

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

M2021SC005 栗山佳樹

指導教員：坂本登

1 はじめに

近年、ドローンは測量をはじめ、農業やインフラ点検、災害支援など、様々な分野での利活用がされており、現在も人間が立ち入ることが困難な場面で、人間の代わりに活躍するドローンの開発に向けて数多くの研究がされている。[1] そのような場面で使用されるドローンは、磁場の影響を受けやすい環境で飛行することが多いため、GPSが利用できないかGPSが利用できても測位誤差が大きくなる恐れがあり、自己位置を把握することが困難であると考えられる。そのため、今後のドローンの利活用の拡大を考慮すると、非GPS環境下で精度の高い自己位置推定を行い、それを用いたより高性能なドローンの安定化制御を行うことは重要である。また、本研究でドローンを一部自作し、リチウムイオン電池を搭載して非GPS環境下において姿勢角と姿勢角速度制御による飛行実験を行ったところ、ドローンの重心位置のずれにより離陸と同時に姿勢角が乱れ、横滑りする様子が見られた。

これらの背景や結果を受け、本研究ではまず、重心位置のずれによるドローンの姿勢角の乱れや横滑りを補正し、さらに安定飛行を実現するために、位置・姿勢角・姿勢角速度に関する制御則設計を行った。次に、重心位置のずれによるドローンの姿勢角の乱れや横滑りに対し、設計した制御則を用いてシミュレーションを実施することにより制御性能の検証を行った。さらに、非GPS環境下における飛行実験にて必要となるドローンの自己位置を加速度センサを用いてカルマンフィルタにより推定した。

2 ドローンのモデリング

2.1 座標系とパラメータ

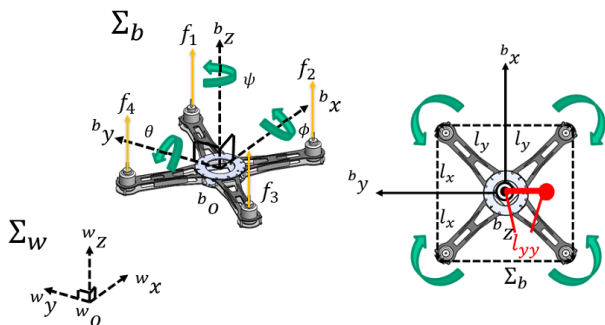


図1 ドローンの座標系 [2]

図1のように、3次元空間にあるドローンの空間的な表現は、位置および姿勢である。これらを数学的に表現するためには、基準となる直交座標系とドローンに固定された直交座標系の2つが必要となる。前者は慣性座標系(Σ_w)であり、後者は機体座標系(Σ_b)である。 Σ_w は原点 w_o 、直交3軸 w_x 、 w_y 、 w_z から構成されており、 Σ_b

は原点 b_o 、直交3軸 b_x 、 b_y 、 b_z から構成される。これらの直交座標系は全て右手座標系とし、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いる。表1にドローンの物理パラメータを示す。

表1 パラメータの定義

記号	名称および単位
m	機体の質量 [kg]
x	x 軸方向の位置座標 [m]
y	y 軸方向の位置座標 [m]
z	z 軸方向の位置座標 [m]
ϕ	x 軸回りの姿勢角 (roll 角) [rad]
θ	y 軸回りの姿勢角 (pitch 角) [rad]
ψ	z 軸回りの姿勢角 (yaw 角) [rad]
f_i	ロータ i 番目の推力 [N]

2.2 ドローンの運動方程式の導出 [3][4]

ドローンの運動方程式をラグランジュの運動方程式を用いて導出すると式(2.1)のように表せる。

$$M(q)\ddot{q} + N(q, \dot{q}) = B_f u \quad (2.1)$$

ここで、 $M(q)$ は慣性行列を表し、 $N(q, \dot{q})$ はコリオリ力項を表す。 q はドローンにおける一般化座標であり、慣性座標系で表現された位置 ${}^w p_b = [x \ y \ z]^T$ と姿勢角 $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ を含む6次元縦ベクトルである。また、 $B_f u$ はドローンにおける一般化力であり、並進運動では機体に働く力、回転運動ではモーメントを表す。

2.3 状態方程式の導出 [2][3]

ドローンの状態方程式を式(2.1)から導出する。状態変数を $X = [q^T \ \dot{q}^T]^T$ とすると状態方程式は式(2.2)のように表せる。

$$\dot{X} = f(X) + g(X)u \quad (2.2)$$

$$f(X) = \begin{bmatrix} \dot{q} \\ -M^{-1}(q)N(q, \dot{q}) \end{bmatrix}, g(X) = \begin{bmatrix} O_{6 \times 4} \\ M^{-1}B_f \end{bmatrix}$$

3 ドローンの重心位置のずれによる姿勢角の乱れと横滑りの補正のシミュレーション

3.1 リアルタイムシミュレータにおけるドローンの重心位置のずれの再現

本研究では、シミュレーションにMATLAB/Simulinkを使用した。また、本研究ではリチウムイオン電池の個体差などによるドローンの重心位置のずれを、リアルタ

イムシミュレータにおいては、ドローンに新たな質点を加えることにより再現する。加える質点は、ドローンの中心軸から l_{yy} [m] 離れた位置 (図 1 の赤点の位置) とし、この質点到質量 m_b を加える。

3.2 ドローンの重心位置のずれによる姿勢角の乱れと横滑りを補正する制御

ドローンの重心位置のずれの再現として、ドローンに新たな質点を加えたことによる姿勢角の乱れと横滑りを補正し、また、ドローンを安定飛行させるための制御を行う。

3.2.1 シミュレーションにおけるドローンの現在位置の推定値の模擬

本研究では、4章で後述するように加速度センサの測定値を用いてドローンの現在位置を推定する。しかし、2.3節でドローンの状態方程式を導出した通り、シミュレーションにおいてはドローンの x 軸、 y 軸方向の現在位置を取得することは可能である。そこで、シミュレーション環境を飛行実験の環境に近づけるため、シミュレーションにおける x 軸、 y 軸方向の現在位置の推定値として、現在位置を取得するサンプリング時間毎に 10^{-5} [m] を加算したものをを用いる。これにより、ドローンの x 軸、 y 軸方向の現在位置の推定値の模擬を行った。

3.2.2 位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御

ドローンの重心位置のずれによる姿勢角の乱れと横滑りを補正し、安定飛行させるための制御として、位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御による制御を行う。位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御のブロック線図を図 2 に示す。

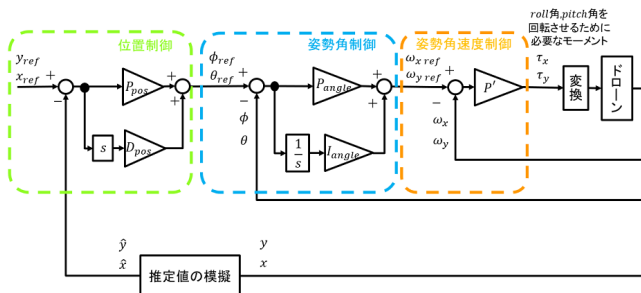


図 2 位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御のブロック線図

位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御では、アウターループでドローンの x 、 y 軸方向の並進位置の PD 制御を行い、 x 、 y 軸方向の並進位置の PD 制御で得られた指令値がそれぞれ pitch 角、roll 角制御の目標値となる。そして、それらの姿勢角目標値に追従するように 1 つ目のインナーループで姿勢角の PI 制御を行い、姿勢角の PI 制御で得られた指令値が姿勢角速度の目標値となる。さらに、姿勢角速度の目標値に対して 2 つ目のインナーループで姿勢角速度のネガティブフィードバック制御を行うことでドローンの飛行安定化の向上を図っている。

3.2.3 シミュレーション条件

ドローンの位置・姿勢角・姿勢角速度の初期値は全て 0 であるとする。さらに、高度、 x 軸方向の位置、 y 軸方向の位置の目標値を 0 とし、ドローンに新たな質点を加えたことによる姿勢角の乱れや横滑りが制御により補正できるかを検証する。シミュレーションでは、ドローンの重心位置のずれの再現としてドローンの中心軸から $l_{yy} = 0.05$ [m] 離れた位置に $m_b = 0.3$ [kg] の質量を加えた。

3.2.4 シミュレーション結果と考察

図 1 の位置に新たな質点を加えた際の姿勢角の乱れや横滑りに対する位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御の roll 角と y 軸方向位置のリアルタイムシミュレーション結果を図 3 に示す。

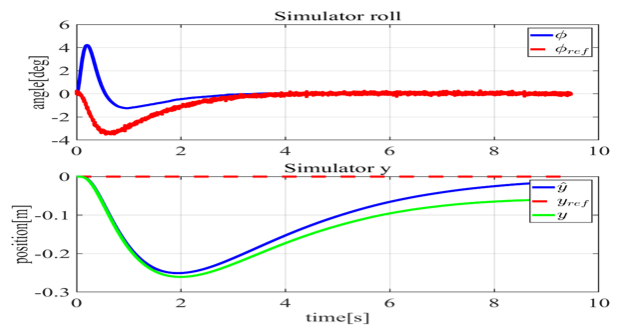


図 3 位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御のシミュレーション結果

図 3 から、ドローンに新たな質点を加えたことにより、シミュレーション開始と同時にドローンが roll 角正方向へ傾き、また、 y 軸負方向へ横滑りしていることが分かる。この姿勢角の乱れと横滑りに対し、アウターループで並進位置制御を行うことで y 軸負方向の横滑りを止め、9 秒付近で目標位置に収束していることが分かる。また、並進位置制御で得られた指令値が、roll 角の乱れを補正するような roll 角の目標値となり、4 秒付近で目標値に収束していることが分かる。

4 カルマンフィルタによるドローンの位置推定

本研究では先述した通り、加速度センサの測定値を用いてカルマンフィルタによりドローンの現在位置を推定する。

4.1 カルマンフィルタ

カルマンフィルタは、誤差のある観測値を用いて、ある動的システムの状態を推定するフィルタであり、時間ステップをひとつ進める度に予測と推定の 2 つの手続きを行う。予測の手続きでは、前の時刻に推定した状態からダイナミクスのモデルを用いて現在の時刻の状態を予測する。推定の手続きでは、予測した状態と現在の時刻の観測値を用いて、より正確な状態を推定し、また、誤差共分散が最小となるように補正する。カルマンフィルタはこの 2 つの手続きの繰り返し計算である。

4.2 状態方程式の導出

カルマンフィルタを構成するうえでシステムの動特性を表現するためにはプロセスモデルが必要となる。そこでまず、状態方程式を導出する。慣性座標系で表現されたドローンの加速度を a_g としたとき、同じく慣性座標系で表現されたドローンの速度 v_g との関係は式 (4.1) のように表せる。

$$\dot{v}_g = a_g \quad (4.1)$$

また、慣性座標系で表現されたドローンの位置 p_g と速度 v_g の関係は式 (4.2) のように表せる。

$$\dot{p}_g = v_g \quad (4.2)$$

a_g はドローンに搭載した加速度センサの測定値を慣性座標系に座標変換することで得ることができる。しかし、加速度センサの測定値にはバイアス誤差が含まれており、バイアス誤差が含まれた信号を式 (4.1)、式 (4.2) に従って積分すると、その値は大きくドリフトする。そこで本研究では、加速度センサのバイアス誤差を推定し、推定したバイアス誤差を考慮して速度・位置の推定を行う。[5] いま、加速度センサのバイアス誤差を b_a としたとき、その時間微分は式 (4.3) に示すランダムウォークで表せる。

$$\dot{b}_a = W_t \quad (4.3)$$

ただし、式 (4.3) の W_t はホワイトノイズを表している。以上で得られた式 (4.1)~式 (4.3) より、状態方程式は式 (4.4) のように表せる。

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_g \\ \dot{v}_g \\ \dot{a}_g \\ \dot{b}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_g \\ v_g \\ a_g \\ b_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} W_t \quad (4.4)$$

ここで、システムの状態を $\mathbf{x}(t) = [p_g \ v_g \ a_g \ b_a]^T$ とし、式 (4.4) を $\frac{\mathbf{x}(t+1) - \mathbf{x}(t)}{\Delta t}$ で離散化すると式 (4.5) のように表せる。

$$\mathbf{x}(t+1) = \mathbf{A}_t \mathbf{x}(t) + \mathbf{G}_t W_t \quad (4.5)$$

ただし、式 (4.5) の \mathbf{A}_t 、 \mathbf{G}_t はそれぞれ以下のように表せる。 Δt はサンプリング時間を表している。

$$\mathbf{A}_t = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 \\ 0 & 1 & \Delta t & -\Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{G}_t = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Delta t \end{bmatrix}$$

4.3 観測方程式の導出

続いて、観測方程式を導出する。直接観測できる状態は、加速度センサによって観測されたドローンの加速度であるため、これを y_t と表せばシステムの観測方程式は式 (4.7) のように表せる。

$$y(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}(t) = \mathbf{H}_t \mathbf{x}(t) \quad (4.7)$$

4.4 カルマンフィルタアルゴリズム

4.2, 4.3 節で得られたプロセスモデルを用いてカルマンフィルタを構成する。状態 $\mathbf{x}(t)$ の予測値を $\hat{\mathbf{x}}(t|t-1)$ 、推定値を $\hat{\mathbf{x}}(t|t)$ とするとカルマンフィルタのアルゴリズムは式 (4.8) で与えられる。

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(t|t-1) &= \mathbf{A}_t \hat{\mathbf{x}}(t|t) + \mathbf{G}_t W_t \\ \mathbf{P}(t|t-1) &= \mathbf{A}_t \mathbf{P}(t-1|t-1) \mathbf{A}_t^T + \mathbf{G}_t Q_t \mathbf{G}_t^T \\ \mathbf{K}(t) &= \mathbf{P}(t|t-1) \mathbf{H}_t^T \left[\mathbf{H}_t \mathbf{P}(t|t-1) \mathbf{H}_t^T + R_t \right]^{-1} \end{aligned} \quad (4.8)$$

$$\hat{\mathbf{x}}(t|t) = \hat{\mathbf{x}}(t|t-1) + \mathbf{K}(t) \left[y(t) - \mathbf{H}_t \hat{\mathbf{x}}(t|t-1) \right]$$

$$\mathbf{P}(t|t) = \mathbf{P}(t|t-1) - \mathbf{K}(t) \mathbf{H}_t \mathbf{P}(t|t-1)$$

$$\hat{\mathbf{x}}(0|-1) = \mathbf{m}_0, \mathbf{P}(0|-1) = \Sigma_0$$

ただし、 $\mathbf{K}(t)$ はカルマンゲイン、 $\mathbf{P}(t|t-1)$ および $\mathbf{P}(t|t)$ は誤差共分散行列、 Q_t はプロセスノイズの共分散、 R_t は観測ノイズの共分散をそれぞれ表している。また、 $\hat{\mathbf{x}}(0|-1)$ 、 $\mathbf{P}(0|-1)$ はそれぞれ状態、誤差共分散行列の初期値を表している。これらを逐次計算することにより、ある時刻における状態の推定値を得ることができる。

4.5 カルマンフィルタによるドローンの位置推定実験

4.4 節のカルマンフィルタアルゴリズムを用いてドローンの位置推定実験を行った。

4.5.1 飛行実験のシチュエーション

本研究では、カルマンフィルタにより位置推定を行うために必要なドローンの3次元加速度の取得やドローンの姿勢角、姿勢角速度を制御するにあたり必要なドローンの状態量を取得するセンサとして、LORD社の3DM-GX4-45を使用した。また、飛行実験は、3[m]×3[m]×3[m]の区画内で行い、実験では推力の差分による高度操作と姿勢角のPI制御及び姿勢角速度のネガティブフィードバック制御を用いてドローンを制御した。飛行実験の制御則の詳細は小森氏の論文を参照されたい。[6]

4.5.2 ドローンの位置の推定結果と考察

カルマンフィルタにより推定した x 軸、 y 軸方向のドローンの位置、速度、加速度、バイアス誤差の結果を図4、図5に示す。また、飛行実験におけるドローンのroll角、pitch角、yaw角の応答を図6に示す。

図4と図5の位置の推定結果の図の赤線は推定した位置、青線は飛行実験で得た4つのロータの推力を用いてドローンのモデリングより算出した位置の予測値を示す。図4の x 軸方向位置の推定結果の図、図6のpitch角の応答の図から、5秒から6秒にかけてpitch角が回転すると、その影響を受けて x 軸方向位置の推定値、また予測値が同方向に位置変化を起こしていることが分かる。しかし、位置の推定値はドローンが壁に衝突する7秒以前に予測値と最大0.8932[m]の誤差があり、誤差の平均値は0.2306[m]であった。誤差の原因としては、加速度センサのバイアス

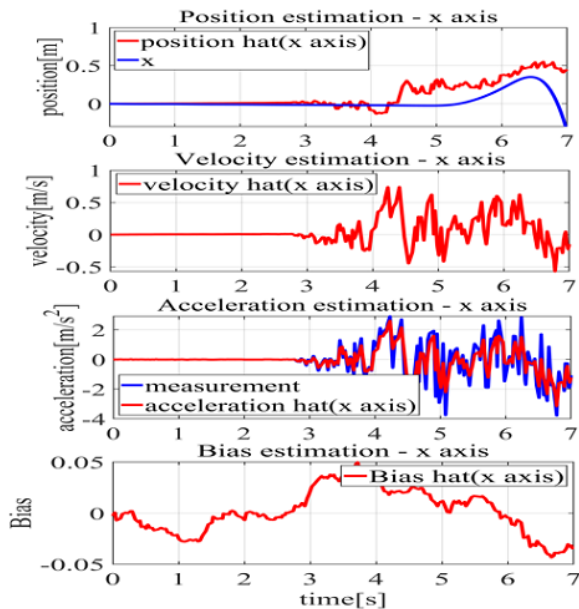


図4 x 軸方向位置，速度，加速度，バイアス誤差の推定結果

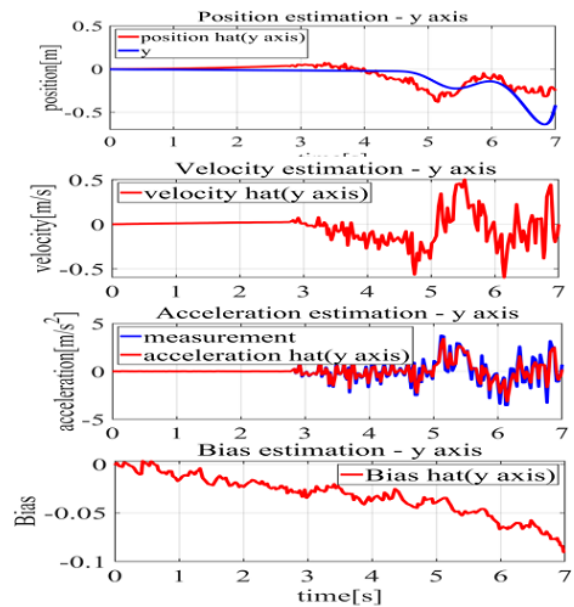


図5 y 軸方向位置，速度，加速度，バイアス誤差の推定結果

誤差以外の誤差源による影響，カルマンフィルタによる位置推定を構成するプロセスモデルに姿勢角や姿勢角速度を考慮していないことが考えられる。また，図5の y 軸方向位置の推定結果の図，図6のroll角の応答の図から，4秒以降，roll角が回転すると，その影響を受けて y 軸方向位置の推定値，また予測値が同方向に位置変化を起こしていることが分かる。 y 軸方向の位置の推定値は，ドローンが壁に衝突する7秒以前に予測値と最大0.4563[m]の誤差があり，誤差の平均値は0.1805[m]であった。

5 おわりに

本研究では，ドローンのモデリングを行い，重心ずれによるドローンの姿勢角の乱れと横滑りを補正し，安定飛行を実現するための制御則設計を行った。また，リアルタイムシミュレーションにてドローンの重心ずれによる姿勢角の乱れと横滑りをドローンに新たな質点を加えることにより再現し，設計した制御則の制御性能検証を行うことができた。さらに，ドローン現在位置を加速度センサの測定値を用いてカルマンフィルタにより推定した。

今後は，カルマンフィルタによる位置推定を構成するプロセスモデルとしてドローンの姿勢角や姿勢角速度も考慮したモデルを考えることで推定の精度を高める必要がある。その後，位置の推定値を活用した位置・姿勢角・姿勢角速度のカスケード制御によるドローンの飛行制御を行い，飛行安定性の向上に取り組む必要がある。

参考文献

[1] 国土交通省．国土交通省のドローンの活用事例．2021. https://www.lib.niigata-u.ac.jp/learning_support/doc/20210709-3.pdf.
 [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

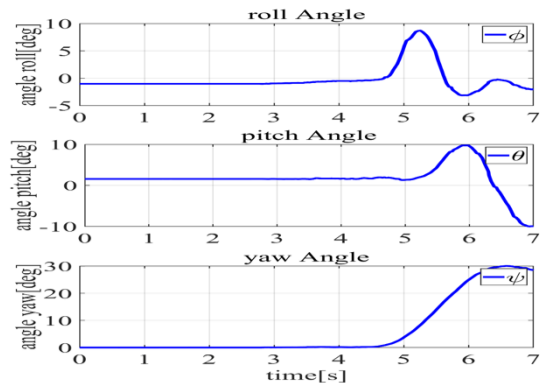


図6 飛行実験におけるドローンの姿勢角の応答

業学士論文，南山大学理工学部機械電子制御工学科坂本・中島研究室，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．pp. 39-47，2020.
 [5] 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．pp. 267-268，2020.
 [6] 小森脩平．自律飛行を目的としたドローンの飛行制御．2022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，2023.