

クォータニオンとカスケード型 PID を用いたドローンの飛行制御に関する研究

2018SC007 藤野純也 2018SC027 石玉宏和

指導教員：坂本登 中島明

1 はじめに

近年、無人航空機システム (Unmanned Aerial Systems) は、軍事、災害対応、観光、教育、研究調査など多岐にわたり利用されている。UAS の中でも、剛性のあるクロスフレームに固定された4つのロータで構成されているクワッドロータと呼ばれるドローンが特に人気である。その理由として、ホバリングができること、機敏で操作性が高いこと、使用目的や使用対象者が幅広いことが挙げられる。[1]

ドローンの利点である操作性が高いことを活かすためには、より精度の高い飛行制御が必要である。そこで本研究では、カスケード制御やクォータニオンを用いてドローンの飛行制御を向上させることを目標に研究を行う。本稿では、ドローンのモデリングに用いる座標系やパラメータを定義したのち、ニュートン・オイラーによるドローンの運動方程式を導出する。さらに、求めた運動方程式をクォータニオンを用いて表現し、クォータニオンを用いた飛行制御のシミュレーションの実行結果を示す。次にカスケード型 PID 制御を用いたシミュレーションの実行結果を示す。最後に今までのまとめと今後の応用について述べる。

2 座標系とパラメータの定義

3次元空間を運動するドローンの空間表現を行うためには位置と姿勢角が必要である。これらの状態量を表現するためには、2つの直行座標系を用いる必要がある。1つ目は基準となる直交座標系である地上座標系 (Σ_r)、2つ目はドローンに固定された直行座標系である機体座標系 (Σ_b) である。これら2つの直行座標系はともに右手座標系である。また、表現している座標系は右下添え字によって示しており、地上座標系の場合は w 、機体座標系の場合は b で表す。地上座標系と機体座標系とドローンの状態パラメータらの関係を図1に示し、ドローンの状態パラメータを表1に示す。

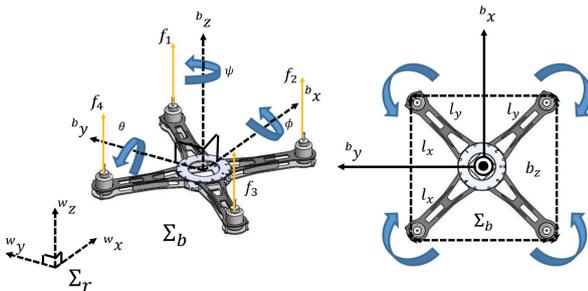


図1 ドローンの座標系とパラメータ [2]

表1 ドローンに関するパラメータの定義

| 記号 | 名称および単位 |
|----------|--|
| m_b | 機体の質量 [kg] |
| x | 機体の x 方向への位置座標 [m] |
| y | 機体の y 方向への位置座標 [m] |
| z | 機体の z 方向への位置座標 [m] |
| ϕ | 機体の姿勢角 (roll 角) [rad] (x 軸回り回転) |
| θ | 機体の姿勢角 (pitch 角) [rad] (y 軸回り回転) |
| ψ | 機体の姿勢角 (yaw 角) [rad] (z 軸回り回転) |
| J | 機体の慣性モーメント [kgm ²] |
| l_x | ロータと y 軸間の距離 [m] |
| l_y | ロータと x 軸間の距離 [m] |
| f_i | ロータ i 番目の推力 [N] |

3 ドローンの運動方程式

ドローンの運動方程式をニュートン・オイラー法によって求める。

3.1 並進運動の運動方程式

直交座標系において、 x 軸、 y 軸、 z 軸まわりの回転行列を、それぞれ $R_x(\phi)$, $R_y(\theta)$, $R_z(\psi)$ としたとき、ZYX オイラー角における機体座標系から地上座標系への回転行列 wR_b は、式 (3.1) と表せる。[3]

$${}^wR_b = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \quad (3.1)$$

地上座標系から見たドローンの位置ベクトルを ${}^wP_b = [x \ y \ z]^T$ 、ドローンに働く力を F とすると、ドローンの並進運動の運動方程式は

$$m_b {}^w\ddot{P}_b = F \quad (3.2)$$

$$F = {}^wR_b U_f + (-\rho {}^w\dot{P}_b) + [0, 0, -m_b g]^T \quad (3.3)$$

$$U_f = [0, 0, \sum_{i=1}^4 f_i]^T \quad (3.4)$$

と表せる。式 (3.4) はドローンに働く推力、 ρ は粘性抵抗係数を表している。[4]

3.2 回転運動の運動方程式 [4][5]

並進の運動方程式は地上座標系で表すことに對し、回転の運動方程式は機体座標系で表す。角速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega}$ 、力のモーメントを \boldsymbol{M} [Nm] とすると剛体に対する回転運動の運動方程式は

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{M} \quad (3.5)$$

と表せる。また、ドローンに働くモーメント \boldsymbol{M} は推力によってはたらく各軸回りのモーメントと粘性抵抗係数である。各軸まわりのモーメント \boldsymbol{U}_τ [Nm] は、式 (3.8) と表せる。ただし、 μ を反トルク定数 [m] とする。また粘性抵抗係数は、粘性抵抗係数 ρ を用いて $\rho\boldsymbol{\omega}$ と表せる。

$$\boldsymbol{B}_b = \begin{bmatrix} l_y & -l_y & -l_y & l_y \\ -l_x & -l_x & l_x & l_x \\ -\mu & \mu & -\mu & \mu \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$\boldsymbol{u} = [f_1 \quad f_2 \quad f_3 \quad f_4]^T \quad (3.7)$$

$$\boldsymbol{U}_\tau = \boldsymbol{B}_b \boldsymbol{u} \quad (3.8)$$

以上のことより回転運動の運動方程式は、式 (3.9) となる。

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{U}_\tau + (-\rho\boldsymbol{\omega}) \quad (3.9)$$

4 クォータニオンを用いた飛行制御

4.1 クォータニオンを用いた運動方程式

クォータニオンを \boldsymbol{q} 、共役なクォータニオン \boldsymbol{q}^* としたとき、位置ベクトル \boldsymbol{u} を空間に固定して機体座標系から基準座標系への回転を

$$\boldsymbol{u}' = \boldsymbol{q}\boldsymbol{u}\boldsymbol{q}^* \quad (4.1)$$

$$= \boldsymbol{Q}\boldsymbol{u} \quad (4.2)$$

と表せられる。[4][6] \boldsymbol{Q} は機体座標系から基準座標系への回転を表しているので、 $\boldsymbol{Q} = {}^w\boldsymbol{R}_b$ となる。式 (3.3) の回転行列 ${}^w\boldsymbol{R}_b$ をクォータニオンを用いた回転行列 \boldsymbol{Q} に置き換えることで運動方程式を求められる。

また、クォータニオンの微分値は近似を用いることで

$$\frac{d\boldsymbol{q}}{dt} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\boldsymbol{q}(t + \Delta t) - \boldsymbol{q}(t)}{\Delta t} \quad (4.3)$$

$$= \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\boldsymbol{q}(t)\boldsymbol{v}(t)(\frac{\Delta\boldsymbol{\alpha}}{2})}{\Delta t} \quad (4.4)$$

$$= \frac{1}{2}\boldsymbol{q}(t)\boldsymbol{v}(t)\boldsymbol{\omega}(t) = \frac{1}{2}\boldsymbol{q}(t)\bar{\boldsymbol{\omega}}(t) \quad (4.5)$$

と表せる。[4][5] $\boldsymbol{\omega}(t)$ はベクトル \boldsymbol{v} 方向の角速度のスカラー量を示し、 $\bar{\boldsymbol{\omega}}(t)$ は $\Delta\boldsymbol{q}$ の角速度ベクトルを表す。 $\bar{\boldsymbol{\omega}}(t)$ は

$$\bar{\boldsymbol{\omega}}(t) = \omega_0 + \omega_x\boldsymbol{i} + \omega_y\boldsymbol{j} + \omega_z\boldsymbol{k} \quad (4.6)$$

と表せられるが、ここでは時間変化を考えているため $\omega_0 = 0$ とする。 q_0, q_1, q_2, q_3 はスカラーの実数、 $\boldsymbol{i}, \boldsymbol{j}, \boldsymbol{k}$ は単位ベクトルとすると、クォータニオンは

$$\boldsymbol{q} = q_0 + q_1\boldsymbol{i} + q_2\boldsymbol{j} + q_3\boldsymbol{k} \quad (4.7)$$

と表すことができ、クォータニオン表現によるキネマティクス方程式は式 (4.8) となる。

$$\frac{d}{dt}\boldsymbol{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

4.2 クォータニオンを用いたシミュレーション

MATLAB と Simulink で目標値を高度と姿勢角とするクォータニオンを用いたドローンの飛行制御シミュレータを作成した。シミュレータの概要図を図 2 に示す。目標値と応答の差をとるためにドローンから取得したクォータニオンを用いてオイラー角表現の姿勢角を求め、PID 制御によって推力を操作する。

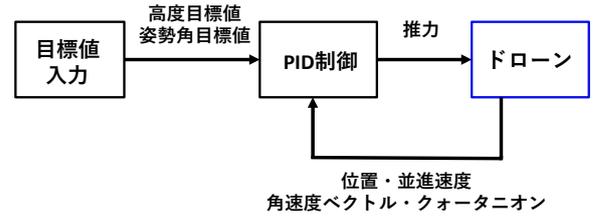


図 2 シミュレータの概要図

本要旨では roll 制御と yaw 制御について取り上げる。roll 制御、yaw 制御を個別にシミュレーションする。目標値は表 2 のように印加する。roll 制御を行う場合は roll 角以外の姿勢角の目標値は常に 0 とする。yaw 制御を行う場合は yaw 角以外の姿勢角の目標値を 0 とする。モータが即座に高出力にならないように 1 次遅れ系を用いている。時定数は 0.04 である。クォータニオンのノルムが常に 1 になるように式 (4.9)、式 (4.10) を用いて処理する。また、応答を比較するために条件を同じにしてオイラー・ラグランジュを用いたシミュレータでもシミュレーションを行った。

$$temp = \frac{1}{\|\boldsymbol{q}_{old}\|} \quad (4.9)$$

$$\boldsymbol{q}_{new} = \boldsymbol{q}_{old} \times \sqrt{temp} \quad (4.10)$$

表 2 roll 制御, yaw 制御の目標値設定

| 時間 [s] | 0 | 5 | 10 | 15 | 20 | 25 |
|--------------|---|---|----|----|----|----|
| 高度 [m] | 0 | 2 | 2 | 2 | 0 | 0 |
| roll 角 [deg] | 0 | 0 | 30 | 0 | 0 | 0 |
| yaw 角 [deg] | 0 | 0 | 30 | 0 | 0 | 0 |

4.3 実行結果

roll 制御の roll 角応答を図 3, yaw 制御の yaw 角応答を図 4, yaw 制御の高度応答を図 5 に示す. 赤線は目標値, 青線はクォータニオンを用いたシミュレータの応答, 緑線はオイラー・ラグランジュを用いたシミュレータの応答を示す. モータの推力の伝達に 1 次遅れ系を用いているため, 図 3 ではわずかに振動が見られる. 図 5 より yaw 角の変化に推力が多く必要であるため, yaw 角を回転させる際に大きく変化した. しかし, ともに目標値に対して追従・収束していることが確認でき, クォータニオンを用いたシミュレータはオイラー・ラグランジュを用いたシミュレータと同等の応答を得ることができた.

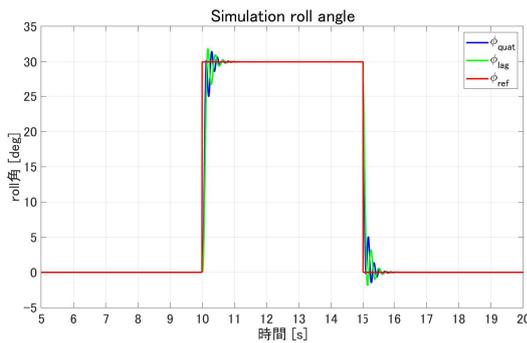


図 3 roll 制御の roll 角応答

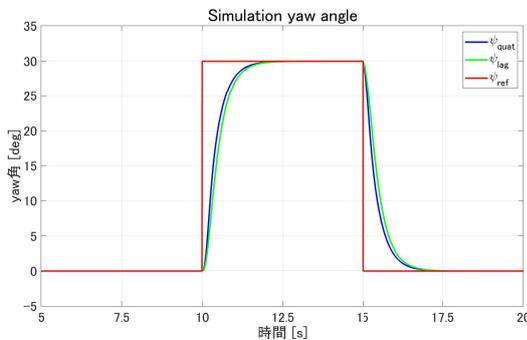


図 4 yaw 制御の yaw 角応答

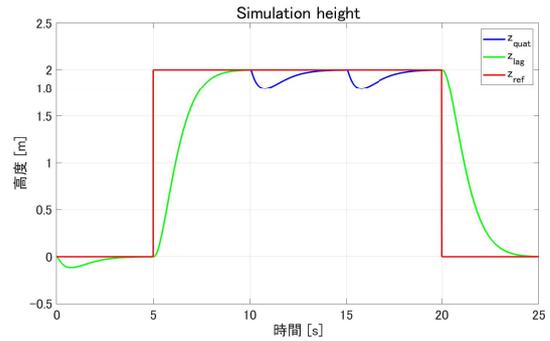


図 5 yaw 制御の高度応答

5 カスケード制御

5.1 カスケード型 PID 制御

カスケード制御はフィードバック制御を多重に組み合わせた構造になっており, 多重ループ構造になっている. そのため外乱に強く, 即応性に長けているというメリットがある. ただし, 多重ループ構造になっているために制御則設計が複雑になっている. そのため, 多数のゲインチューニングが必要となるデメリットもある.

5.2 カスケード型 PID 制御を用いたシミュレーション

外乱に強く, 即応性に長けたドローンの安定飛行を目指すために, 図 6 のような外側のループから順に, 位置制御, 並進速度制御, 姿勢角制御としたカスケード型 PID 制御を作成し, シミュレーションを行う. 今回のシミュレーションは, 入力目標値は高度と位置とする. この制御器では, はじめに位置の PID 制御が行われ, この制御で得られた操作量が並進速度目標値となる. 並進速度の PID 制御で得られた操作量が姿勢角目標値となり, 姿勢角を制御する. また, PID ゲインは表 3, 目標値設定は表 4 とする. なお, このシミュレーションではモータのノイズや情報伝達のノイズも考慮している.

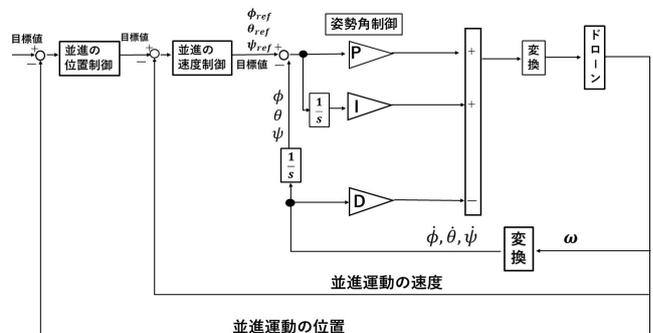


図 6 カスケード型 PID 制御器

表 3 カスケードシミュレーションのゲイン設定

| | P ゲイン | I ゲイン | D ゲイン |
|----------|-------|-------|-------|
| 高度 | 15 | 0.08 | 8.5 |
| roll 角 | 1.5 | 0.02 | 0.3 |
| pitch 角 | 1.5 | 0.02 | 0.3 |
| yaw 角 | 4 | 0.001 | 1.5 |
| x 方向速度 | 10 | 0.001 | 0.3 |
| y 方向速度 | 10 | 0.001 | 0.3 |
| x 方向位置 | 0.65 | 0.001 | 0.01 |
| y 方向位置 | 0.65 | 0.001 | 0.01 |

表 4 カスケードシミュレーションの目標値

| 時刻 [t] | x 方向位置 [m] | y 方向位置 [m] | yaw 角 [deg] | 高度 [m] |
|--------|--------------|--------------|-------------|--------|
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 5 | 0 | 0 | 0 | 2 |
| 10 | 1 | 0 | 0 | 2 |
| 15 | 1 | 1 | 0 | 2 |
| 20 | 0 | 1 | 0 | 2 |
| 25 | 0 | 0 | 0 | 2 |
| 30 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ | ⋮ |
| 50 | 0 | 0 | 0 | 0 |

5.3 実行結果

roll 角の変化を図 7, pitch 角の変化を図 8, yaw 角の変化を図 9 に示す. roll 角と pitch 角の目標値は位置と並進速度の制御によって決まるため, 図 7, 図 8 のように目標値は細かく変化する. そのため, 外乱にもすばやく対応できる. また, 測定値はノイズの影響もあるために細かく振動しているが, 測定値は目標値に追従出来ていることが分かる. yaw 角の制御は roll 角と pitch 角と違い, 位置制御と並進速度制御の影響を直接は受けない. しかし, roll 角と pitch 角と同様に目標値に追従することが出来た.

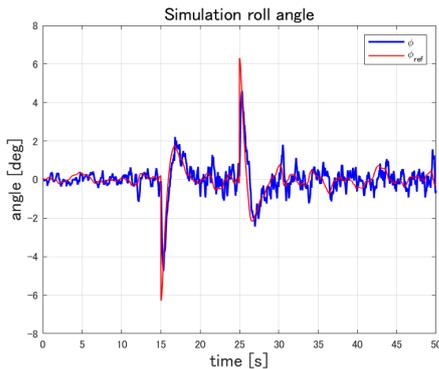


図 7 カスケード型 PID 制御の roll 角

6 おわりに

本研究では, ニュートン・オイラー法でドローンの運動方程式を求め, それを用いてクォータニオンを用いたドローンの飛行制御のシミュレーションとカスケード PID 制御を用いたシミュレーションを行った. 今後は, これら 2 つのシミュレータを組み合わせることで外乱やノイズが考慮さ

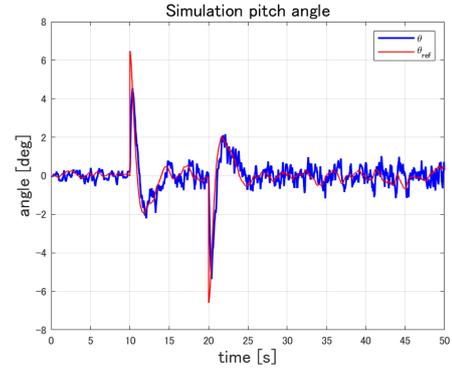


図 8 カスケード型 PID 制御の pitch 角

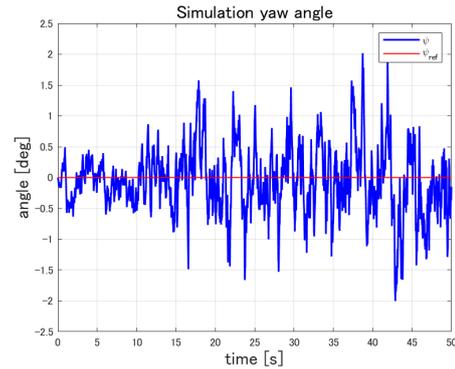


図 9 カスケード型 PID 制御の yaw 角

れた現実に近いリアルタイムシミュレーション作成や実機に実装させての安定飛行の実現を目指す.

参考文献

- [1] Jinho Kim, S. Andrew Gadsden, A. Wilkerson. A Comprehensive Survey of Control Strategies for Autonomous Quadrotors. IEEE, 2019.
- [2] 林美咲, 宮野峻, 西田裕貴, 米川翔太. クアッドコプターの飛行安定化制御システムの開発. 2018 年度卒業学士論文, 南山大学理工学部機械電子制御工学専攻坂本・中島研究室, 2019.
- [3] 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, 2021.
- [4] 野波健蔵. ドローン工学入門 モデリングから制御まで. コロナ社, 東京, 2020.
- [5] 坂本登. ビークル系のモデリングと制御 機械工学研究講義資料. 2021.
- [6] 柳原正明. 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 研究開発資料 飛行シミュレーションアルゴリズム. 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), 2021.