

ドローンの重心位置と抗力中心が飛行特性に及ぼす影響 Effect of Drone's Center of Gravity and Drag on Flight Characteristics

○山口和真¹, 金田竜弥¹, 丸祐明¹, 吉田洋明²

Kazuma Yamaguchi, Ryoya Kaneda, Hiroaki Maru, Hiroaki Yosida

Abstract: Recently, Drone is hoped for the purpose of various use such as agriculture, delivery and competition. However, these airframes are similar design. Therefore, the purpose of this study is to purpose the airframe configuration of drone according to each purpose. Firstly, we formularize equation of motion to clear dynamic characteristics in 2D plane. We simulate drone's motion in various situation and lead situation of stability.

1. はじめに

最近では、農業用、配達用、競技用等の様々な用途のドローンが存在するがどれも似た形状である。しかし、それぞれの用途にあった飛行特性を持つ機体形状が得られれば、より機能性が高く、望ましいドローンが製作できる。本研究では、最終的にドローンの設計を行うために、飛行特性の簡易な解析を行うための手法を開発することを目指す。そこで、2次元平面での簡略化されたモデルを使った飛行シミュレーションによって飛行特性の解析を行うことを試みる。図1に今回のモデルを示す。

Figure.1 は、機体の重心の上に抗力の中心があり、プロペラが下に位置している場合の機体形状を示している。抗力を受ける部分は簡単のため球体で代表している。これは、どの方向に飛行しても抗力が変化しないようにするためである。また、プロペラ部分でも抗力を発生するが、今回は球体以外の抗力は無視するものとする。

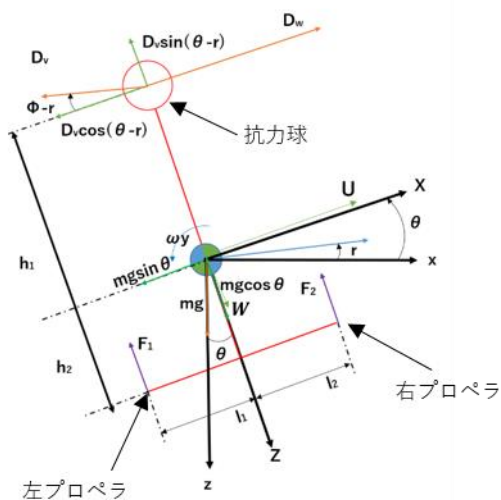


Figure.1 Drone's Simulation Model^[1]

2. 運動方程式^[2]

Figure.1 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で表される。

$$\dot{U} = \frac{1}{m} \{ D_w - D_v \cos(\theta - \gamma) - mg \sin \theta \} - \omega_y W \quad (1)$$

$$\dot{W} = \frac{1}{m} \{ -F_1 - F_2 - D_v \sin(\theta - \gamma) + mg \cos \theta \} + \omega_y U \quad (2)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1}{I_y} \{ h_1 D_v \cos(\theta - \gamma) - h_1 D_w - F_1 l_1 + F_2 l_2 \} \quad (3)$$

$$\dot{x} = U \cos \theta + W \sin \theta \quad (4)$$

$$\dot{z} = -U \sin \theta + W \cos \theta \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = \omega_y \quad (6)$$

m [kg]: 機体質量, g [kg/m²]: 重力加速度, x [m]: 固定座標における x 方向の重心位置, z [m]: 固定座標における z 方向の重心位置, U [m/s]: 機体座標における X 軸方向の速度, W [m/s]: 機体座標における Z 軸方向の速度, D_v [N]: 並進速度による抗力成分, D_w [N]: 回転による抗力, F_1 [N]: 左プロペラの推力, F_2 [N]: 右プロペラの推力, l_1 [m]: 機体中心から左プロペラまでの距離, l_2 [m]: 機体中心から右プロペラまでの距離, h_1 [m]: 重心から抗力中心までの距離, h_2 [m]: プロペラから重心までの距離, θ [$^\circ$]: 水平面から機体 X 座標系までの角度, γ [$^\circ$]: 経路角である。ただし、

$$D_v = \frac{1}{2} \rho (U^2 + W^2) S C_D \quad (7)$$

1: 日大理工・学部・精機 2: 日大理工・教員・精機

$$D_\omega = \frac{1}{2} \rho h_1^2 \omega_y \sqrt{\omega_y^2 S C_D} \tag{8}$$

である.

ρ [kg/m³]:大気密度, S [m²]:抗力を受ける球の投影面積, C_D :抗力係数である.

3. シミュレーション

式(1)~(6)を用いて, ドローンの飛行シミュレーションを行った. Table.1 にシミュレーション条件を, Table.2 に初期条件を示す.

Table.1 Simulation Conditions

プロペラの推力 F_1, F_2 [N]	20
機体の質量 m [kg]	4
抗力球の半径 r [m]	0.2
抗力球の投影面積 S [m ²]	0.125663706
大気密度 ρ [kg/m ³]	1.225
抗力係数 C_D	0.44
重力加速度 g [m/s ²]	9.81
計算時間 t [s]	60
重心から抗力中心までの距離 h_1 [m]	-0.2
機体中心から右, 左プロペラまでの距離 l_1, l_2 [m]	0.9
慣性モーメント I_y [kg*m ²]	50

Table.2 First Conditions

X軸方向の初期速度 U_0 [m/s]	0
Z軸方向の初期速度 W_0 [m/s]	-1
Y軸回りの初期角速度 Q_0 [rad/s]	0
x軸方向の初期位置 x_0 [m]	0
z軸方向の初期位置 z_0 [m]	0
Y軸回りの初期角度 θ_0 [°]	-5

4. シミュレーション結果

抗力の中心が重心より上にある場合 ($h_1 = -0.2$) のシミュレーション結果を Figure.2 に示す.

赤色の○印が抗力中心, 黒色の□印が重心, 青色の+印がプロペラ位置を示す.

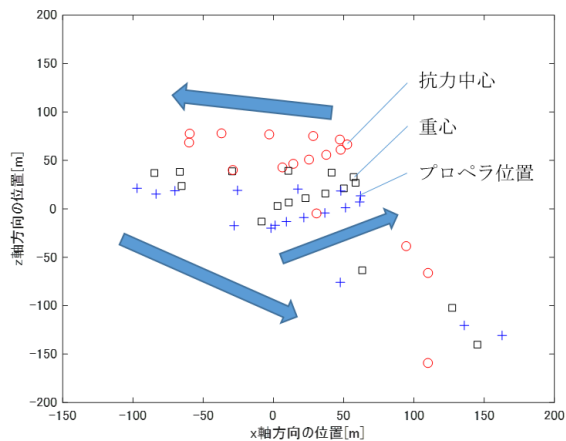


Figure.2 Simulation Result

Figure.2 より今回の条件では, 初めは機体の姿勢がずれても安定した状態に戻ろうとする傾向がみられるが, その後は戻り切れずに機体自身が回転しながら落下していく現象が見られた.

5. おわりに

式(1)~(6)に示した運動方程式より, 機体の運動には Table.1 に示した抗力球の半径 r や, 重心から抗力中心までの距離 h_1 が関係していることが分かる. 今後は, ドローンが安定な飛行特性をもつ条件をシミュレーションと解析によって明らかにしていく.

6. 参考文献

[1] 川柳亮二:「航空機の飛行力学」, 森北出版株式会社, (2017)
 [2] 嶋田有三・佐々修一:「飛行力学」, 森北出版株式会社, (2017)