

## ダイナミックインバージョン法を用いた QTW-UAV の飛行制御系設計 Design of Flight Control System with Dynamic Inversion for Quad Tilt-Wing UAV

○柳内大紀<sup>1</sup>, 北村みよ<sup>2</sup>, 榎木雄太<sup>2</sup>, 内山賢治<sup>3</sup>\*Daiki Yanagiuchi<sup>1</sup>, Miyo Kitamura<sup>2</sup>, Yuta Enoki<sup>2</sup>, Kenji Uchiyama<sup>3</sup>

Abstract: This paper describes the design of a flight control system for Quad Tilt-Wing UAV (QTW-UAV). Dynamic inversion method is used to linearize equations of motion of QTW-UAV since its nonlinear dynamics significantly affects control performance during transition flight. The validity of the proposed flight control system is verified by numerical simulation. We also introduce flight control system of developed QTW-UAV.

### 1. はじめに

UAV (無人航空機) は, 固定翼 UAV と回転翼 UAV の二種類に大別され, この両者の特徴を併せ持つ UAV として, Quad-Tilt-Wing UAV (QTW-UAV) の研究が注目を集めている. しかし遷移飛行時に非線形性が強く現れるために飛行制御系の設計が困難である. 他の研究機関では各平衡点において線形制御器を構築し, 遷移飛行の各フェーズで制御ゲインの切り替えを行っている. しかし, それらの設計では遷移飛行時の安定性が保証されていないため, 系の安定性に不安が残る.

そこで, 本研究では非線形制御手法であるダイナミックインバージョン制御器を適用することで, 系の安定性を保証した制御系を提案する. また提案する手法に対し, 数値シミュレーションを行うことで有効性を確認する.

### 2. QTW-UAV の運動

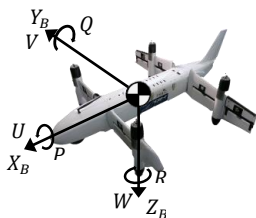


Figure 1. Definition of state variables

QTW-UAV の運動方程式として, 以下のような並進・回転運動に関する非線形運動方程式を考える.

$$\dot{\mathbf{V}} = -\tilde{\omega}\mathbf{V} + \mathbf{C}^{B/I}\mathbf{g} + \frac{1}{m}\{\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \mathbf{T}(\xi)\} \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = -\mathbf{J}^{-1}\tilde{\omega}\omega + \mathbf{J}^{-1}\{\mathbf{M}_{air1}\omega + \mathbf{M}_{air2}(\alpha, \xi) + \mathbf{M}(\xi)\} \quad (2)$$

ただし,  $\mathbf{V}$ : 対気速度,  $\omega$ : 角速度,  $\mathbf{g}$ : 重力加速度,  $\mathbf{T}$ : 推力,  $\xi$ : ティルト角,  $\alpha$ : 迎え角,  $\mathbf{F}_{air}$ : 空気力,  $\mathbf{M}_{air1}$ : ヨー方向におけるダンパー抵抗によるモーメント,  $\mathbf{M}_{air2}$ : 空気力によるモーメント,  $\mathbf{M}$ : 推力によるモーメント,  $\mathbf{C}^{I/B}$ : 慣性座標系から機体座標系への変換行列,  $\mathbf{J}$ : 機体の質量中心まわりの慣性モーメントをそれぞれ示す.

### 3. 飛行制御系

まず並進の制御器を設計する. 位置誤差  $\mathbf{x}_e$  を以下のように定義する.

$$\mathbf{x}_e = \mathbf{x} - \mathbf{x}_c = [x - x_c \quad y - y_c \quad z - z_c] \quad (3)$$

(3)式を 2 階微分し, (1)式を代入して, まとめることで次式を得る.

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{x}}_e &= \dot{\mathbf{C}}^{I/B}\mathbf{V} - \mathbf{C}^{I/B}\tilde{\omega}\mathbf{V} + \mathbf{g} + \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{T}(\xi) \\ &= \dot{\mathbf{C}}^{I/B}\mathbf{V} - \mathbf{C}^{I/B}\tilde{\omega}\mathbf{V} + \mathbf{g} + \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \frac{1}{m}\mathbf{T}_d \end{aligned} \quad (4)$$

ただし,  $\mathbf{T}_d$  は慣性座標系における推力ベクトルである. ここで, (1)式を線形化するための非線形項を打ち消す推力ベクトル  $\mathbf{T}_d$  は以下ようになる.

$$\mathbf{T}_d = m \left\{ -\dot{\mathbf{C}}^{I/B}\mathbf{V} + \mathbf{C}^{I/B}\tilde{\omega}\mathbf{V} - \mathbf{g} - \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \mathbf{v}_x \right\} \quad (5)$$

ここで,  $\mathbf{v}_x$  は線形化されたシステムにおける新たな制御入力であり, QTW-UAV の並進運動方程式は以下のように線形化される.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \dot{\mathbf{x}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \dot{\mathbf{x}}_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{v}_x \quad (6)$$

(6)式に最適レギュレータを適用し, 状態フィードバックゲイン  $\mathbf{F}_x$  を求めると, 並進制御系における制御入力  $\mathbf{v}_x$  は以下ようになる.

$$\mathbf{v}_x = \mathbf{F}_x \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \dot{\mathbf{x}}_e \end{bmatrix} \quad (7)$$

上記の並進に対する制御系により得た推力ベクトル  $\mathbf{T}_d$  と実際に QTW-UAV が発生させる推力の向きを一致させるため, ティルト角指令値  $\xi_c$  及び, ロール角  $\phi_c$  を次式で定義する.

$$\xi_c = \tan^{-1} \left( \frac{-T_z}{T_x} \right), \psi_c = \tan^{-1} \left( \frac{T_y}{-T_z} \right) \quad (8)$$

次に回転の制御器を設計する. 角度誤差  $\mathbf{e}_e$  を以下のように定義する.

$$\mathbf{e}_e = \mathbf{e} - \mathbf{e}_c = [\phi - \phi_c \quad \theta - \theta_c \quad \psi - \psi_c] \quad (9)$$

並進制御系と同様の手順で制御入力を導出すると, QTW-UAV の回転運動方程式は以下のように線形化される.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_e \\ \dot{\mathbf{e}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{e}_e \\ \dot{\mathbf{e}}_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{v}_e \quad (10)$$

(10)式に最適レギュレータを適用し, 状態フィードバックゲイン  $\mathbf{F}_e$  を求めると, 回転制御系の制御入力  $\mathbf{v}_e$  は以下ようになる.

$$\mathbf{v}_e = \mathbf{F}_e \begin{bmatrix} \mathbf{e}_e \\ \dot{\mathbf{e}}_e \end{bmatrix} \quad (11)$$

また, 提案する制御系の概略を Fig.2 に示す.

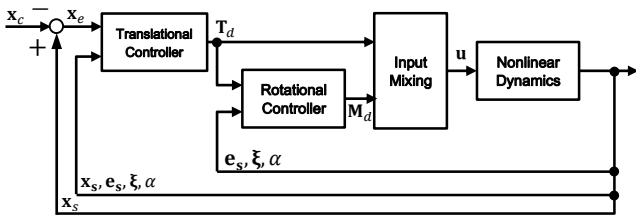


Figure 2. Overview of proposed control system

4. 数値シミュレーション

提案する手法を数値シミュレーションによって検証する。本稿では表 1 の条件を与え、 $t=40[s]$ まで目標位置 $x_c$ でホバリング飛行を行った後、目標速度 $V_d = [5 \ 0 \ 0]^T$ を与え、遷移飛行を行う。Fig.3 にシミュレーション結果を示す。

Fig.3(a)からホバリング飛行において追従していることがわかる。また、Fig.3(c)(d)(e)(f)より、ティルト角を稼動させ、遷移飛行を行ったために、一時的にローターならびにフラッパーンの推力が大きく変動しているが、姿勢が安定した後、追従していることが確認できる。

以上の結果より、提案する手法が有効であるということが確認できた。

Table 1. Simulation conditions

Initial position	$x_0$ [m]	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Initial velocity	$V_0$ [m/s]	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Initial attitude angle	$e_0$ [deg.]	$[5 \ 5 \ 10]^T$
Initial Tilt angle	$\xi_0$ [deg.]	90
Target position	$x_c$ [m]	$[0 \ 0 \ -5]^T$
Target velocity	$V_c$ [m/s]	$[0 \ 0 \ 0]^T$

5. 実験システム

今回制御対象として扱う FS-4 の全体像を Fig.4(a)に示す。本機体の全長は 1863mm、翼幅は 1800mm で、機体重量は 24kg である。また、最大離陸重量は 30kg であり、航続可能距離は 40km である。

本実験システムのシステムダイアグラムを Fig.4(b)に示す。ここで、姿勢情報はアビオニクスに搭載した三軸加速度センサー・三軸角速度センサー・三軸地磁気センサーの情報を拡張カルマンフィルタによって処理をすることで推定しており、位置情報は GPS から取得をしている。また、実験時には状態量を常に観測する必要があるため、X-BEE を用いた無線通信により、地上局との通信を可能にしている。

6. まとめ

本研究では QTW-UAV の姿勢制御器を、非線形制御手法であるダイナミックインバージョン法を用いて設計し、数値シミュレーションの結果より、提案する制御則が有効であることを確認した。今後は、FS-4 に提案する制御器を適用し、実証実験を行う。

参考文献

[1] 木村 學, 平林 大輔, 古谷 光啓, 安田 憲太: 「4 発垂直離発着航空機(QTW)による輸送システム」, 交通・物流部門大会講演会論文集, pp.121-122, 2007  
 [2] 佐藤 昌之, 村岡 浩治, 「Quad Tilt Wing 無人航空機の飛行制御」, 日本航空宇宙学会論文集, vol.61, No.4, pp.110-118, 2013

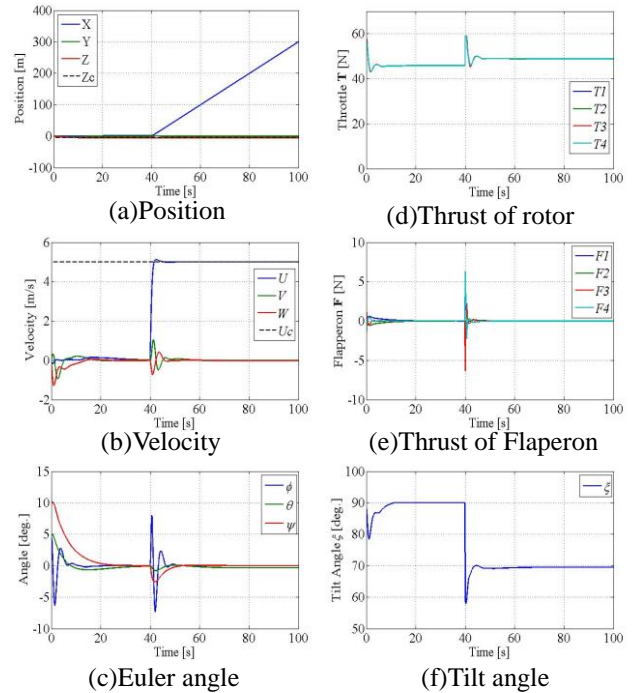
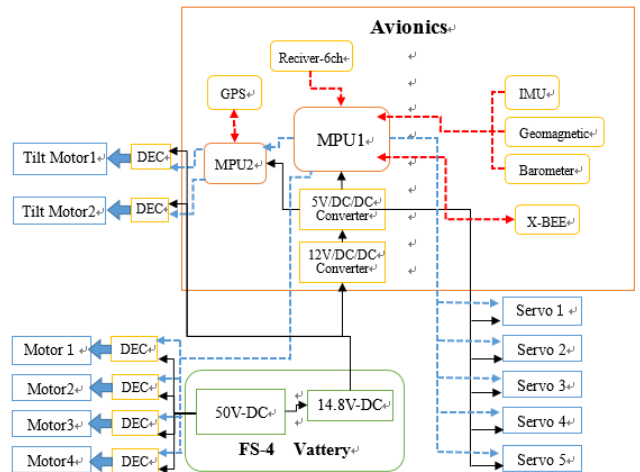


Figure 3. Time responses of numerical simulation



(a)Overview of QTW-UAV



(b)System Diagram

Figure 4. Developed QTW-UAV