

自律飛行を目的としたドローンの飛行制御

M2021SC004 小森脩平

指導教員：中島明

1 はじめに

近年小型ドローンの普及が進んでおり、様々な用途で使用されている。遠方からの操縦などドローンを視認できない状況では操縦者はドローンの位置や姿勢を把握することができず操縦が難しい。そのような場合にドローンが自己位置推定を行い位置と姿勢角を安定させる自律飛行をすることができれば動作させることができる。

本研究ではドローンのファームウェアの開発を行い、自律飛行のため必要不可欠となるドローンの姿勢角安定を実現することを目的としている。

本稿の構成として、最初にドローンのモデリングを行い状態方程式の導出をする。次にドローンに用いた制御則について述べたのち、積載物による重心位置のずれたドローンの姿勢安定化をする手法について述べ、それらを実装したシミュレーションと実機実験の結果を示す。最後に本稿の結論を述べる。

2 ドローンのモデリング

2.1 ドローンの座標軸とパラメータ

3次元空間にあるドローンの空間表現を行う際、位置と姿勢角が必要になる。これらの状態量を表現するため、基準となる直交座標系である基準座標系 (Σ_r)、ドローンに固定された機体座標系 (Σ_b) という二つの直交座標系の定義を行う。これら二つの直交座標系はともに右手座標系である。また文字の左上添え字は基準となる座標系、右下添え字は表現される座標系を示しており、 b は機体座標系、 w は基準座標系を示す。以下の表1にドローンの状態パラメータを、図1にドローンの座標系を示す。

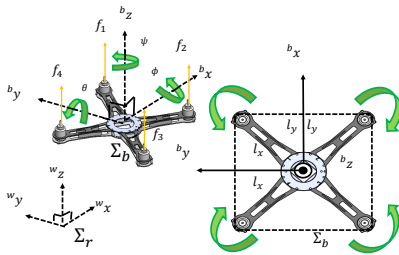


図1 ドローンの座標系

$$U_f = \sum_{i=1}^4 f_i \quad (1)$$

2.2 ドローン運動方程式の導出

q を基準座標系から見たドローンの位置、ドローンの姿勢角を含む6次元の縦ベクトルになる一般化座標とする。

表1 ドローンのモデリングに関する各種パラメータの定義

記号	各称及び単位
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]
θ	機体の姿勢角 (pitch 角)[rad]
ψ	機体の姿勢角 (yaw)[rad]
J_{xx}	機体の x 軸慣性モーメント [kgm^2]
J_{yy}	機体の y 軸慣性モーメント [kgm^2]
J_{zz}	機体の z 軸慣性モーメント [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]

ドローンの位置ベクトルを ${}^w P_b = \{x, y, z\}^T$ 、ドローンの姿勢角を $\eta = \{\phi, \theta, \psi\}^T$ とすると

$$q = \left\{ {}^w P_b^T \quad \eta^T \right\}^T \in \mathbb{R}^6 \quad (2)$$

を得る。

ドローンの運動をラグランジュの運動方程式で表現していく。運動エネルギー $T_b(q, \dot{q})$ 、ポテンシャルエネルギー $U_b(q)$ よりラグランジュ関数 $L_b(q, \dot{q})$ は以下ようになる。

$$L_b(q, \dot{q}) = T_b(q, \dot{q}) - U_b(q) \quad (3)$$

$$T_b(q, \dot{q}) = \frac{1}{2} (m_b^w \dot{P}_b^T w \dot{P}_b + w^T J_b w) \quad (4)$$

$$U_b(q) = m_b g w^T e_z^T w P_b \quad (5)$$

(4) 式の J_b はドローンの回転運動に寄与する慣性モーメントであり $J_b = \text{diag}(J_{xx}, J_{yy}, J_{zz})$ である。(5) 式の ${}^w e_z$ は z 方向への単位ベクトルである。そしてドローンの運動を表すと以下ようになる。

$$M(q)\ddot{q} + N(q, \dot{q}) = B_f u \quad (6)$$

$$M(q) = \frac{\partial}{\partial \dot{q}} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}} \right) \quad (7)$$

$$N(q, \dot{q}) = \frac{d}{dt} (M(q)) \dot{q} - \frac{\partial T(q, \dot{q})}{\partial q} + \frac{\partial U(q)}{\partial q} \quad (8)$$

$B_f u$ は並進運動では力、回転運動ではモーメントのことを指す一般化力である。[1]

(6) からドローンの状態方程式を導出する。状態変数 X を $X = \{q^T, \dot{q}^T\}^T$ として非線形状態方程式の

$$\dot{X} = f(X) + g(X)u \quad (9)$$

を得ることができる．[2] ただし

$$f(X) = \begin{bmatrix} \dot{q} \\ -M^{-1}(q)(N(q, \dot{q})) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$g(X) = \begin{bmatrix} O_{6 \times 4} \\ M^{-1}(q)B_f \end{bmatrix} \quad (11)$$

となる．

3 制御器設計

3.1 制御機設計に用いる変数

制御機設計を行う上で用いる変数の定義を表2に示す．

表2 制御に関するパラメータの定義

記号	名称
ϕ	現在の roll 角
θ	現在の pitch 角
ψ	現在の yaw 角
ϕ_{ref}	roll 角の目標値
θ_{ref}	pitch 角の目標値
ψ_{ref}	yaw 角の目標値
Z	現在の高度
Z_{ref}	高度の目標値

3.2 姿勢角及び角速度の微分先行型 PID 制御

ドローンの高度及び姿勢角の目標値追従を行うための姿勢角制御では微分先行型 PID 制御を採用した．微分先行型 PID 制御は通常目標値と実値の偏差を微分項への入力とするところを実値のみを微分項に入力する．目標値が急変した時に操作量が急変することを抑えることが期待できる．[3] 本システムでは角度を目標値としドローンの角速度を微分項に入力する．

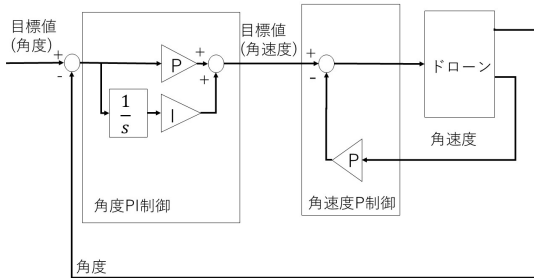


図2 ドローン姿勢角の微分先行型 PID 制御

3.3 姿勢角制御の詳細

姿勢角制御に関して微分先行型 PID 制御を用いて制御器の設計を行う．微分先行型 PID 制御を用いた結果，トルクは以下ようになる．ただし $e_\phi = \phi_{ref} - \phi$, $e_\theta =$

$\theta_{ref} - \theta$, $e_\psi = \psi_{ref} - \psi$ である．

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{roll}e_\phi + I_{roll} \int_0^t e_\phi d\tau - D_{roll}\dot{\phi} \\ P_{pitch}e_\theta + I_{pitch} \int_0^t e_\theta d\tau - D_{pitch}\dot{\theta} \\ P_{yaw}e_\psi + I_{yaw} \int_0^t e_\psi d\tau - D_{yaw}\dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (12)$$

3.4 高度制御の詳細

高度制御に関しても微分先行型 PID 制御を用いて制御器の設計を行った．高度に関する運動は回転運動に影響を及ぼさない． z 方向の並進運動の入力を U_z とすると z 方向の入力は以下ようになる．

$$U_z = m_b + P_z(z_{ref} - z) + I_z \int_0^t (z_{ref} - z) d\tau - D_z \dot{z} \quad (13)$$

4 シミュレーションにおける重心位置

実際のドローンには IMU やプロポの受信機等複数の機器を搭載する必要があり，理想形のドローンと異なり重心位置が機体中心から離れ，そのモーメントの影響で飛行姿勢の変化が生じると予想される．そのためこの状態をシミュレーションで模擬し，対策を講じる必要がある．この章ではリアルタイムシミュレータにおいてドローン機体の重心操作について言及する．

4.1 ドローンの重心位置操作のモデリング

理想形のドローンに搭載した機器によって重心が回転軸上から離れてしまうという状況を，質量 m_x [g] の質点がドローン上の位置 $[l_a \ l_b \ 0]$ に搭載することで再現する．その質点が加わることでドローンの慣性モーメントに以下を加える．

$$m_x \begin{bmatrix} l_b^2 & -l_a l_b & 0 \\ -l_a l_b & l_a^2 & 0 \\ 0 & 0 & l_a^2 + l_b^2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

質点の追加で変化した慣性モーメントを J_b とする．ZYX オイラー角を用いた機体座標系から基準座標系への回転行列 ${}^w R_b$ は以下ようになる．

$${}^w R_b = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \phi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (15)$$

質点を追加したドローンのポテンシャルエネルギー U_b は以下ようになる．

$$U_b = m_b g z + m_x g (z - ({}^w R_b [l_a \ l_b \ 0]^T)^T [0 \ 0 \ 1]^T) \quad (16)$$

以上の慣性モーメントとポテンシャルエネルギーを用いて状態方程式を再度導出した．このポテンシャルエネルギーによって各軸周りのモーメントが生じ，離陸時の姿勢角の乱れが生じていると考察される．

4.2 リアルタイムシミュレータ構成

リアルタイムシミュレータは Matlab/Simulink を使用して開発を行った．リアルタイムシミュレータの構成図を以下に示す．構成図に示された各部分を統合すること

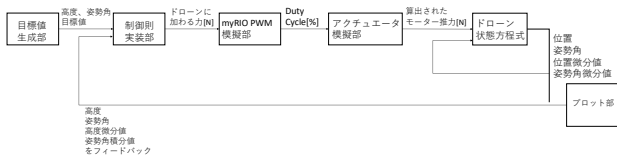


図3 リアルタイムシミュレータ構成図

でシミュレータとして機能する。ドローン状態方程式の部分に4.1節で導出した状態方程式を用いることで重心位置がずれたドローンの応答のシミュレーションを行うことができる。

4.3 シミュレーション結果

以下の図はリアルタイムシミュレータにて通常の応答と、同様の条件に質点を追加した際の応答である。グラフを見ると理想形のドローンの応答では目標値0に常に追従しているが、質点を追加したことでポテンシャルエネルギーが発生し、roll軸及びpitch軸周りのモーメントが生じたことで初期姿勢に傾きが見られる。実機のドローンにおいても離陸した瞬間に同様の姿勢角の変化が見られていた。

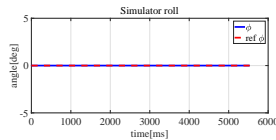


図4 質点無し roll

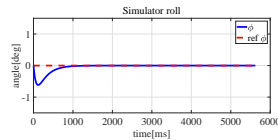


図5 質点追加 roll

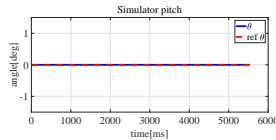


図6 質点無し pitch

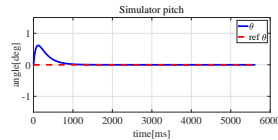


図7 質点追加 pitch

5 トリム実装

5.1 トリムについて

4章までのドローンには追加された質点のポテンシャルエネルギーによってroll軸及びpitch軸周りのモーメントが生じている。その結果4つのモーター推力とのつり合いが取れず初期姿勢の乱れが生じている。その初期姿勢の乱れによって横滑りや墜落が発生していた。今回、モーターの推力に意図的に差を生じさせることで各軸周りのモーメントを生じさせ、追加された質点によるモーメントとつり合いを取ることで初期姿勢の乱れを抑制する手法を検討した。これをトリムを取るという。

5.2 トリムパラメータ

各モーターの増減させる推力を以下に示す。

$$f_{x_1} = \frac{1}{2 \times 0.205} \left(\frac{l_b m_x}{l_y} + \frac{l_a m_x}{l_y} \right) \quad (17)$$

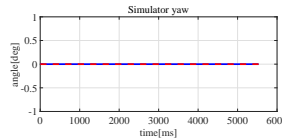


図8 質点無し yaw

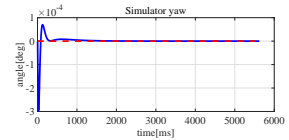


図9 質点追加 yaw

$$f_{x_2} = \frac{1}{2 \times 0.205} \left(-\frac{l_b m_x}{l_y} + \frac{l_a m_x}{l_y} \right) \quad (18)$$

$$f_{x_3} = \frac{1}{2 \times 0.205} \left(-\frac{l_b m_x}{l_y} - \frac{l_a m_x}{l_y} \right) \quad (19)$$

$$f_{x_4} = \frac{1}{2 \times 0.205} \left(\frac{l_b m_x}{l_y} - \frac{l_a m_x}{l_y} \right) \quad (20)$$

トリムはドローンにある質量の質点が搭載されたため、その質点によるモーメントを打ち消すだけの推力を追加する、という取り方をする。トリムを取るパラメータは質点の質量となる m_x 、質点を搭載するx軸の位置 l_a 、y軸の位置 l_b の3つである。 $\frac{l_b m_x}{l_y}$ はroll軸周り、 $\frac{l_a m_x}{l_y}$ はpitch軸周りのモーメントとなり質点によるモーメントを打ち消すことが期待できる。また f_{x_1} から f_{x_4} の合計が0となるため全体の推力に変化はなく、トリムを取ることでドローンの高度等の運行に支障をきたすことはない。

5.3 シミュレーション結果

トリムを取った状態で実施したシミュレーションの結果を以下に示す。トリムの効果で質点による各軸周りのモーメントが打ち消され初期姿勢の傾きが抑制されている様子が見られる。また初期姿勢の傾きが抑制されることで横滑りの抑制も狙うことができ、従来より安定した離陸の実現が期待できる。

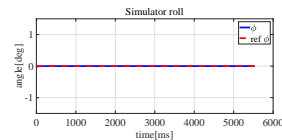


図10 トリムを取った roll の応答

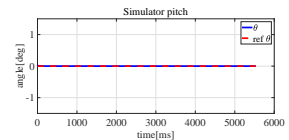


図11 トリムを取った pitch の応答

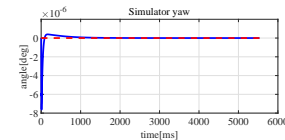


図12 トリムを取った yaw の応答

シミュレーションでは追加された質点の質量と質点の位置が明確なので適切なトリムを取ることができている。実機に実装する際は搭載した周辺機器のモーメントを合計し1つの質点と仮定することで同様のパラメータでトリムを取ることができ、ただし正確な位置の把握は難しく適切なトリムを即座に取ることは難しいと予想される。そのため一度トリムを取り飛行結果からモーメントを打ち消しきれていないと判断したのであれば、トリム

を取るパラメータにおける質点の位置の変数を大きくする行うといった調節をすることが必要になる。

6 実機実験

ドローン離陸時の姿勢角安定化を目的として、3章で述べた制御則と5章で述べたトリムを実装しドローン実機の飛行実験を行った。

6.1 実験条件

roll 角,pitch 角,yaw 角の目標値は全て0とし、4つのモーターの推力が均等になるようプロポからは指示を与える。その状態でトリムを取ることで推力差を作り、各軸周りのモーメントを生む。実験時に用いたPI-D制御のゲインとトリムのゲインを表3に示す。飛行実験はトリムを取らない場合とトリムを取った場合の2通り行い、その応答を比較することでトリムの性能を確かめた。

表3 実験に用いたゲイン

記号	名称	ゲイン
P_r	roll 角 P ゲイン	0.007
I_r	roll 角 I ゲイン	0.001
D_r	roll 角速度 P ゲイン	0.0015
P_p	pitch 角 P ゲイン	0.005
I_p	pitch 角 I ゲイン	0.0002
D_p	pitch 角速度 P ゲイン	0.004
P_y	yaw 角 P ゲイン	0.045
I_y	yaw 角 I ゲイン	0.01
D_y	yaw 角速度 P ゲイン	0.01
$l_b m_x$	roll 角軸周りトリム	0.009
$l_a m_x$	pitch 各軸周りトリム	-0.00175

6.2 実験結果

飛行実験の結果を以下の図に示す。

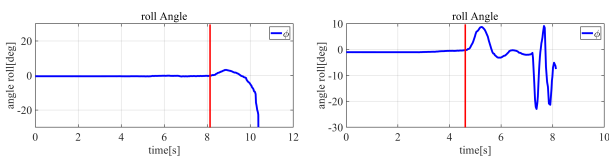


図13 トリムを取らない roll の応答
図14 トリムを取った roll の応答

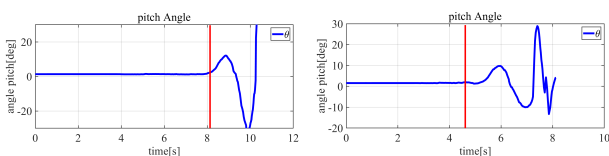


図15 トリムを取らない pitch の応答
図16 トリムを取った pitch の応答

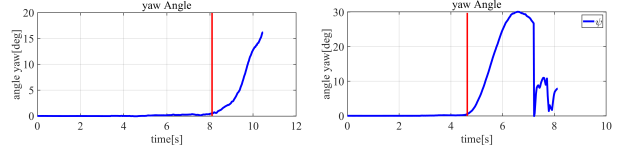


図17 トリムを取らない yaw の応答
図18 トリムを取った yaw の応答

離陸時間はトリムを取らない場合が8.1[s]、トリムを取る場合が4.7[s]であり、プロット内の赤線がその時間を示している。トリムを取らない場合は機体が離陸した際の姿勢角の乱れによって姿勢角が30度を越え飛行不能に陥り墜落している。これは roll,pitch で共通で起きており、10.2[s]で発生している。一方トリムを取ることで各軸周りのモーメントが打ち消され離陸時の姿勢角の乱れが抑制されており、飛行可能な姿勢を維持している。7.2[s]で天井に触れてしまったが、それまでに目標値である0度に追従するよう偏差が小さくなる様子が roll では見られ、pitch においても振動が大きくなることはなく飛行姿勢を維持している。また横滑りの抑制もできており、水平移動によって実験区画外に移動し飛行できなくなることも解消することができた。

7 おわりに

ドローンのモデリング、複数の制御則設計を行い、リアルタイムシミュレータに実装しシミュレーションを行うことで制御則の正しさを認識した。また重心位置が回転軸から離れている実機に近い状況を再現し、そのモーメントを打ち消す機構を実装し、実機に反映させることでドローンの浮上時の姿勢角の乱れを大きく抑制した。これにより自律飛行をする際の姿勢安定化をさせることができた。

今後はドローンを限られた実験区画で飛行させるため位置制御を用いた飛行制御に取り組んでいく必要がある。そのためにはドローンの自己位置推定が必要になる。飛行したドローンの姿勢角等からドローンの位置推定を行う手法が研究されており、それをもとに位置制御を行うことが期待される。

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年卒業修士論文, 南山大学工学部機械電子制御工学専攻坂本研究室, 2020
- [2] 石黒太雅, 松永純弥, 吉田樹. 視覚情報を用いたマニピュレータによるボールの打ち上げ. 2018年卒業学士論文, 南山大学工学部機械電子制御工学科坂本・中島研究室, 2018.
- [3] 須田信英. PID 制御則について. システム/制御/情報, Vol. 42, No. 1, pp. 2-6, 1998