

PID 制御によるドローンの飛行制御

2016SC079 椎野功大

指導教員：中島明

1 はじめに

現在、ドローンは各所で使用されており、その用途は多岐にわたる。現代社会における利用価値は益々高まっている。

本研究では姿勢角の制御器を用いて、昨年度の制御器に I 制御を追加した、PID 制御によりドローンの飛行を制御することを目的とする。本稿の構成は、まずドローンの座標系とパラメータを定義し、運動方程式の導出を行う。次に飛行シミュレーションの結果を示し、飛行実験の結果を示す。最後に本研究の反省、今後の展望について記す。

2 ドローンのモデリング

2.1 ドローンの座標系とパラメータ

図 1、表 1 においてドローンの座標系と各種パラメータを示す。

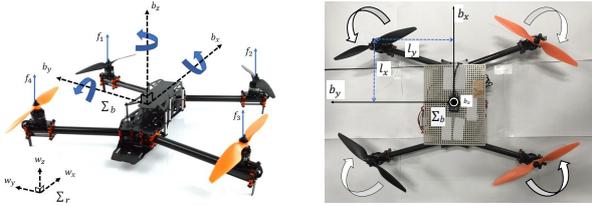


図 1 ドローンの座標系

表 1 ドローンにおける各種パラメータの定義

記号	名称及び単位
m_b	機体の質量 [kg]
x	機体の x 座標 [m]
y	機体の y 座標 [m]
z	機体の z 座標 [m]
ϕ	機体 roll 軸 (x 軸) 周りの姿勢角 [rad]
θ	機体 pitch 軸 (y 軸) 周りの姿勢角 [rad]
ψ	機体 yaw 軸 (z 軸) 周りの姿勢角 [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 番の推力 [N]

図 1 において、3次元空間における姿勢角、座標を定義する際に、基準となる座標系である基準座標系 (Σ_r)、ドローンの機体に固定された機体座標系 (Σ_b) の 2つの直交座標系を用いる。これらの座標系はいずれも右手座標系

である。また、左側の添え字は基準となる座標系、右側は表現に使用される座標系を表している。 w は基準座標系、 b は機体座標系である。ここで、 U_f を以下のように定義する。

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

2.2 ドローンモデルの導出

ドローンの位置ベクトルを $wP_b = [x, y, z]^T$ 、ドローンの姿勢角を $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ とすると、基準座標系におけるドローンの一般化座標は以下のように書くことができる。

$$q = [wP_b^T \quad \eta^T]^T$$

次に、ラグランジュ関数 $L_b(q, \dot{q})$ は、位置エネルギー $T_b(q, \dot{q})$ とポテンシャルエネルギー $U_b(q)$ を用いて以下のように表すことができる。

$$L_b(q, \dot{q}) = T_b(q, \dot{q}) - U_b(q) \quad (2)$$

2.3 ラグランジュの運動方程式による状態方程式の導出

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を F とおくと、(2) 式は以下のように変形できる。

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L(q, \dot{q})}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L(q, \dot{q})}{\partial q} = F \quad (3)$$

ここで慣性行列を $M(q)$ 、 $N(q, \dot{q}) = \frac{d}{dt}(M(q))\dot{q} - \frac{\partial T_b(q, \dot{q})}{\partial q} + \frac{\partial U_b(q)}{\partial q}$ と定義することにより、(3) 式は以下のように表せる。

$$M(q)\ddot{q} + N(q, \dot{q}) = F \quad (4)$$

さらに、状態変数 χ を $\chi = [q^T, \dot{q}^T]^T$ 、ローターの推力を $u = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$ とおくと状態方程式を表すと以下のようになる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{q} \\ -M^{-1}(q)(N(q, \dot{q})) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} O_{7 \times 4} \\ M^{-1}(q)B_f \end{bmatrix} u \quad (5)$$

これより、以下の非線形状態方程式が得られる。

$$\dot{\chi} = f(\chi) + g(\chi)u \quad (6)$$

ただし、

$$f(\chi) = \begin{bmatrix} \dot{q} \\ -M^{-1}(q)(N(q, \dot{q})) \end{bmatrix}, \quad g(\chi) = \begin{bmatrix} O_{7 \times 4} \\ M^{-1}(q)B_f \end{bmatrix} u \quad (7)$$

である。

3 飛行シミュレーション

3.1 シミュレーションの状況設定

今回のシミュレーションは、実際の飛行実験を想定し小さいゲインの値を設定した。詳細は、1[s]後に高度への目標値入力を印加、10[s]後のホバリング中に roll 軸正方向に対して $\frac{\pi}{6}$ 傾かせる入力を印加する。その後、30[s]後に外乱として各ローターに $[0.1, 0.1, 0.02, 0.02]^T$ [N] の力を印加する。ここで、シミュレーションにおける PID 制御器の各ゲインを以下のように設定する。

表2 シミュレーションにおける PID 制御器の各ゲイン

記号	名称
P_{roll}	1
P_{pitch}	1
P_{yaw}	1
P_Z	10
I_{roll}	0.08
I_{pitch}	0.08
I_{yaw}	0.001
I_Z	1
D_{roll}	0.2
D_{pitch}	0.2
D_{yaw}	1
D_Z	7

3.2 シミュレーション結果

以下に pitch 角の角度のシミュレーション結果を示す。

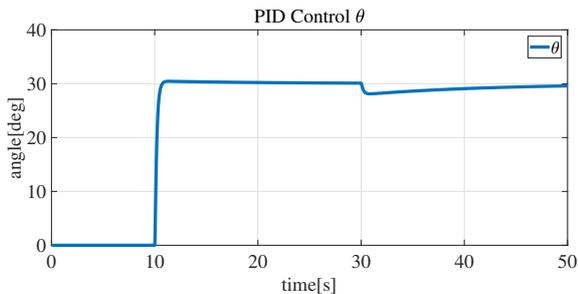


図2 姿勢角 θ

機体を傾けた後、そして外乱を与えた際も目標値にしっかりと収束させることが出来ている。このことから、適切なゲインの値を特定することができたと考えられる。

4 飛行実験

4.1 制御器の説明及び各ゲインの値

今回の PID 制御器は yaw 角制御は角速度を制御対象とした P 制御、高度の制御はかけず、目標値を入力する送信機の入力に依存するものとする。システム開発ソフトウェアは NATIONAL INSTRUMENT 社の LabVIEW を用

いている。ここで、飛行実験時の PID 制御器の各ゲインの値を以下に示す。

表3 飛行実験における各ゲイン

記号	名称
P_{roll}	0.09
P_{pitch}	0.1
P_{yaw}	0.1
I_{roll}	0.05
I_{pitch}	0.05
D_{roll}	0.75
D_{pitch}	0.75

4.2 実験結果

以下に pitch 角の角度のグラフを示す。

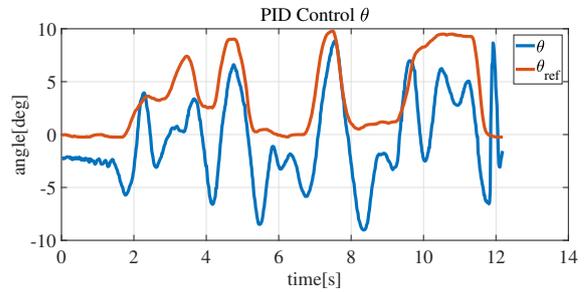


図3 姿勢角 θ 及び目標角 θ_{ref}

上の図から分かるように、目標値に対して姿勢角が追従できていることが分かる。しかし、I 制御による偏差の打ち消しを認めるには至らない結果となった。

5 おわりに

PID 制御器を用いてドローンを飛行制御することは達成できた。しかし、本研究の最重要事項である I 制御による飛行制御への影響を見出すことが出来なかった。今後はより良いゲインの値を特定、I 制御の恩恵を感じられる実験結果が得られることを目指す。

6 参考文献

- [1] 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 年卒業学術論文、南山大学理工学部機械電子制御工学科坂本・中島研究室、2018。
- [2] 佐藤和也・平元和彦・平田研二：『はじめての制御工学』。講談社、東京、2010。