

並進推力機構を有したマルチロータ UAV の飛行制御 Flight Control of Multi-Rotor UAV with Translational Thrust System

○福野裕大¹, 内山賢治², 増田開²

*Yudai Fukuno¹, Kenji Uchiyama² Kai Masuda²

This paper describes the structure and flight control system for the UAV that combines a fixed-wing vehicle and a quadrotor. Conventional studies have switched between each flight mode, but the lift was not enough to make it safe. The UAV design described in this research has fixed wing and quadrotor modes and independent thrust in the horizontal and vertical directions. The UAV can fly while maintaining a stable attitude by using the thrust in quadrotor mode depending on the aircraft speed during transitional flight control. Moreover, the designed structure of the aircraft also made it possible to simplify the control system. Control performance of the designed UAV is confirmed by numerical simulation.

1. 緒言

無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) は、輸送対象物や用途によって様々なサイズの機体が設計されている。とくに、十分な長さの滑走路がない場合に有効なのが垂直離着陸機である。航続距離も期待できるティルトロータ機やティルトウィング機は、構造が複雑なうえ遷移飛行中の姿勢が難しく^[1]容易に実現できない。一方、翼と胴体の下にプロペラを組み込んだ簡単な構造も考えられるが、プロペラへの空気の流れ量が少なく、十分な推力が発生しないと考えられる。したがって、簡単な構造で固定翼機と回転翼機の特徴を併せ持ち、飛行に十分な推力を発生させる推力機構を考える必要がある^[2]。

前述の問題を解決するために、本研究では、水平方向と垂直方向に対して独立した推力機構を有する機体を提案し、その飛行制御について検討する。最後に、数値シミュレーションにより提案手法の有効性を検証する。

2. 数学モデル

考案した機体を Figure 1 に示す。この機体は翼の内部や下部にロータを設置するのではなく、翼を挟んで前後に設置した4つのロータによって Quadrotor mode の推力を効率的に発生させる。このタイプの UAV は、飛行形態の遷移時に各方向の推力を単純に切り替えるのではなく、Fixed-wing の推力が安定するまで Quadrotor の推力も作用させることで十分な揚力を保持している。同図に機体座標系 $X_b Y_b Z_b$ および慣性座標系 XYZ の定義を示す。制御入力は垂直、水平方向の各推力および舵角とする。また、ロータ 2, 4 は時計回り、ロータ 1, 3 は反時計回りに回転する。

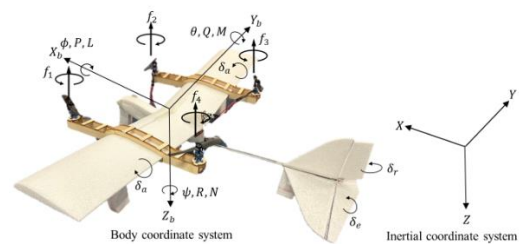


Figure 1. Definition of coordinate system

2.1 並進運動

並進運動方程式は以下のように表される。

$$\dot{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} RV - QW \\ PW - RU \\ QU - PV \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -s\theta \\ s\phi c\theta \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{v} は機体座標系での速度、 $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$ と $\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ は、機体軸系での角速度と力を表す。また、 $s(\cdot), c(\cdot)$ はそれぞれ $\sin(\cdot), \cos(\cdot)$ を表す。

2.2 回転運動

回転運動方程式は以下のように表される。

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \mathbf{J}^{-1} \begin{bmatrix} 0 & R & -Q \\ -R & 0 & P \\ Q & -P & 0 \end{bmatrix} \mathbf{J} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \mathbf{J}^{-1} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (2)$$

$\mathbf{M} = [L \ M \ N]^T$ は機体座標系における力のモーメントで、 \mathbf{J} は慣性テンソルを表す。

3. 制御系設計

本研究では、Quadrotor mode と Fixed-wing mode を組み合わせて離陸から着陸までを行い、その間、飛行制御則に PID 制御を適用する。操作量 $c(t)$ を次式に示す。

$$c(t) = K_p e(t) + K_I \int e(t) dt + K_D \frac{d}{dt} e(t) \quad (3)$$

$$e(t) = r_c - y \quad (4)$$

K_p, K_I, K_D はフィードバックゲイン、 r_c は目標値を示す。

1 : 日大理工・院 (前)・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

3.1 離陸制御系

Figure 2 に設計した離陸制御系のブロック線図を示す。ここで、高度制御に必要な推力を u 、ロール角、ピッチ角、ヨー角の制御に必要なトルクを τ_x, τ_y, τ_z とする。

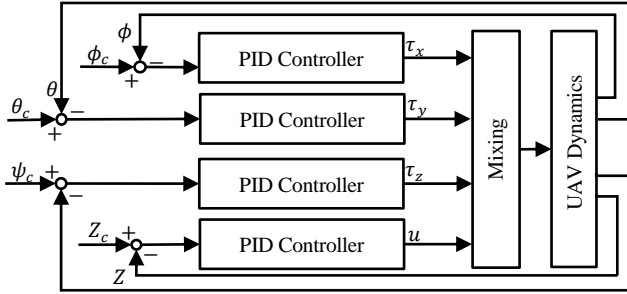


Figure 2. Block diagram for UAV takeoff

3.2 離陸から巡航への制御系

離陸から巡航への切り替えには、Quadrotor mode と Fixed-wing mode を組み合わせて飛行する。Fixed-wing による揚力 F_{ZF} と Quadrotor の推力 F_{ZQ} とすると、機体進行方向速度によって機体座標系 Z_b 軸に働く力は、以下の式で表される。

$$F_z = F_{ZF} + F_{ZQ}g(U) \quad (5)$$

$$g(U) = \begin{cases} 1 & U_c - U > 0 \\ 0 & U_c - U \leq 0 \end{cases} \quad (6.a)$$

$$g(U) = \begin{cases} 1 & U_c - U > 0 \\ 0 & U_c - U \leq 0 \end{cases} \quad (6.b)$$

Figure 3 に設計した巡航制御系のブロック線図を示す。UAV の目標の位置を $\mathbf{X}_c = [X_c \ Y_c \ Z_c]^T$ 、現在の位置を $\mathbf{X} = [X \ Y \ Z]^T$ とする。機体が水平を保つためにロール角は $\phi_c = 0$ とする。また、慣性座標系の Z 軸の速度 \dot{Z} と目標速度を \dot{Z}_c とし、機体が高度一定を保つために $\dot{Z}_c = 0$ とする。さらに目標姿勢角 $\boldsymbol{\eta}_c = [\phi_c \ \theta_c \ \psi_c]$ と現在の姿勢角 $\boldsymbol{\eta} = [\phi \ \theta \ \psi]$ との偏差を入力とするPID 制御から各舵の指令角を出力する。 δ_T は目標巡航速度 U_c と現在の速度 U の偏差を用いて算出したPID 制御に基づく推力の値である。

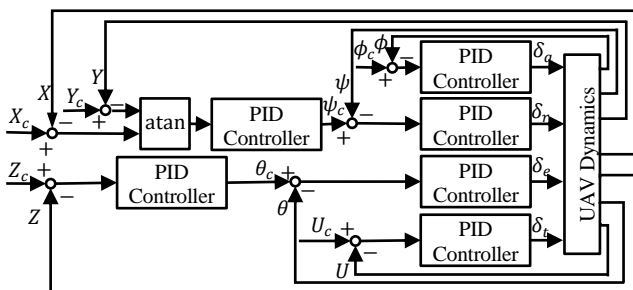


Figure 3. Block diagram for cruising

3.3 巡航から着陸への制御系

巡航から着陸に切り替える際、Quadrotor mode と Fixed-wing mode を組み合わせて、目標位置 \mathbf{X}_c より少し手前の位置から Quadrotor の推力を利用して飛行する。

着陸する際は、離陸と同様、姿勢角と高度のフィードバック制御を行う。

4. 数値シミュレーション

Figure 4 に UAV の飛行軌跡を示す。図から、機体は通過点 \mathbf{X}_1 の目標高度に到達し、10 [s]ほどホバリングした後、通過点 \mathbf{X}_2 に向かって飛行し、最後に目標点 \mathbf{X}_3 で着陸していることが分かる。Figure 5 に姿勢角の時間履歴を示す。垂直離陸の際、姿勢角は 0 の状態から巡航に切り替える際に、各舵の力によって姿勢角が変化していることが分かる。着陸時には、Quadrotor mode で姿勢角が目標値 0 に追従していることが分かる。

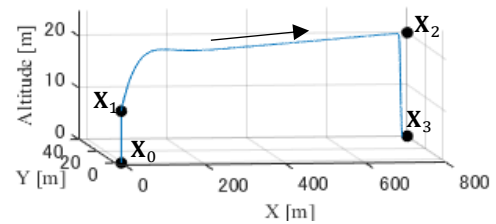


Figure 4. Trajectory of UAV

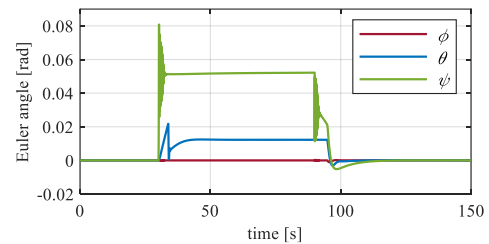


Figure 5. Time responses of Euler angle

5. 結言

本稿では、Fixed-wing mode と Quadrotor mode を組み合わせた UAV とその飛行制御法を提案した。提案した機体の構造上、飛行形態の遷移時に十分な揚力が発生しないため、遷移飛行制御時に機速に応じて Quadrotor mode における推力を利用する制御を試みた。数値シミュレーションでは、垂直離着陸および遷移飛行において、安定した機体姿勢の維持が確認され、提案手法の有効性が示された。今後は提案した制御手法を実機に搭載し、実証実験を行う。

参考文献

- [1] 宮野 智行, 羽場崎 祥, 堤野 雅貴: 小型無人ティルトウィング機の設計製作, 東京都立産業技術高等専門学校研究紀要, 2019, pp.59-62
- [2] 山本 淳二: ドローン設計・自作に関する研究 (VTOL型ドローン), 第一工科大学研究報告第34号, 2022, pp.1-6