

クアドチルトロータ UAV のシームレス 90 度姿勢遷移飛行の実飛行検証

Flight Experiment for Seamless 90-Degree Attitude Transition Flight of a Quad Tilt-rotor UAV

学 坂井佑将 (芝浦工大) ○正 安孫子聡子 (芝浦工大)

Yusuke SAKAI, Shibaura Institute of Technology, ma18046@shibaura-it.ac.jp

Satoko ABIKO, Shibaura Institute of Technology, abiko@shibaura-it.ac.jp

With the addition of actuators, the quad tilt-rotor UAV allows independent control of position and attitude and can also hover with tilting attitude. However, to change the attitude from 0 degree to 90 degrees, the conventional control methods switched two control methods depending on the attitude. Therefore, a large overshoot and difficulty of hovering in certain tilting attitudes were observed. To solve the above issues, a seamless attitude transition control method has been developed and verified by numerical simulation. This paper describes the verification of the developed seamless attitude transition control method by flight experiment.

Key Words: Quad tilt-rotor UAV, Seamless 90-degree attitude transition flight, Attitude control

1 はじめに

マルチロータ UAV の優位性は地上移動ロボットと比べて移動範囲の広さ、機動性などが挙げられる一方、主軸などで囲まれた空間への侵入や風に対する安定性、安全性については課題が残っている [1]。これらの課題に対し、機体姿勢が傾いた状態でのホバリング (チルト飛行) が可能な UAV が開発されてきた。

Kawasaki らは、パイコプタを連結することで Pitch 軸に対し任意の姿勢で飛行可能な UAV を開発した [2]。この先行研究は広い角度範囲においてチルト飛行を実現しているが、構造的にチルト飛行可能な軸は 1 軸に限定されている。Oosedo らは、従来のクアドロータ UAV に 4 つのサーボを追加することで Roll, Pitch 軸においてチルト飛行が可能なクアドチルトロータ UAV を開発し、Pitch 角を 0 度から 90 度へ遷移飛行することに成功している [3]。しかし、同遷移飛行は 2 種類の制御法を切り替えて行っているため、シームレスな姿勢変化はできず、飛行不可能な姿勢が存在する。そこで、著者らはクアドチルトロータ UAV のためのシームレスな姿勢変化が可能な制御系の開発を行ってきた。しかし、これまではシミュレーション検証に留まっており、実機での検証には至っていなかった [4]。

本稿では、クアドチルトロータ UAV のシームレスな姿勢遷移飛行の実飛行検証について述べる。

2 クアドチルトロータ UAV

本研究を実施するにあたりクアドチルトロータ UAV を新たに開発した。外観を Fig. 1 に、仕様を Table 1 に示す。



Fig.1: Overview of the developed UAV

Table 1: Specification of the developed UAV

Total weight [g]	241.9
Width [mm]	300
Depth [mm]	300
Height [mm]	100
Payload [g]	321

3 クアドチルトロータ UAV の動力学モデル

クアドチルトロータ UAV の座標系を Fig. 2 のように定義する。地球座標系を Σ_W 、機体座標系を Σ_B 、プロペラ座標系を Σ_{P_i} ($i = 1 \sim 4$) とする。また、地球座標系の x 軸, y 軸, z 軸まわりの回転角度をそれぞれ Roll 角 ϕ , Pitch 角 θ , Yaw 角 ψ と

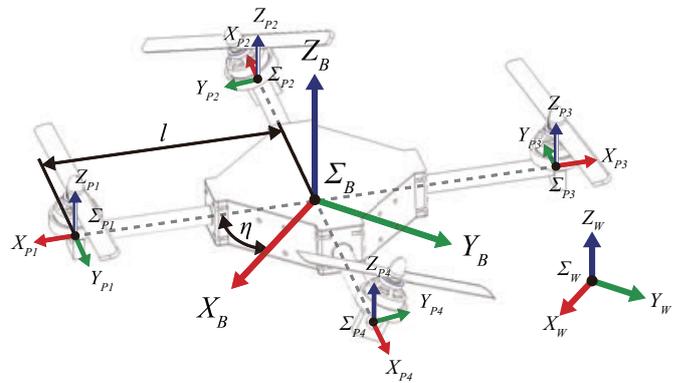


Fig.2: Coordinates of quad tilt-rotor UAV

し、プロペラ座標系 x 軸まわりの回転角度をチルト角 α_i ($i = 1 \sim 4$) とする。

機体座標系における位置と姿勢の運動方程式を式 (1) に示す。クアドチルトロータ UAV においては基本的に反トルク同士は相殺されており、本研究では急激な姿勢変化を行わないため、機体回転運動によるジャイロ効果以外の非線形項は非常に小さいと仮定している。

$$\begin{cases} m\dot{\mathbf{v}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times m\mathbf{v}_B = \mathbf{F}_B + \mathbf{g}_B \\ \mathbf{I}_B\dot{\boldsymbol{\omega}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{I}_B\boldsymbol{\omega}_B = \boldsymbol{\tau}_B \end{cases} \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{v}_B [m/s] は機体座標系の速度ベクトル、 $\boldsymbol{\omega}_B$ [rad/s] は機体座標系の角速度ベクトル、 m [kg] は機体の総重量、 $\mathbf{I}_B \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ [kgm²] は機体の慣性テンソル、 \mathbf{g}_B [m/s²] は機体座標系における重力加速度ベクトル、 \mathbf{F}_B [N] は機体座標系に発生する力ベクトル、 $\boldsymbol{\tau}_B$ は機体座標系の各軸に発生するトルクベクトルである。

数値シミュレーションは、式 (1) の動力学モデルに基づいて行う。

4 制御系

まず、姿勢制御系を考える。入力された目標姿勢とセンサから得られた現在姿勢はそれぞれ目標姿勢 ${}^W\mathbf{R}_B^*$ と現在姿勢 ${}^W\mathbf{R}_B$ の回転行列に変換される。これら 2 つの回転行列から Matsumoto らによって提案された “Resolved Tilt-Twist Angle Feedback Control” [5] を用いて姿勢偏差の計算を行う。計算された Roll, Pitch, Yaw の姿勢偏差 e_{B_a} を用いて式 (2) の

PD 制御を行い、姿勢制御に必要なトルクを発生させるための力 $\mathbf{F}_{B_a} = [F_{B_\phi} \ F_{B_\theta} \ F_{B_\psi}]^T$ が計算される。

$$\mathbf{F}_{B_a} = \mathbf{K}_p \mathbf{e}_{B_a} + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}}_{B_a} \quad (2)$$

ここで $\mathbf{K}_p, \mathbf{K}_d$ は PD 制御ゲインで、試行錯誤的に求めている。次に、位置制御系を考える。位置制御はコントローラを用いた手動制御となっている。コントローラからは地球座標系における機体の位置制御に必要な操作量 \mathbf{F}_{W_p} が送られてくる。コントローラから送信された操作量 \mathbf{F}_{W_p} は現在姿勢回転行列 ${}^W \mathbf{R}_B$ を用いて式 (3) のように機体座標系の位置制御に必要な操作量 $\mathbf{F}_{B_p} = [F_{B_x} \ F_{B_y} \ F_{B_z}]^T$ へと変換される。

$$\mathbf{F}_{B_p} = {}^W \mathbf{R}_B^T \mathbf{F}_{W_p} \quad (3)$$

最後に、各計算によって得られた制御に必要な力 $\mathbf{F}_{B_p}, \mathbf{F}_{B_a}$ からプロペラ推力 T_{P_i} とチルト角 α_i への変換を行う。本研究では、クアドチルトロータ UAV の特性を活かすためにプロペラ座標系における位置と姿勢の制御については以下のような制御方針としている。

1. Roll, Pitch の姿勢と Z_B の位置は、プロペラ座標系の垂直方向の力で制御する。
2. Yaw の姿勢と X_B, Y_B の位置は、プロペラ座標系の水平方向の力で制御する。

この制御方針に基づき、 $\mathbf{F}_{B_p}, \mathbf{F}_{B_a}$ から、各プロペラ座標系の垂直方向に必要な力 $F_{P_{v_i}}$ ($i = 1 \sim 4$) と水平方向に必要な力 $F_{P_{h_i}}$ ($i = 1 \sim 4$) に式 (4) を用いて変換する。

$$\begin{bmatrix} F_{P_{v1}} \\ F_{P_{v2}} \\ F_{P_{v3}} \\ F_{P_{v4}} \\ F_{P_{h1}} \\ F_{P_{h2}} \\ F_{P_{h3}} \\ F_{P_{h4}} \end{bmatrix} = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & -1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & -1 & 0 & 0 \\ \frac{-1}{\sin(\eta)} & \frac{-1}{\sin(\eta)} & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{-1}{\sin(\eta)} & \frac{-1}{\sin(\eta)} & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{1}{\sin(\eta)} & \frac{1}{\sin(\eta)} & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ \frac{1}{\sin(\eta)} & \frac{-1}{\sin(\eta)} & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{B_x} \\ F_{B_y} \\ F_{B_z} \\ F_{B_\phi} \\ F_{B_\theta} \\ F_{B_\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

プロペラ座標系における $F_{P_{v_i}}, F_{P_{h_i}}$ の力を図示すると Fig. 3 のようになり、プロペラ座標系の Y-Z 平面におけるベクトルとして考えることができる。

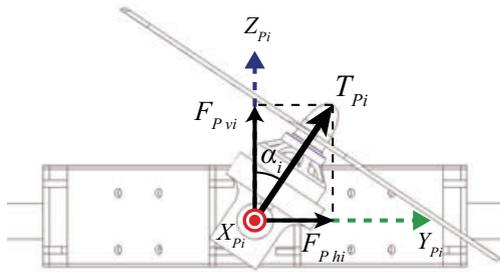


Fig.3: Distribution of force

このことから、各ロータのプロペラ推力 T_{P_i} とチルト角 α_i が式 (5), (6) より求められる。

$$T_{P_i} = \sqrt{F_{P_{v_i}}^2 + F_{P_{h_i}}^2}, \quad (i = 1 \sim 4) \quad (5)$$

$$\alpha_i = \text{atan2}(F_{P_{h_i}}, F_{P_{v_i}}), \quad (i = 1 \sim 4) \quad (6)$$

5 飛行シミュレーション検証

開発した機体でシームレスな姿勢変化が可能かシミュレーションを行った。パラメータは Table 2 に示すように本研究で開発した UAV のものとなっている。シームレスな姿勢変化が可能であることを示すために目標値をランプ状に変化させる。時間経過による目標姿勢の変化をまとめたものを Table 3 に示す。

Table 2: Physical parameters

Category	Symbol	Value
Mass	m [kg]	0.242
Arm Length	l [m]	0.15
Mounting Angle	η [rad]	$\pi/4$
Moment of Inertia	I_{xx} [kgm ²]	0.000224
	I_{yy} [kgm ²]	0.000205
	I_{zz} [kgm ²]	0.000404

Table 3: Change in target value over time

Time [s]	Reference Attitude (ϕ, θ, ψ) [°]
$0 \leq t < 10$	(0, 0, 0)
$10 \leq t < 20$	(0~90, 0, 0)
$20 \leq t < 30$	(90, 0, 0)
$30 \leq t < 40$	(90~0, 0, 0)
$40 \leq t < 50$	(0, 0, 0)

シミュレーション結果を Fig. 4 に示す。シミュレーションでは 10 秒かけて姿勢を 0 から 90 度に移行し、また戻すという挙動をさせている。シミュレーション結果を見ると姿勢が目標値に追従していることが分かる。このシミュレーション結果より、90 度という大きな姿勢変化においても同一の制御でシームレスな移行が可能であることが示された。

6 実機による飛行実験

シミュレーション結果よりシームレスな姿勢変化が可能なが示されたため、開発した機体を用いて実機実験を行った。今回の実験において位置制御は操縦者による手動制御となっており、場所は風の影響をできるだけ受けないように屋内で行った。Fig. 5 に実験結果、Fig. 6 に飛行の様子を示す。シミュレーションと同様の挙動をさせた結果、実機においても 0 から 90 度へのシームレスな移行が可能なが確認された。

7 おわりに

本研究では、シームレスな姿勢変化を可能とする制御系の開発を行った。開発した制御系を数値シミュレーションと実機実験によって検証した結果、どちらにおいてもシームレスな姿勢変化が可能であることが示された。今後は手動ではなくセンサなどと連携した自動による位置制御を行い、自律飛行可能なクアドチルトロータ UAV の開発を目指す。

参考文献

- [1] NTT ファシリティーズ総研. (2016). 小型無人機を活用したインフラ点検の現状と課題, Retrieved February 10, 2019, Available from <https://www.ntt-fsoken.co.jp/research/pdf/2016.03.pdf>
- [2] K. Kawasaki, et al., "Dual Connected Bi-Copter with New Wall Trace Locomotion Feasibility That Can Fly at Arbitrary Tilt Angle," *Proc. of the IEEE Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, pp. 524–531, 2015.
- [3] A. Oosedo, et al., "Large attitude change flight of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle," *Advanced Robotics*, vol. 30, no. 5, pp. 326–337, 2016.
- [4] 坂井佑将, 安孫子聡子, "クアドチルトロータ UAV のシームレス 90 度ロールアップホバリング制御", 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会'19 講演論文集, 1P1-M09, 2019.
- [5] T. Matsumoto, et al., "A Hovering Control Strategy for a Tail-Sitter VTOL UAV that Increases Stability Against Large Disturbance," *Proc. of the IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, pp. 54–59, 2010.

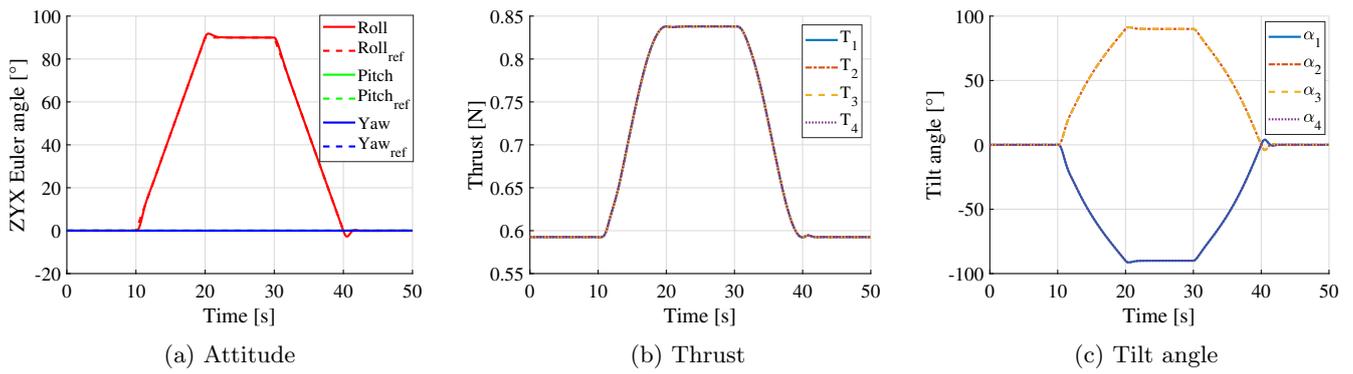


Fig.4: Simulation results

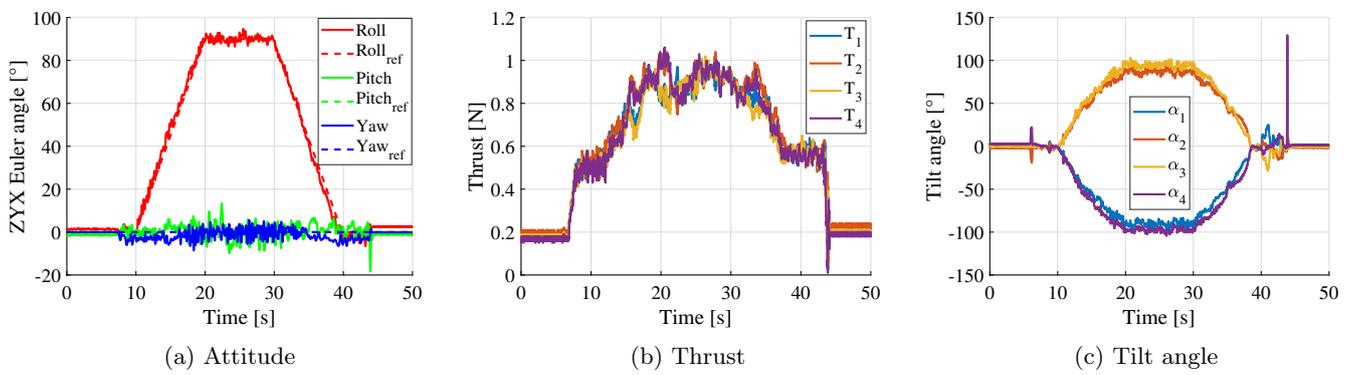


Fig.5: Experimental results

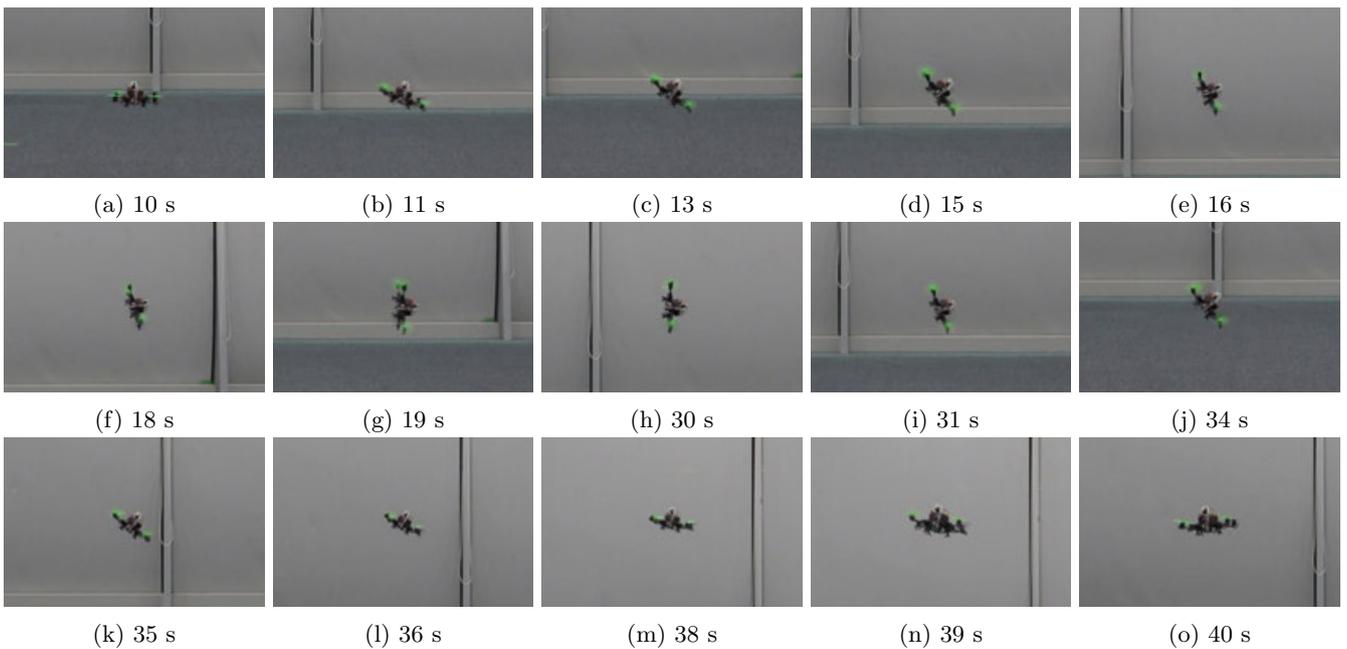


Fig.6: Flight photographs at seamless attitude transition flight