

## Quad Tilt-Wing 型 UAV の遷移飛行制御

### Transition Flight Control of Quad Tilt-Wing UAV

○三上隆人<sup>1</sup>, 横井里奈<sup>1</sup>, 内山賢治<sup>2</sup>○Takahito Mikami<sup>1</sup>, Rina Yokoi<sup>1</sup>, Kenji Uchiyama<sup>2</sup>

Abstract: This paper describes the flight control system for transition flight of Quad Tilt-Wing(QTW)-UAV. QTW-UAV can achieve vertical takeoff and landing, hovering flight, and high cruising speed. We design the translational and attitude control system using dynamic inversion method because nonlinear dynamics cannot be ignored during transition flight. The validity of the proposed control system is verified numerically and experimentally.

## 1. はじめに

無人航空機 (UAV) は、高速飛行に適している固定翼 UAV とホバリング機能に特化した回転翼 UAV に分けられ、これらの能力を併せ持つ航空機としてテイルトウィング型 UAV (QTW-UAV) の研究が行われている。QTW-UAV の運動は遷移飛行時に非線形性が顕著に現れる。従来の研究<sup>[1][2]</sup>では、非線形性を考慮した制御系設計がされておらず、遷移飛行時にシステムが不安定になる可能性がある。

本稿では Dynamic inversion (DI) 法により、遷移飛行時の非線形性を考慮した飛行制御系を提案し、その有効性を数値シミュレーションと実機による実証実験により確認する。

## 2. 制御系設計

## 2.1 運動方程式

本研究で用いる QTW-UAV は 2 つのテイルトウィングを有しており、垂直離着陸や水平飛行が可能となっている。機体の位置や姿勢は、翼に取り付けられたフラップロンと 4 つのプロペラを用いて制御する。機体の状態量、制御入力の変数を Fig.1 に示す。機体の非線形運動方程式は以下のように表される。

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

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

上式で用いた行列やベクトルの各要素を以下に示す。式中、 $c\theta = \cos \theta$ ,  $s\theta = \sin \theta$  とした。また、Table 1 に式で用いた変数の定義を示す。

$$\mathbf{V} = [U \ V \ W]^T, \omega = [P \ Q \ R]^T, \xi = [\xi_1 \ \xi_2]^T, \mathbf{g} = [0 \ 0 \ g]^T$$

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}, \mathbf{M}_{air1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -S_y \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}^{B/I} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -\sin \theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) = \begin{bmatrix} -f_{l1}s\xi_1 - f_{l2}s\xi_2 + (f_{k1} + f_{k2})|s\alpha| - (f_{d1} + f_{d2} + f_{d3})c\alpha \\ -f_{d4} \\ -f_{l1}c\xi_1 - f_{l2}c\xi_2 - (f_{k1} + f_{k2})c\alpha - (f_{d1} + f_{d2} + f_{d3})s\alpha \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}(\xi) = \begin{bmatrix} (T_1 + T_2)c\xi_1 + (T_3 + T_4)c\xi_2 - (F_1 + F_2)s\xi_1 - (F_3 + F_4)s\xi_2 \\ 0 \\ -(T_1 + T_2)s\xi_1 - (T_3 + T_4)s\xi_2 - (F_1 + F_2)c\xi_1 - (F_3 + F_4)c\xi_2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{air2}(\alpha, \xi) = \begin{bmatrix} 0 \\ l_s\{f_{l1}c\xi_1 - f_{l2}c\xi_2 + (f_{k1} - f_{k2})c\alpha + (f_{d1} - f_{d2})s\alpha\} \\ 0 \end{bmatrix}$$

Table 1. Definitions physical quantity

$\alpha$	迎角	$f_{l1}, f_{l2}$	主翼揚力
$g$	重力加速度	$f_{k1}, f_{k2}$	機体揚力
$m$	機体質量	$f_{d1}, f_{d2}$	主翼抗力
$\xi_1$	前翼テイルト角	$f_{d1}, f_{d2}$	機体抗力
$\xi_2$	後翼テイルト角	$T_1, T_2, T_3, T_4$	ロータ推力
$S_y$	ダンパー抵抗	$F_1, F_2, F_3, F_4$	フラップロン偏向推力
$l_l$	機体軸 $X_B$ からロータ位置までの距離		
$l_s$	機体軸 $Y_B$ からロータ位置までの距離		

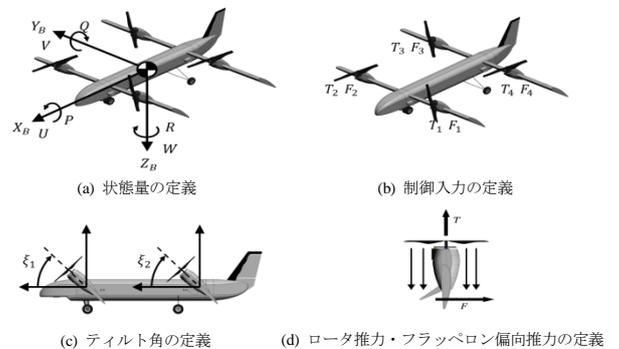


Figure 1. Definitions of state and control input

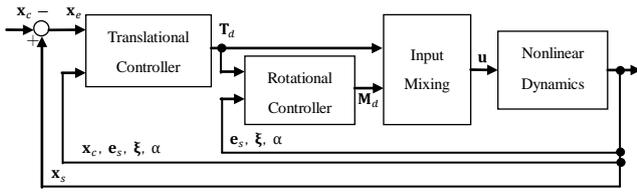


Figure 2. Block diagram of proposed flight control system

## 2.2 制御系

Fig.2 に提案する制御系を示す. 制御系は, 機体の並進運動に対する制御器および姿勢運動に対する制御器から構成される. 並進制御系における位置誤差  $\mathbf{x}_e$  を以下のように定義する.

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

ここで,  $\mathbf{x}$  は現在位置,  $\mathbf{x}_c$  は目標位置を示す. (1)式および(3)式から  $\mathbf{x}_e$  に関する誤差方程式が次式のように得られる.

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

$$\mathbf{T}_d = [T_x \quad T_y \quad T_z]^T$$

DI 法を適用して誤差方程式を線形化するための推力ベクトル  $\mathbf{T}_d$  は, 次式のように非線形項を含む式で表せる.

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

上式において  $\mathbf{v}_x$  は新たな制御入力である. 本稿では, フィードバック制御ゲインの決定に最適レギュレータを適用する.

ティルト角の指令値  $\xi_c$ , ロール角の指令値  $\varphi_c$  は, 推力ベクトル  $\mathbf{T}_d$  を機体軸からなる平面に投影したベクトルと機体軸とのなす角を求めて決定する.

$$\xi_c = \tan^{-1}\left(\frac{-T_z}{T_x}\right), \quad \varphi_c = \tan^{-1}\left(\frac{T_y}{-T_z}\right) \quad (6)$$

回転制御系についても, 上記と同様の手順で制御入力を導出する. まず, 姿勢角誤差  $\mathbf{e}_e$  を以下のように定義する.

$$\mathbf{e}_e = \mathbf{e} - \mathbf{e}_c = [\varphi - \varphi_c \quad \theta - \theta_c \quad \psi - \psi_c]^T \quad (7)$$

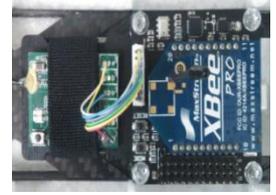
ここで,  $\mathbf{e}$  は現在姿勢角,  $\mathbf{e}_c$  は目標姿勢角を示す. 力のモーメント  $\mathbf{M}_d$  を次式で定義することで, 姿勢運動に関する方程式を線形化することができる.

$$\mathbf{M}_d = -\mathbf{J}\mathbf{C}^{-1}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{M}_{air1}\boldsymbol{\omega} - \mathbf{M}_{air2}(\alpha, \xi) + \mathbf{v}_e \quad (8)$$

QTW-UAV はロータ推力とフラップロン偏向推力で制御される. 実際には, ロータ推力  $T_1, T_2, T_3, T_4$ , およびフラップロン偏向推力  $F_1, F_2, F_3, F_4$  は, (5)式に示した推力ベクトル  $\mathbf{T}_d$ , (8)式の力のモーメント  $\mathbf{M}_d$ , (1)式および(2)式を用いて算出する.



(a) 機体外観



(b) アビオニクス

Figure 3. Developed QTW-UAV

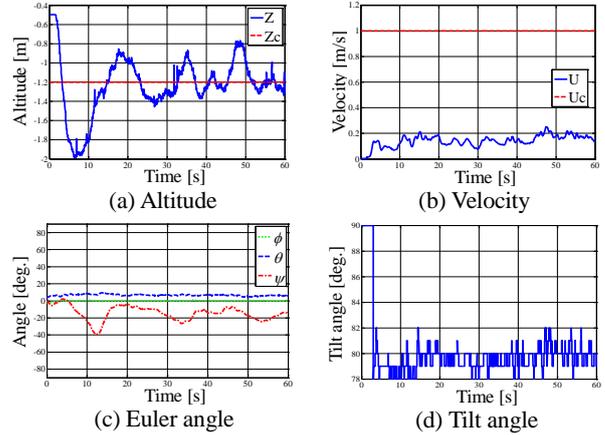


Figure 4. Time responses of QTW-UAV using proposed controller

## 3. 実証実験

Fig.3 に開発した実験装置を, Fig.4 に実験結果を示す. 機体質量は 0.43[kg], 全長は 0.8[m], 全幅は 0.8[m]で, 風外乱の影響の少ない室内で運用することを想定している. 実験では, 高度, 機体軸方向の速度, および姿勢角の目標値をそれぞれ,  $Z_c = -1.2$ ,  $U_c = 1$ ,  $\mathbf{e}_c = [0 \ 0 \ 0]$ とした. Fig.4(b), (d)を見ると, ティルト角を変化させることで機体速度が増加し一定値に収束していることが分かるが, 機体速度に関する定常偏差は約 0.85[m/s]となった. 一方, 高度や姿勢角については, ほぼ目標値に収束しており, 安定した飛行を実現することができた.

## 4. まとめ

本稿では QTW-UAV の新たな遷移飛行制御の手法を提案した. また数値シミュレーション及び実証実験の結果より, 提案する制御系を用いることで安定した遷移飛行を実現することができた.

## 参考文献

- [1]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
- [2]堀田良和, “ティルト機構を有する 4 発ロータ無人機のモデリングおよび遷移飛行制御”, 千葉大学修士論文, 2009.