -\frac{L_{BX}}{I_{yy}} \\ \frac{B}{I_{zz}} & \frac{B}{I_{zz}} & \frac{B}{I_{zz}} & -\frac{B}{I_{zz}} \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6.17)$$

式(6.16)のシステムに対して積分型サーボ系⁽⁹⁾を適用する。

対象のシステムの拡大系は以下となる。なお、 \mathbf{w} は高度、姿勢角誤差の積分である。

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{u} \\ \mathbf{y} = [C \ 0] \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (6.18)$$

ここで、 $\mathbf{x}_e = [\mathbf{x} \ \mathbf{w}]^T$ とする。

式(6.18)の拡大系線形状態方程式に最適レギュレータを適用する。
 式(6.19)の評価関数を用いて、最適な入力ゲイン K を得る。

$$\mathbf{u} = -K\mathbf{x}_e$$

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}_e^T Q \mathbf{x}_e + \mathbf{u}^T R \mathbf{u}) dt \quad (6.19)$$

Q , R のゲインは単位行列を基準に、シミュレーションの結果から調整を行い以下の値に決定した。

$$Q = \text{diag}[10 \quad 10 \quad 10 \quad 10 \quad 1000 \quad 1000 \quad 1000 \quad 1000 \quad 1 \quad 1 \quad 1 \quad 1]$$

$$R = \text{diag}[1 \quad 1 \quad 1 \quad 1] \quad (6.20)$$

最終的に以下のゲインを得た。

$$K = \begin{bmatrix} -2.96 & -4.10 & 5.29 & 4.54 & -11.1 & -15.2 & 19.6 & 17.2 & 0.344 & 0.479 & -0.618 & -0.520 \\ -2.96 & 4.10 & 5.29 & -4.54 & -11.1 & 15.2 & 19.6 & -17.2 & 0.344 & -0.479 & -0.618 & 0.520 \\ -5.33 & -4.46 & -2.95 & -4.18 & -19.9 & -16.5 & -10.9 & -15.8 & 0.618 & 0.520 & 0.344 & 0.479 \\ -5.33 & 4.46 & -2.95 & 4.18 & -19.9 & 16.5 & -10.9 & 15.8 & 0.618 & -0.520 & 0.344 & -0.479 \end{bmatrix} \quad (6.21)$$

7. シミュレーション

7.1. 概要

式(4.12)の非線形システム, 式(4.13), 式(4.14)のアクチュエータシステム, 式(4.15), 式(4.16)のセンサシステム, 4.8 節の姿勢推定法, 6 章のコントローラを Matlab/Simulink に実装し, シミュレーションを行った.

シミュレーションの概要を図 7.1, 表 7.1 に示す.

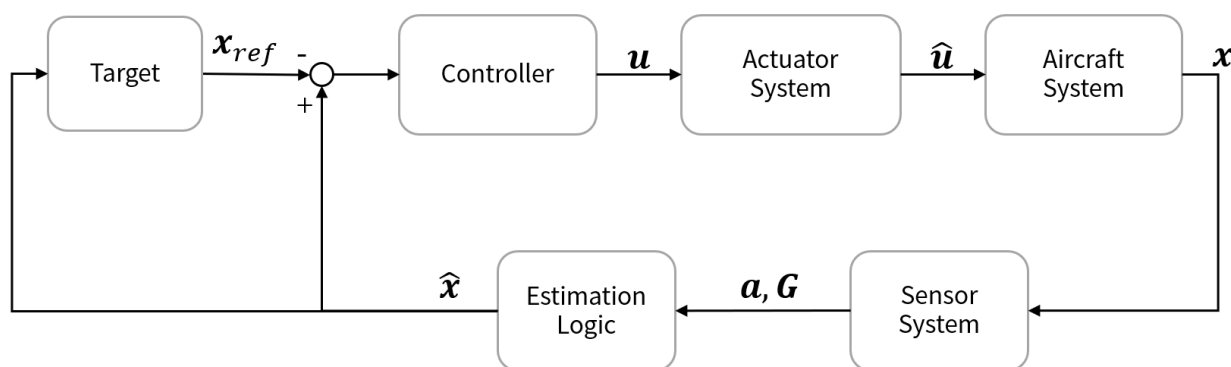


図 7.1 シミュレーションの概要図

表 7.1 各車輪の先端からの距離および負荷重量

記号	説明
x	状態変数
x_{ref}	状態変数の目標値
\hat{x}	姿勢, 高度, 高度方向速度の推定値
u	操作量(推力・テイルト角)
\hat{u}	アクチュエータを通過した操作量
a	加速度センサの出力
G	ジャイロセンサの出力

7.2. 目標値生成

目標値生成部の概要を図 7.2 に示す.

X 方向, Y 方向の原点からの偏差に応じて, ロール角, ティルト角の目標値を PD 制御器で生成することで, 6 章で述べたような操作者による操作を再現する.

機体の X 方向の制御は, 機体を傾けることではなくティルト角 ξ_{ref} を制御することで行う. ピッチ角度の目標値 θ_{ref} が与えられた場合, つまり機体を傾斜地に合わせて姿勢変更する場合は, ティルト角の目標値をその目標傾斜角でオフセットすることで, ティルト角度がピッチ角度の逆位相の同角度になるように制御する.

高度目標値として, 初期値として -2 m の目標値を与え, 30 秒後に 0 m (着陸) させる.

ピッチ角度目標値として, 15 秒後に 30 deg の目標値を与える.

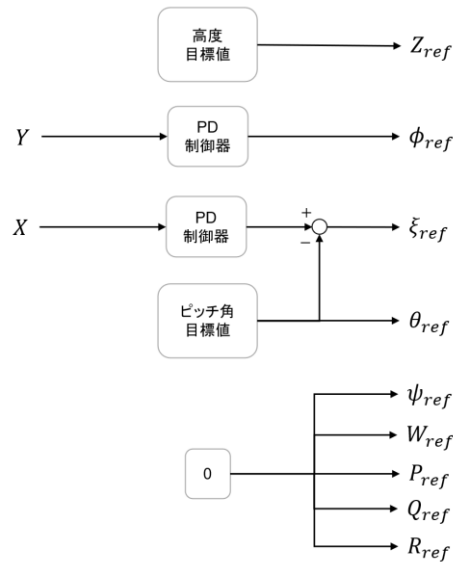


図 7.2 目標値生成部の概略図

7.3. シミュレーション結果

以上の設定でシミュレーションを行った結果を図 7.3 に示す。開始から約 31 秒の状態である。

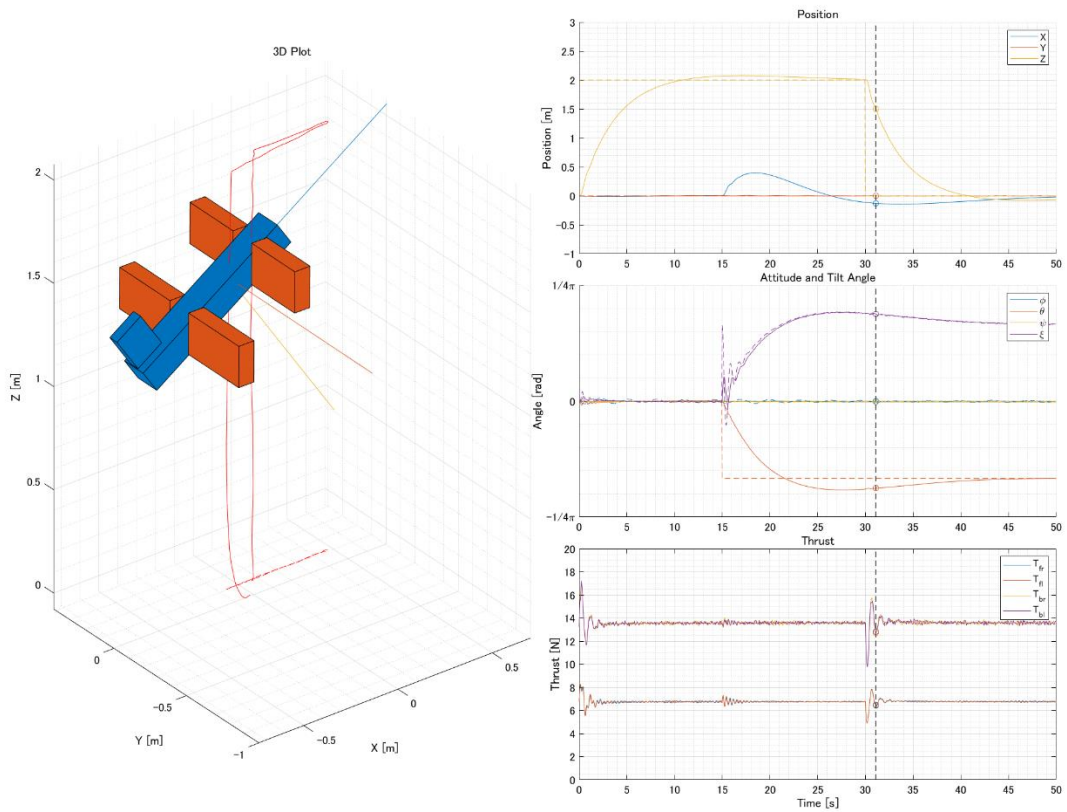


図 7.3 シミュレーション結果

左図は機体モデルと機体が移動した軌跡を表した 3D プロットであり、右図が上から位置、姿勢角・テイルト角、推力である。

また、図 7.4 に各状態量の詳しい履歴を示す。点線は目標値である。

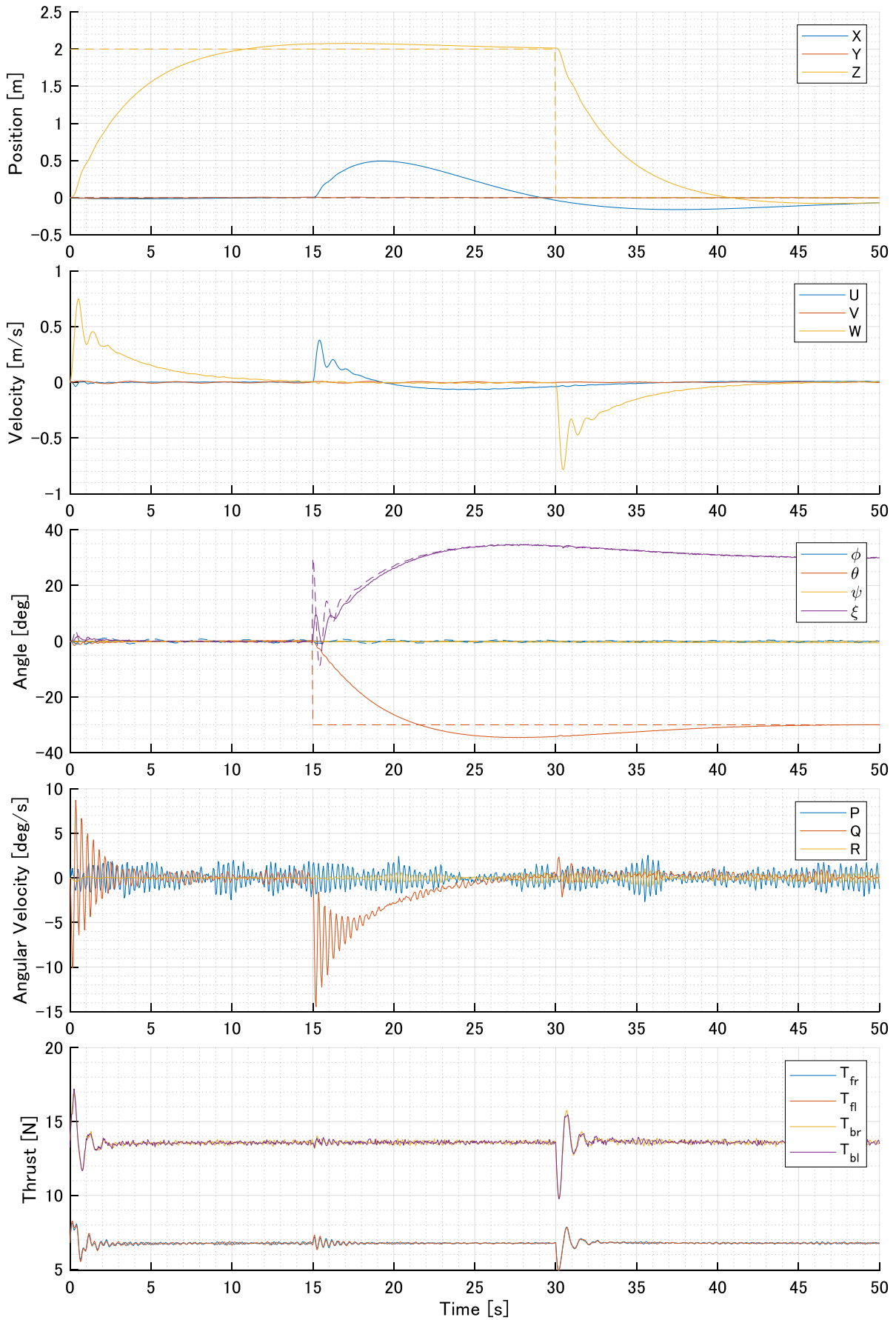


図 7.4 シミュレーション結果詳細

7.4. 考察

結果より、離陸後、ティルト機構を用いることで、ホバリングを保った状態でピッチ角度を傾斜角に合わせて変化させ、そのまま着陸する挙動を確認することができた。

一方、15秒以後にピッチ姿勢角を変化させようとする際、 X 軸方向の位置が原点から離れたのち原点に再び収束している。姿勢変更は瞬間的に前後の推力バランスを崩しピッチ角を変化させた後、それに追従するようにティルト角を変化させることで実現している。その際、アクチュエータの立ち上がり時間やセンサによる姿勢推定誤差の影響からピッチ角、ティルト角の値が一致せず、前後方向の速度が生まれてしまい、また位置、速度偏差が直接フィードバックされず、操作者の目視によるティルト角のフィードバック制御となるため、姿勢角の目標値入力の遅れが大きくこのような結果になったのだと考えられる。

実機飛行の場合、位置、速度偏差に対してどれだけの目標値入力を与えるかは操作者の判断となるため、実機飛行に向け、さまざまな条件の下でシミュレーションを行い、最適な入力を検討しておく必要がある。

図 7.4 の結果は、 X 方向位置の P ゲインが 10、 D ゲインが 100 の結果である。

同様の目標値を与える際、 P ゲインおよび D ゲインを変更した場合の X 位置および、ティルト角度の入力を図 7.5 に示す。

ゲインは A から D の 4 パターンでシミュレーションを行った。設定について表 7.2 に示す。

表 7.2 X 方向位置の PD ゲイン

記号	P ゲイン	D ゲイン
A	2.5	25
B	5	50
C	7.5	75
D	10	100

図 7.5 より、ゲインが大きいと X 方向位置の原点からのずれは小さいが、その分ティルト角入力の急峻な変化が必要であり、人間が操作する場合は現実的でない可能性がある。また、 P ゲイン、 D ゲインを 1 とするように、ゲインを極めて小さくした場合、機体を安定化できず発散した。

以上を解決するために、短期的には操作者が実験機体の飛行操作に習熟すること、長期的にはデブスカメラを用いた SLAM や、屋外実験で GNSS を利用することで、位置推定を行い位置フィードバックすることが考えられる。

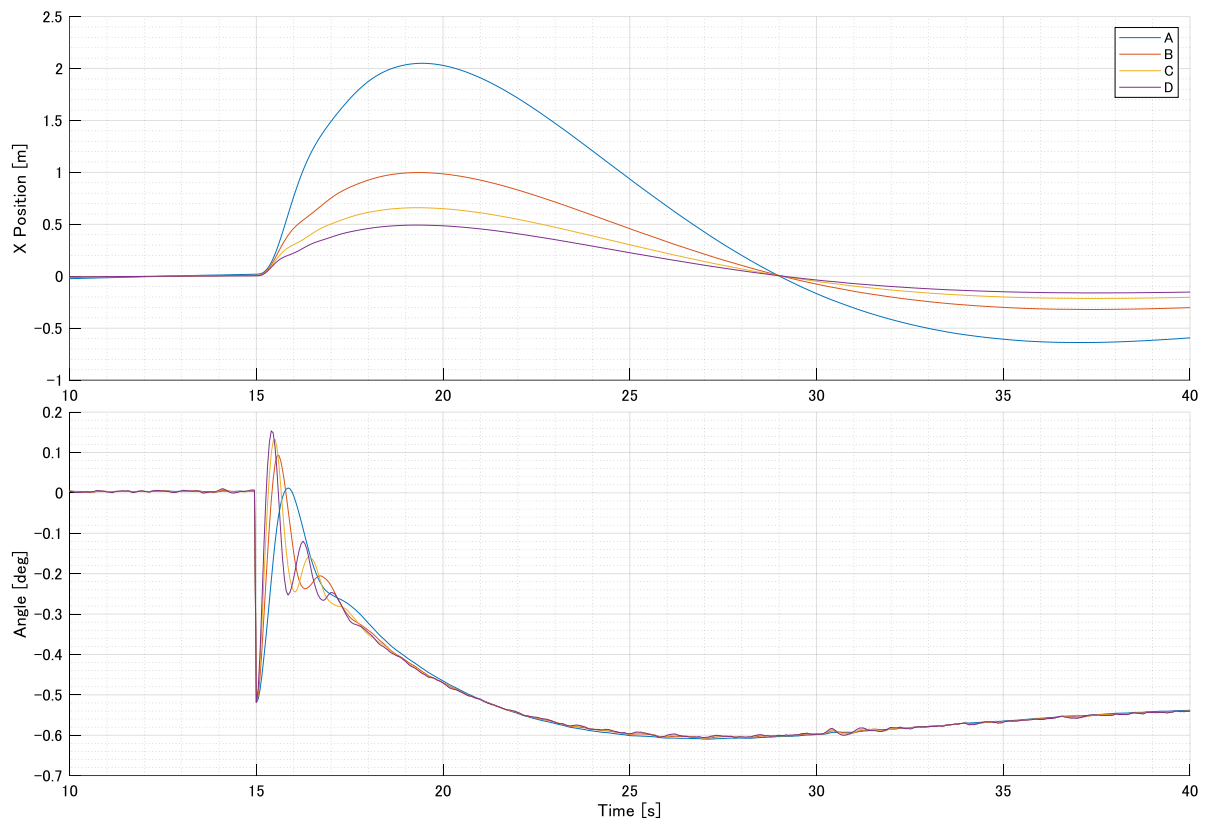


図 7.5 X方向位置ゲインを変更したときのX位置履歴とティルト角入力

8. 実機での飛行実験

8.1. 実験概要

高知工科大学体育館にて、実機による飛行実験を行った。

実験は第一回目を 2023 年 1 月 27 日に、第二回目を 2023 年 2 月 6 日に、計二回行った。

図 8.1 に実験の様子を示す。



図 8.1 実機飛行実験の様子

センサ値、プロポ信号、姿勢推定値、アクチュエータ操作量をフライトコントローラ上で記録した。また、ビデオカメラで実験の様子を録画した。

実験の目的は、開発したフライトコントローラおよびティルト機構の機能試験および、システム全体として離陸、ホバリング、姿勢角変更等が行えるかを確認することとした。

制御コントローラは 6 章のものを簡略化し、姿勢角・角速度のみを状態量としたコントローラを用いた。 Q 、 R 行列については実験時に適宜調整を行った。

実験の達成目標を表 8.1 に示す。実験の流れとして、フライトコントローラ、ティルト機構で最低限の機能確認を行った後、システム全体としての実験を行った。また、システム全体としての実験にあわせて、結合した各機能に不備がないかの確認を行った。

表 8.1 実験目的

分類	番号	内容
フライトコントローラ	1	姿勢推定値が取得でき, 妥当であること
	2	データの記録ができること
ティルト機構	1	ティルト機構の駆動ができること
	2	プロペラを駆動した場合に破損しないこと
システム全体	1	離陸ができること
	2	ホバリングができること
	3	姿勢角変更ができること

8.2. 実験結果

実験結果について, 表 8.1 に対応したものを表 8.2 に示す.

表 8.2 実験目的

分類	番号	結果	備考
フライトコントローラ	1	第二回目で確認	動画と突合し確認
	2	第一回目で確認	
ティルト機構	1	第一回目で確認	
	2	第一回目で確認	
システム全体	1	失敗	姿勢を崩しプロペラが破損
	2	-	1 が達成できなかったため未確認
	3	-	1 が達成できなかったため未確認

実験全体の概要として, フライトコントローラ, ティルト機構の機能試験は成功した.

一方, 二日間で計 12 回, ゲインを調整して実施したものの, 安定した離陸を実現することができず, システム全体に対しての実験目的は達成することができなかった.

8.2.1. フライトコントローラの機能試験結果

フライトコントローラに対する機能試験は, 姿勢推定値についてとデータの記録機能についてである. 姿勢推定値については第二回目時の実験で, データの記録機能については第一回目の実験で確認した.

姿勢推定値を妥当だと判断した根拠として, 図 8.2 から図 8.7 に, 姿勢推定値のプロットと, 動画で録画した機体の挙動との比較を示す. 左図が姿勢推定値をビジュアライズした機体モデル, 右図が動画のトリミング画像である. 左図のうち, 翼から延びる矢印はプロペラの操作量の大きさを示している. また, 1 フレームは約 0.03 秒に相当する.

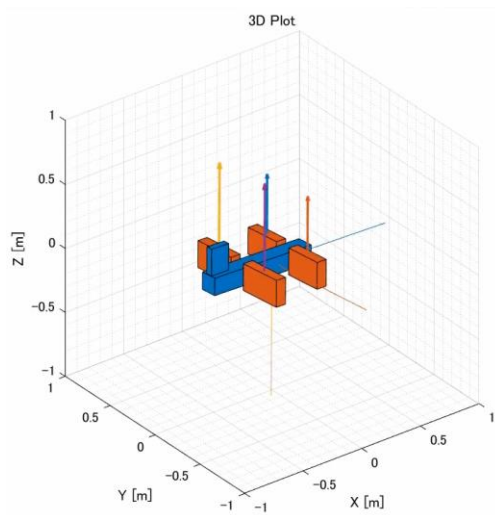


図 8.2 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 156)

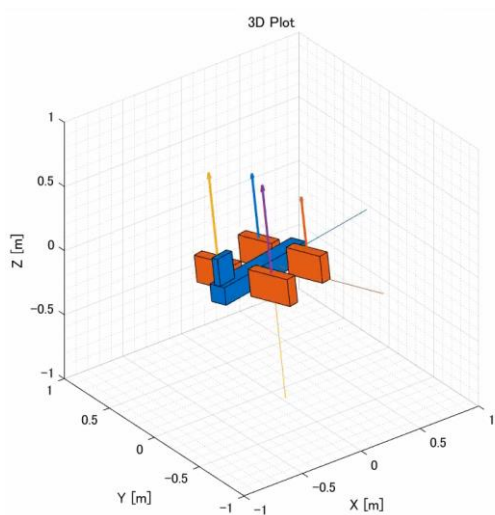


図 8.3 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 161)

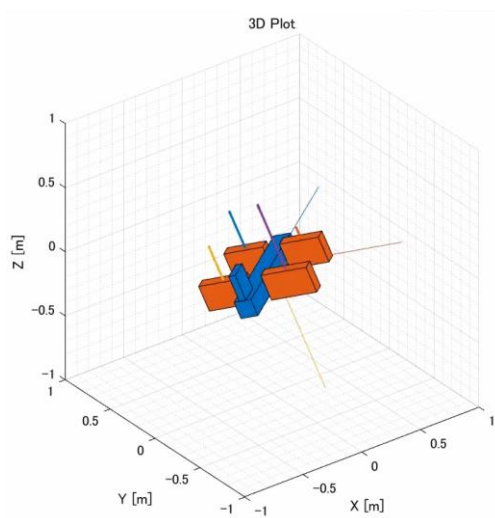


図 8.4 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 166)

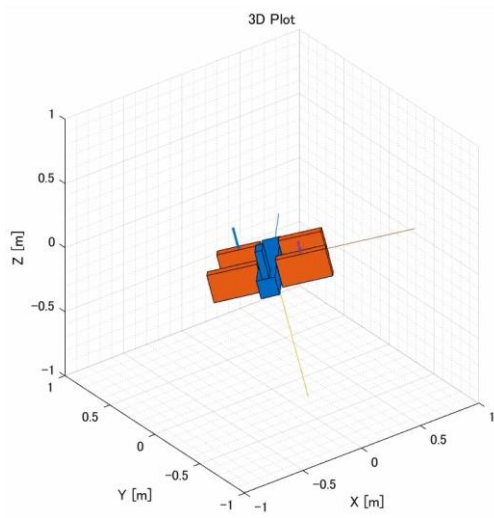


図 8.5 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 171)

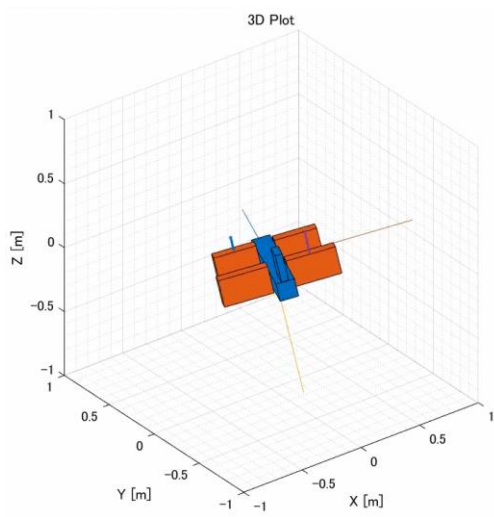


図 8.6 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 176)

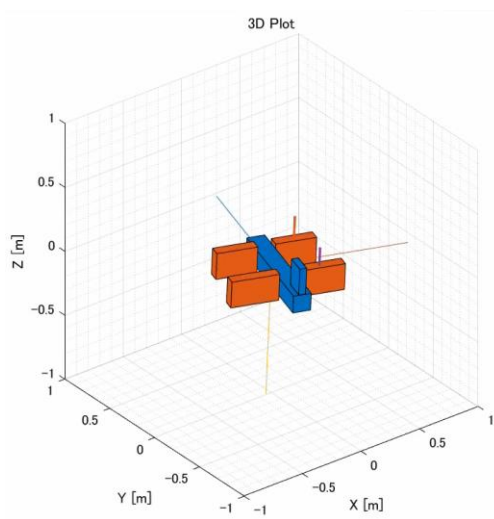


図 8.7 姿勢推定値と動画の比較(フレーム 181)

姿勢推定値と動画の切り出しを比較し、姿勢推定値が妥当であると判断した。

一方、この結果は姿勢推定を開始してから約 30 秒程度の極めて短い時間においての結果であり、姿勢推定の実行時間を数分から数十分程度に伸ばした場合、誤差が累積し実際の姿勢と乖離する可能性が考えられる。

今回用いた姿勢推定手法は、加速度センサとジャイロセンサのセンサフュージョンであり、加速度外乱が生じる場合は補正が行われない。今後長時間の運用が必要になった際には、加えて地磁気センサを用いることでよりロバスト性が高まると考えられる。

8.2.2. ティルト機構の機能試験結果

ティルト機構に対する機能試験は、機構自体が駆動することと、プロペラを駆動しても機構が破損しないことである。

どちらも第一回目の実験で確認した。

ティルト機構の強度評価については 3.2 節で行っているが、加えて実機でも問題なく運用することができた。

実験時、図 8.8、図 8.9 に示すように、機体がバランスを崩し翼が地面と接触することがあったが、その後翼が地面から離れた後にティルト機構に異常を来すことなく実験を継続することができた。



図 8.8 翼の地面との接触時



図 8.9 接触後

8.2.3. 離陸実験の結果

表 8.2 で示した通り，システム全体としての実験では有用な結果を得ることができなかった．

図 8.2 から図 8.7 のように，離陸時に機体のロール角・ティルト角のバランスを崩してしまう挙動を修正することができず，今後の課題となる．

本項ではこの挙動の原因について考察する．

計 12 回行った実験のうち，4 回目の実験時取得データを図 8.10 に，6 回目の実験時取得データを図 8.11 に示す．上からオイラー角，角速度，プロペラの操作量である．

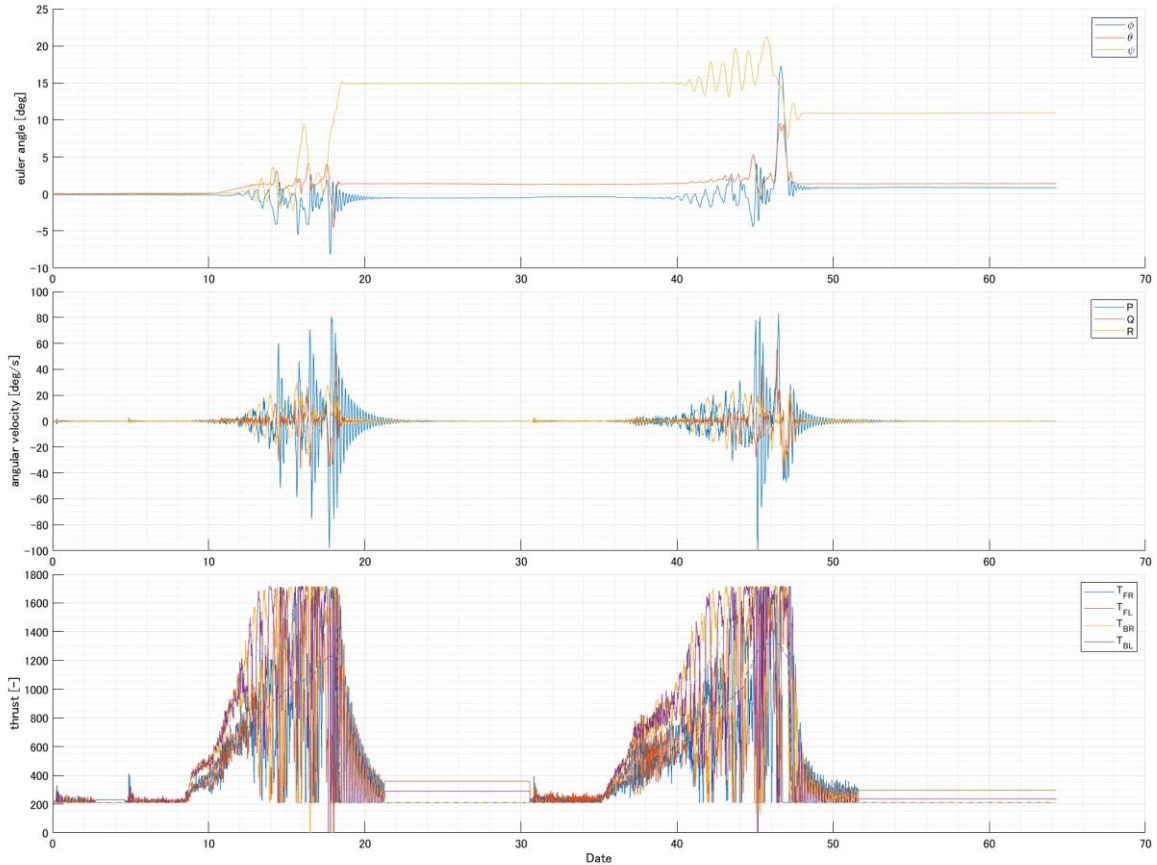


図 8.10 4 回目の実験データ

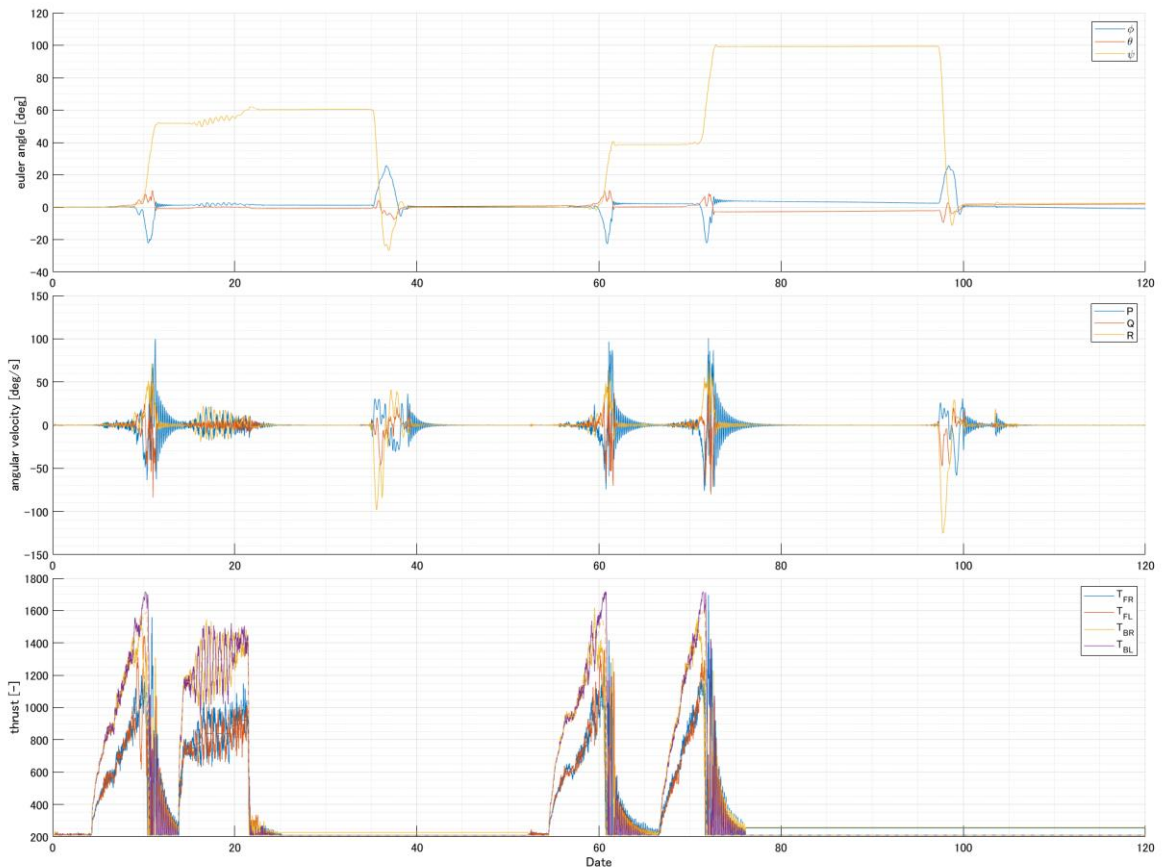


図 8.11 6 回目の実験データ

一つ目に考えられることが、制御コントローラのゲイン調整不足である。図 8.10 時のゲインは 6 章で示したものと同じだが、プロペラ操作量が下限から上限までを素早く振動しており、機体が不安定になっている。

また、図 8.11 時は図 8.10 時よりゲインを 1/100 程度に調整した結果である。プロペラ操作量の振動は比較的改善したが、機体がロールし倒れてしまうという問題は解決できなかった。

今回の一連の実験では、あまり多くのパターンを試すことができなかったため、適切なゲインを与えることで改善する可能性が考えられる。

二つ目に考えられることが、機体システム同定時の誤差である。今回、実機には 4 つあるプロペラのうち、1 つのみを代表としてシステム同定を行い、4 つが同じシステムであるとした。各プロペラおよびモータの個体差が大きい場合、同じ入力を与えても出力が異なり、バランスを保つことができない。よって、それぞれでシステム同定を行い、コントローラに反映させることで、改善する可能性が考えられる。

三つ目に考えられることが、機体をモデル化する上で、影響が大きい要素を組み込んでいないということである。現在のモデルでは、空力を無視しており、プロペラ後流により生じる力・モーメントや、ダウンウォッシュをモデル化することで改善する可能性が考えられる。

四つ目に考えられることが、プログラム実装時のバグである。現状、プログラム上の不具合を特定できていないが、型や符号、次元などについて、Matlab/Simulink でのシミュレーションを忠実に移植できているかを精査する必要があると考えられる。

9. 結論

本稿では、低速域における回転翼機に対する QTW の優位点として、傾斜地に対する着陸を挙げ、ROS2 を用いた機体の基礎システム開発、機体の数理モデル化、シミュレーションを行い、目標の動作が可能であることを確認した。また、実機飛行に近い条件の下でのシミュレーション結果から、実機飛行の際に生じる課題の検討を行った。

一方、実機飛行による傾斜地着陸については有用なデータが得られない結果となった。実現のためにはプログラムのデバッグを行うこと、システム同定の再検討、場合によってはモデル、制御則の変更等が必要であると考えられる。

今後の展望として、上述の改善を施したうえでの飛行実験を行うとともに、屋内のみならず、位置情報が取得できる屋外で実験を行うことにより、姿勢だけでなく平面位置も含めた自律制御の検証、現在位置の傾斜面角度を計測し、着陸が可能であるかを判断するシステムの開発等を行う。

謝辞

本研究を行うに当たり、指導・助言をいただいた指導教官の岡宏一教授と原田明德准教授に深く感謝申し上げます。ありがとうございました。

参考文献

- (1) 浦久保孝光, “VTOL 型ドローンの研究開発一次世代ドローンの実現に向けて”, システム／制御／情報, 2016, 60 巻, 10 号, 2016, p. 437-442.
- (2) 三田侑弥, “4 発ティルトウィング機の試作”, 高知工科大学附属情報図書館, 2018 年度学位論文, 2019
- (3) 丹羽拓巳, “4 発ティルトウィング機のフライトコントローラの開発”, 高知工科大学附属情報図書館, 2020 年度学位論文, 2021
- (4) 山口功, “クォータニオンとオイラー角によるキネマティクス表現の比較について”, 航空宇宙技術研究所資料, 宇宙航空研究開発機構, 1991, p1-15
- (5) 矢田部学, “クォータニオン計算便利ノート”, MSS 技報, Vol.18, 2007, pp.29-34.
- (6) 大和 秀彰, 古田 貴之, 富山 健, “外乱に対して頑強で大域的漸近安定なジャイロバイアス誤差の推定・除去による三次元姿勢推定”, 日本機械学会論文集 C 編, 2011, 77 巻, 776 号, p. 1441-1453
- (7) Matt Jardin, MathWorks, “Improving Mass Moment of Inertia Measurements”, Technical Articles and Newsletters, 2010, ” <https://jp.mathworks.com/company/newsletters/articles/improving-mass-moment-of-inertia-measurements.html>”, (参照 2023/2/4)
- (8) 足立修一, “システム同定の基礎”, 東京電機大学出版局, 2009, pp78-84.
- (9) 池田 雅夫, 須田 信英, 積分型最適サーボ系の構成, 計測自動制御学会論文集, 1988, 24 巻, 1 号, p. 40-46