

よりロバストなドローンの飛行実験に関する研究

M2022SC007 小嶋 正英

指導教員：坂本 登

1 はじめに

近年ドローンは需要が高まっており，物流やインフラの点検，人が立ち入ることの出来ない場所での撮影など様々な用途で使用されている．国内では，昨年から人がいる場所で目視できない範囲を飛行させる「レベル4」という高度な飛行が解禁された．また，海外では近いうちにドローンを使った配達サービスが開始されることが予定されている．このようにドローンの普及により人手不足や高齢化などの社会問題の解決にも期待されている．今後より多くの利用が想定されるドローンには，飛行安定性と汎用性を高めることが必要不可欠である．本研究では，CUAV 社の V5+ というマイクロコンピュータを用いたドローンのファームウェアの開発及びハードウェアの開発を行い，汎用性が高く飛行安定性の高いドローンの開発を目的として研究を行った．また，制御性能の検証を行うためにリアルタイムシミュレータの開発も行い，シミュレーションと実機の飛行実験を実施し，両者の結果の評価や考察を行う．本研究は，南山大学大学院理工学研究科機械電子制御工学専攻の紀藤新太氏と共同で研究を行ったものであり，本論文では紀藤新太氏の論文 [4] を一部参考している．

2 ドローンのモデリング

2.1 座標系とパラメータの定義

ドローンは3次元空間を飛行しており，空間表現を行うには位置と姿勢角が必要である．これらを表現するために，基準となる慣性座標系 (Σ_r) とドローンに固定された機体座標系 (Σ_b) の2つの直行座標系の定義をする．これらの座標系はともに右手座標系とする．定義したドローンの機体座標系 (Σ_r) と慣性座標系 (Σ_b)，ドローン機体の状態パラメータとローターの回転方向を以下の図1に表し，用いるパラメータを以下の表1に表す．

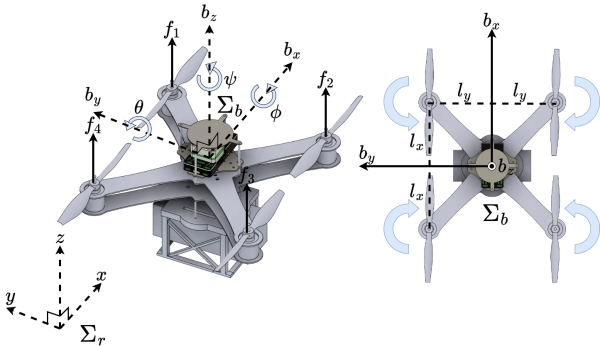


図 1: ドローンの座標系とパラメータ

表 1: ドローンのモデリングに関するパラメータの定義

記号	名称及び単位
m	機体の質量 [kg]
x	機体の x 座標への位置座標 [m]
y	機体の y 座標への位置座標 [m]
z	機体の z 座標への位置座標 [m]
ϕ	機体の姿勢角 (roll 角)[rad] (x 軸周り回転)
θ	機体の姿勢角 (pitch 角)[rad] (y 軸周り回転)
ψ	機体の姿勢角 (yaw 角)[rad] (z 軸周り回転)
I_{xx}	機体の x 軸慣性モーメント [kgm ²]
I_{yy}	機体の y 軸慣性モーメント [kgm ²]
I_{zz}	機体の z 軸慣性モーメント [kgm ²]
l_x	ローターと y 軸間の距離 [m]
l_y	ローターと x 軸間の距離 [m]
f_i	ローター i 番目の推力 [N]

2.2 座標軸周りの回転行列

座標系において x 軸 y 軸 z 軸それぞれの単軸周りの回転行列を示す．

$$R_Z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R_Y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R_X(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

3-2-1 オイラー角を用いた機体座標系から慣性座標系への回転行列 ${}^w R_b$ は式 (2.4) のようになる．

$${}^w R_b = R_Z(\psi)R_Y(\theta)R_X(\phi) \quad (2.4)$$

2.3 モーメント方程式

慣性系においてドローンの質量中心まわりの角運動量を $\mathbf{h}$ ，ドローンに働く質量中心まわりのモーメントの総和を $\mathbf{n}$ とすると

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt} = \mathbf{n} \quad (2.5)$$

となる．ドローンに固定した機体座標系を $\Sigma_b(\mathbf{i}_b, \mathbf{j}_b, \mathbf{k}_b)$ とし， Σ_b の慣性系に対する角速度を $\boldsymbol{\omega}$ とする． $\dot{\mathbf{h}}$ は機

体座標系 Σ_b からみた点の見かけの微分値であり, $\mathbf{h} = h_x \mathbf{i}_b + h_y \mathbf{j}_b + h_z \mathbf{k}_b$ と表したとき

$$\dot{\mathbf{h}} = \dot{h}_x \mathbf{i}_b + \dot{h}_y \mathbf{j}_b + \dot{h}_z \mathbf{k}_b \quad (2.6)$$

となり

$$\dot{\mathbf{h}} = \dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} \quad (2.7)$$

と表すことが出来る. さらに $\mathbf{h} = [h_x \ h_y \ h_z]^T$, $\mathbf{n} = [L \ M \ N]^T$, $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$ とすると, 式 (2.7) は

$$\dot{h}_x + Qh_y - Rh_z = L \quad (2.8)$$

$$\dot{h}_y + Rh_x - Ph_z = M \quad (2.9)$$

$$\dot{h}_z + Qh_y - Rh_x = N \quad (2.10)$$

となる. また, Σ_b における角運動量 $\mathbf{h}$ の成分は, 慣性テンソルを用いて

$$\begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = \mathbf{I} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

と表すことが出来るので, $\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$ とするとつまり, モーメント方程式は以下になる.

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{n} \quad (2.15)$$

2.4 キネマティクス方程式

オイラー角の微分を $\dot{\boldsymbol{\eta}} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$, 回転速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$ とすると,
(3-2-1) オイラー角を用いたキネマティクス方程式は以下のようになる.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

2.5 並進運動方程式

ドローンの機体座標系の速度 $\mathbf{v}_b = [U \ V \ W]^T$, 角速度 $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$, ドローンに働く力 $\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ とすると

$$m(\dot{U} + QW - RV) = F_x \quad (2.17)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = F_y \quad (2.18)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = F_z \quad (2.19)$$

という関係式が成り立つ. よって, 並進運動方程式は

$$m(\dot{\mathbf{v}}_b + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_b)) = \mathbf{F} \quad (2.20)$$

となる.

2.6 航法方程式

速度 $\mathbf{v}$ の慣性系表現 $\mathbf{v}_r = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ と機体座標系表現 $\mathbf{v}_b = [U \ V \ W]^T$ の関係は, 式 (2.4) を用いて

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_Z(\psi)^T R_Y(\theta)^T R_X(\phi)^T \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

となる.

2.7 6自由度シミュレーション

2.3 節から 2.6 節の質量中心の運動と回転運動を合わせて, ドローンの位置と姿勢を表現する 6 自由度シミュレーションを行うことが出来る. このときの計算の流れを以下の図 2 に示す.

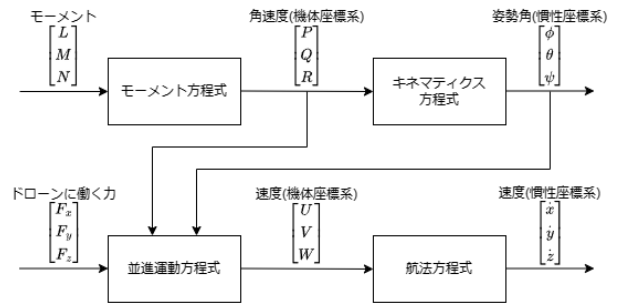


図 2: ドローンの 6 自由度シミュレーションの流れ

3 シミュレーション

ドローンの制御性能を確認するためにリアルタイムシミュレータの開発し, シミュレーションを行った.

3.1 制御器設計

本システムでは, roll 角と pitch 角の姿勢角と, yaw 角の角速度を目標値として入力する. ドローンの姿勢角を目標値に追従させるために, 姿勢角制御は微分先行型 PID 制御を採用した. 微分先行型 PID 制御にすることで目標値を急変した際に, 操作量が急変することを抑えることが出来る. また, yaw 角の角速度を目標値に追従させるために, 角速度制御は PI 制御を採用した. 作成した制御器を以下の図 3 に示す.

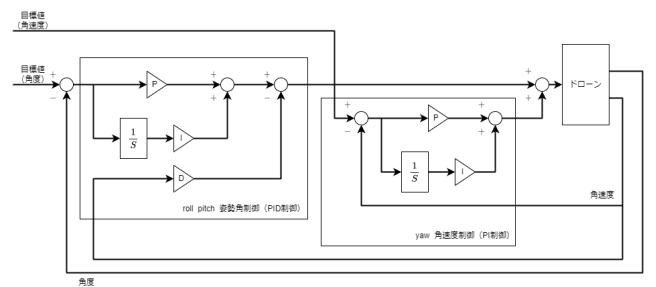


図 3: 制御器

3.2 リアルタイムシミュレータ構成

Matlab/Simulink を使用してリアルタイムシミュレータの開発を行った。リアルタイムシミュレータの構成図を以下の図 4 に示す。

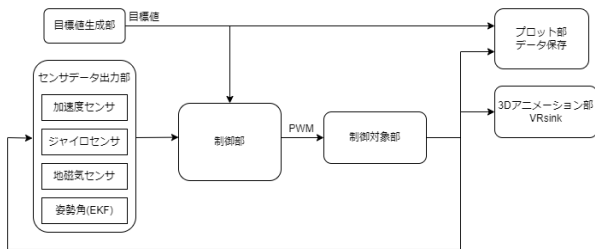


図 4: リアルタイムシミュレータ構成図

3.3 ドローン 3D モデル

SolidWorks を使用してドローンの 3D モデルの作成を行った。作成したドローンの 3D モデルを以下の図 5 に示す。

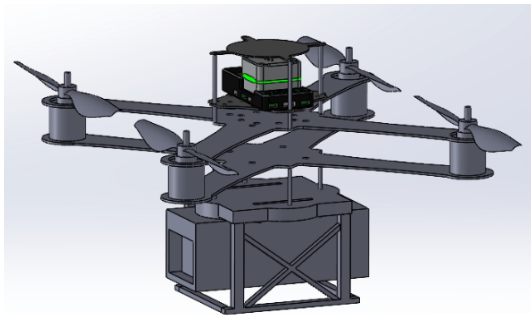


図 5: ドローンの 3D モデル

3.4 慣性モーメントの導出

作成したドローンの 3D モデルをもとに、SolidWorks を使用して慣性モーメントの算出を行った。算出した数値は以下の表 2 のようになった。

表 2: 慣性モーメント

記号	値 ($\times 10^{-6}$) [kgm ²]	記号	値 ($\times 10^{-6}$) [kgm ²]
J_{xx}	98001.54	J_{yz}	667.83
J_{xy}	-1184.40	J_{zx}	-83.30
J_{xz}	-83.30	J_{zy}	667.83
J_{yx}	-1184.40	J_{zz}	95176.75
J_{yy}	91294.13		

これらの数値を使用して、リアルタイムシミュレータによるシミュレーションを行った。

3.5 シミュレーション条件

シミュレーションを行うにあたり、roll 角 pitch 角の姿勢角制御の PID ゲインを以下の表 3 のように設定した。また、yaw 角の角速度制御の PI ゲインを表 4 のように設

定した。慣性モーメントは、3.4 節で算出したものを使用した。

表 3: 姿勢角制御

記号	ゲイン
P_{ϕ}	0.32
I_{ϕ}	0.4
D_{ϕ}	0.46
P_{θ}	0.33
I_{θ}	0.475
D_{θ}	0.4

表 4: 角速度制御

記号	ゲイン
P_{ψ}	0.525
I_{ψ}	0.00001

3.6 シミュレーション結果

作成したリアルタイムシミュレータによるシミュレーションを行った。roll 角, pitch 角に姿勢角の目標値を入力し、yaw 角に角速度の速度に目標値を入力したときの応答は図 6, 7, 8 のようになった。

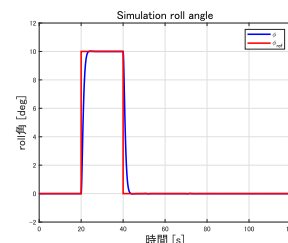


図 6: roll 角

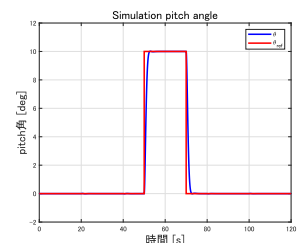


図 7: pitch 角

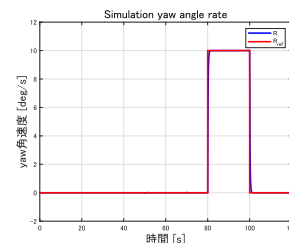


図 8: yaw 角速度

4 実験

実験機を作成し実験を行った。

4.1 研究機器紹介

本研究で作成したドローンに使用した各パーツを以下の表 5 にまとめる。

4.2 実験機器

本研究で作成したドローンの構成図を以下の図 9 に示す。また、完成したドローンを以下の図 10 に示す。本研究で作成したドローンには市販品のパーツに加え、3DCAD ソフトである SolidWorks で一から作成し 3D プリンタでプリントしたパーツも用いて作成している。

表 5: 各パーツの詳細

部品名	詳細
ドローン本体	Lynxmotion 社製 Crazy2Fly
モータ	Lynxmotion 社製 3 相ブラシレスモータ
ESC	Lynxmotion 社製 ブラシレススピードコントローラ
プロペラ	9×4.5[inch] プロペラ
マイコン/IMU	CUAV 社製 V5+
バッテリー	Zeee 社製 4 セル リポバッテリー 14.8V 50C 3300mAh
プロポ (送信機)	Futaba 社製 T6K
受信機	Futaba 社製 RS3006SB

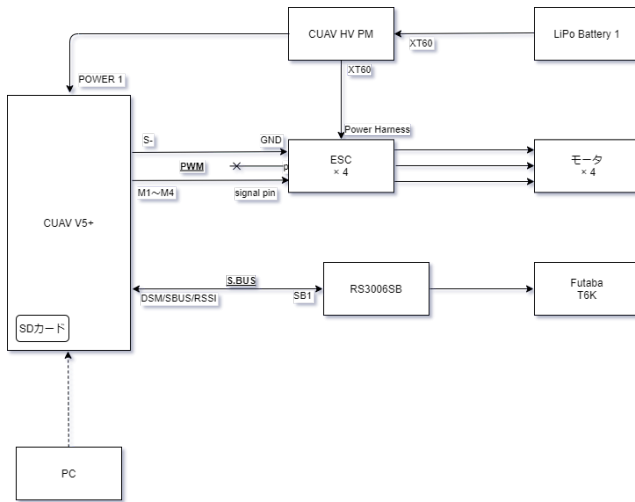


図 9: ドローンの構成図

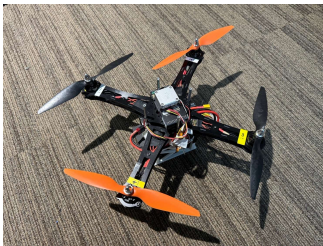


図 10: 作成したドローン

4.3 実験環境

ドローンの飛行実験を行うにあたって、実験場所として南山大学 S 棟 (研究室棟) の合同研究室横スペースで行った。また、実験は 3[m] × 3[m] × 3[m] の保護ネットに囲まれた飛行実験スペースを用意し、その内部でドローンを飛行させた。

4.4 実験結果

実験結果を以下の図 11~13 に示す。以下の図では 3.5 秒時点でネットに接触してしまい、姿勢角が乱れている。

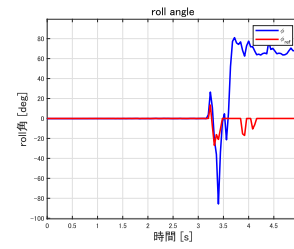


図 11: roll 角

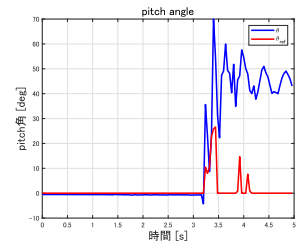


図 12: pitch 角

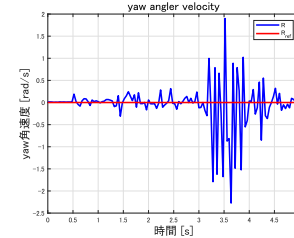


図 13: yaw 角速度

5 おわりに

本研究では、CUAV 社の V5+ というマイクロコンピュータを用いたドローンのファームウェアの開発及びハードウェアの開発を行い、実際にドローンの飛行実験を実施した。また、制御性能を確かめるためにリアルタイムシミュレータの開発も行った。シミュレーションの結果から制御則は正しく動作していることがわかるが、実機実験を行った際、目標値に追従する応答は見られたが姿勢角制御だけでは安定飛行という観点で課題が残る結果となった。これらの結果から実機実験ではシミュレーションとは違い、姿勢角制御と角速度制御のみでは安定飛行を実現することが困難であると予想される。今後の展望として、狭い実験区画で安定飛行を実現するために位置制御を用いた飛行制御などが挙げられる。そのためには、カルマンフィルタによる自己位置推定アルゴリズムなどを用いて、ドローンの正確な自己位置を推定することが必要である。

参考文献

- [1] 米川翔太:『ビジュアルフィードバックを用いたドローンの位置制御におけるリアルタイムシミュレーションと実機検証』。2020 年度修士論文, 南山大学院理工学研究科機械電子制御工学専攻坂本・中島研究室, 2021.
- [2] 栗山佳樹:『加速度センサを用いたカルマンフィルタによるドローンの位置推定』。2022 年度修士論文, 南山大学院理工学研究科機械電子制御工学専攻坂本・中島研究室, 2022.
- [3] 坂本登:『ベークル系のモデリングと制御』, 2021.
- [4] 紀藤新太:『非 GNSS 環境下におけるドローンの自己位置推定アルゴリズムに関する研究』。2023 年卒業修士論文, 南山大学大学院理工学研究科機械電子制御工学専攻坂本・中島研究室, 2024.