

ドローンの飛行制御系の設計 Design of Flight Control Law for Drones

○近藤吉樹¹, 吉田洋明²

*Yoshiki Kondo¹, Hiroaki Yoshida²

Abstract: Although drones are used for a wide variety of applications, their basic shape remains largely unchanged. However, it is possible to further improve functionality and reduce costs by designing drones for various applications. This research aims to make it easy for anyone to operate the drone by designing a control system in which the pilot operates the drone by inputting commands.

1. はじめに

近年、ドローンは様々な企業・大学等で研究・開発が進んでいる。用途は多岐にわたるが、基本形状にはほとんど変化がない。この点に着目し、様々な用途に応じたドローンの設計方法を検討することで更なる機能性の向上やコスト削減が可能になると考えている。

本研究ではこれまでの研究でドローンの安定性が向上するとされる条件である重心に対して上方に抗力の中心が位置し、プロペラが重心より下方に位置するという条件を用い、さらに操縦者がコマンド入力でドローン进行操作する制御系の設計を行うことで誰もが簡単に操縦できるようにすることを目指している。ここでは高度を保持したまま、姿勢角を変化させる制御則の設計を行い、シミュレーションによる評価を行う。

2. ドローンの解析モデル

飛行シミュレーションは三次元で行う。解析に用いるモデルと座標系を **Fig.1** に示す。 **Figure1** は機体の重心に対して上方に抗力の中心が位置し、プロペラが重心より下方に位置している場合を示している。

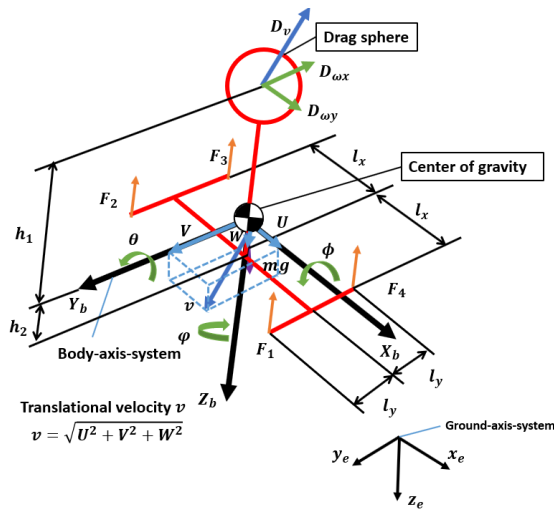


Figure1. Simulation model and coordinate system

3. 運動方程式

Figure1 に示したモデルの運動方程式は、式(1)～(6)に示す6本の連立微分方程式^[1]で表される。

$$\begin{aligned} \dot{U} &= RV - QW \\ &+ \frac{1}{m}(-mg \sin \theta - D_v \cos \alpha \cos \beta + D_{\omega y}) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= PW - RU \\ &+ \frac{1}{m}(mg \sin \phi \cos \theta - D_v \sin \beta - D_{\omega x}) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{W} &= QU - PV + \frac{1}{m}\{mg \cos \phi \cos \theta \\ &- D_v \sin \alpha \cos \beta - (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)\} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{P} &= \frac{1}{I_{xx}}\{QR(I_{yy} - I_{zz}) + (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4)l_y \\ &- D_v \sin \beta h_1 - D_{\omega_x} h_1\} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{Q} &= \frac{1}{I_{yy}}\{RP(I_{zz} - I_{xx}) + (F_1 - F_2 - F_3 + F_4)l_x \\ &+ D_v \cos \alpha \cos \beta h_1 - D_{\omega_y} h_1\} \end{aligned} \quad (5)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{zz}}\{PQ(I_{xx} - I_{yy})\} \quad (6)$$

U, V, W : 機体座標 X, Y, Z 軸方向の速度 [m/s]

P, Q, R : X, Y, Z 軸回りの角速度 [rad/s]

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} : X, Y, Z 軸回りの慣性モーメント [kg · m²]

D_v : 並進速度による抗力 [N]

$D_{\omega_x}, D_{\omega_y}$: X, Y 軸回りの回転による抗力 [N]

m : 機体質量 [kg], g : 重力加速度 [m/s²]

$F_1 \sim F_4$: 各プロペラによる推力 [N]

l_x, l_y : 機体中心からプロペラまでの距離 [m]

h_1, h_2 : 抗力中心から重心までの距離 [m]

ϕ, θ, ψ : ロール, ピッチ, ヨー角 [rad]

α : 迎え角 [rad], β : 横滑り角 [rad]

1: 日大理工・院 (前)・精機 2: 日大理工・教員・精機

4. 制御則の構成

制御則は一定の高度を保つため、鉛直成分の推力と重力が釣り合うように以下の条件とする。

$$mg - (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \cos \phi \cos \theta = 0 \quad (7)$$

また姿勢角制御は角度と角速度をフィードバックし、以下のように設計した。

$$M_\phi = -K_\phi(\phi_o - \phi_i) - K_{\omega\phi}\dot{\phi}_o \quad (8)$$

$$M_\theta = -K_\theta(\theta_o - \theta_i) - K_{\omega\theta}\dot{\theta}_o \quad (9)$$

$$M_\psi = -K_\psi(\psi_o - \psi_i) - K_{\omega\psi}\dot{\psi}_o \quad (10)$$

M_ϕ, M_θ, M_ψ : 制御モーメント [Nm]

K_ϕ, K_θ, K_ψ : ロール, ピッチ, ヨー角の
フィードバックゲイン [Nm/rad]

$K_{\omega\phi}, K_{\omega\theta}, K_{\omega\psi}$: ロール, ピッチ, ヨー角速度の
フィードバックゲイン [Nm · s/rad]

ϕ_i, θ_i, ψ_i : X, Y, Z 軸回りの目標姿勢角 [rad]

ϕ_o, θ_o, ψ_o : X, Y, Z 軸回りの現在の姿勢角 [rad]

5. シミュレーション結果

高度を一定に保持する場合と保持しない場合で目標とするピッチ角(10度)を維持するシミュレーションを行った。初期条件はホバリング状態とし、その他のシミュレーション条件を Table1 に示す。またその結果を Fig.2~Fig.4 に示す。

Table1. Simulation conditions

name	variable	unit	value
Mass of drone	m	kg	1.5
Length of arm	l_x, l_y	m	0.3
Moment of inertia around X,Y,Z-axis	I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	kg · m ²	0.025
Distance from center of gravity to center of drag	h	m	0.5
Radius of drag sphere	r	m	0.3
angle feedback gain	k_ϕ, k_θ, k_ψ	Nm/rad	98.60
angular velocity feedback gain	$k_{\omega\phi}, k_{\omega\theta}, k_{\omega\psi}$	Nm · s/rad	2.22

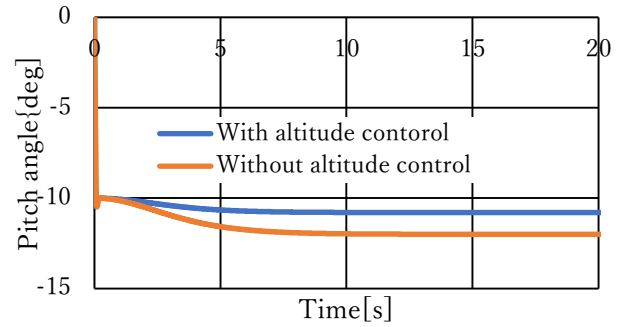


Figure2. Pitch angle

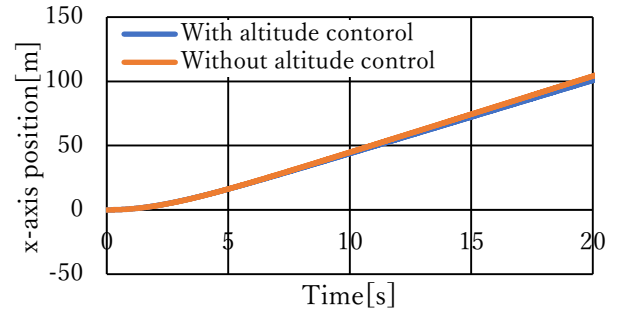


Figure3. x-axis position

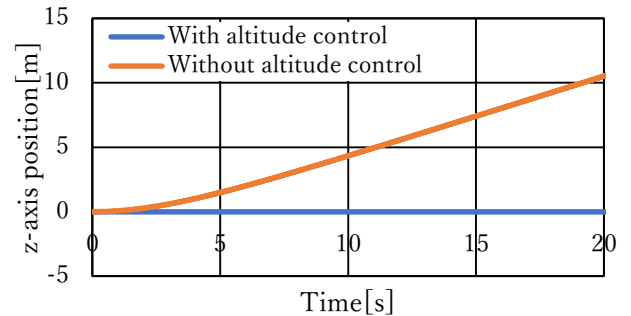


Figure4. z-axis position

Figure3, Figure4 より高度を一定に保持し、前進できていることが確認できた。しかし、Figure2 より目標姿勢角をオーバーする定常偏差が生じてしまったことがわかる。

6. おわりに

飛行姿勢に関わらず高度を一定に保持し、目標とするピッチ角を維持する制御則を構成し、シミュレーションによる検証を行った。その結果、高度を一定に保持し、前進させることができた。しかし、ピッチ角に定常偏差が生じてしまった。この結果について今後検討を進める。

7. 参考文献

[1] 嶋田有三・佐々修一:「飛行力学」, 森北出版株式会社, 2017年